

风洞风机防喘振模型及其控制策略

张 文¹, 周恩民^{1,2}, 程 松¹, 刘 恺¹

(1. 中国空气动力研究与发展中心 高速空气动力研究所, 四川 绵阳 621000;

2. 南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016)

摘 要: 以连续式高速风洞中的多级轴流风机为研究对象, 分析了其喘振流量条件和风洞多变试验状态下的流量特性, 建立了基于风机入口流量和进出口压比的防喘振模型. 给出了风机流动相似条件和流量计算方法, 测试出了风洞风机通用特性曲线和工作线, 基于风机转速区间和工作特性设置了防喘振簇线. 基于 PLC(programmable logic controller)过程控制和 WinCC 监控平台, 制定了多级冗余防喘振控制策略, 并进行了风洞试验验证. 结果表明: 防喘振模型能准确反映风洞多变试验条件下风机的运行工况和安全裕度; 流量与压比重复性测量的标准差分别为 0.002 和 0.001, 防喘振控制的重复性精度为 0.003; 实现了喘振工况的实时判别和自动控制, 有效避免了喘振的发生.

关 键 词: 连续式风洞; 轴流风机; 喘振条件; 防喘振模型; 防喘振控制

中图分类号: V211.74

文献标志码: A

Anti-surge model and control strategy of fan in wind tunnel

ZHANG Wen¹, ZHOU Enmin^{1,2}, CHENG Song¹, LIU Kai¹

(1. High Speed Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China;

2. College of Aerospace Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Based on the application of multi-stage axial fan in continuous high speed wind tunnel, the flow rate condition of surge and flow rate characteristic of changeful wind tunnel test state was analyzed, and an anti-surge model based on inlet flow rate and pressure ratio was established. The fan flow similarity condition and a flow rate calculating method were given, the generalized characteristics and work curves of wind tunnel fan were determined, and the anti-surge cluster curves were set based on rotating speed range and work characteristic of fan. Based on PLC (programmable logic controller) and WinCC automation system, a multi-level redundant anti-surge control strategy was proposed and validated in wind tunnel test. The results show that the anti-surge model has satisfactory effect to reflect the operation situation and safety margin of fan caused by changeful wind tunnel test condition exactly; standard deviation of flow rate and pressure ratio acquired is 0.002 and 0.001, anti-surge control repeatability accuracy is 0.003, realizing real-time discrimination and automatic control of surge come true, and effectively preventing the surge.

Key words: continuous wind tunnel; axial-fan; surge condition; anti-surge model; anti-surge control

收稿日期: 2016-11-17

作者简介: 张文(1984—), 男, 工程师, 主要从事连续式高速风洞自动控制研究. E-mail: myzwabc@163.com

引用格式: 张文, 周恩民, 程松, 等. 风洞风机防喘振模型及其控制策略[J]. 航空动力学报, 2017, 32(6): 1434-1440. ZHANG Wen, ZHOU Enmin, CHENG Song, et al. Anti-surge model and control strategy of fan in wind tunnel[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(6): 1434-1440.

近年来,连续式高速风洞以其性能稳定、流场品质好和可以连续运行等优势,在国内陆续建成投运.该类风洞通常采用多级轴流风机作为动力系统,驱动气流在风洞回路内连续流动,为建立试验段流场提供所需的压比^[1-4].风洞运行范围宽、调节手段多样是充分发挥其性能优势的前提,但同时也对风机的安全稳定运行提出了较高要求,尤其受风洞马赫数、二喉道开度和模型攻角等试验参数变化时带来的耦合扰动影响,风洞管网阻力特性及风机入口流量多变,极易进入失速或喘振工况,危害风机和风洞设备安全.因此,建立风机在风洞应用中的防喘振模型,制定相应的防喘振控制策略,有效避免喘振发生,对于保证机组的安全稳定运行和提高风洞试验效率均具有重要的工程意义.

喘振与风机的内部流动和所处管网系统的特性密切相关,国内外学者对此进行了深入研究^[5-11].文献[5]给出了国外中速风洞风机性能评估和失速线的评估准则.文献[6-7]讨论了工业用风机的喘振机理和防喘振控制方法.文献[8-9]对比分析了风洞风机直接放空和旁路调节两种防喘振措施的可行性.文献[10-11]测试出了国内已投运的两座连续式跨声速风洞风机的喘振边界线.总地来看,国外可供查阅的针对风洞风机喘振研究的资料很少,而国内连续式高速风洞起步较晚,数量较少,还需持续深入开展相关研究工作.

基于现有成果,以中国空气动力研究与发展中心 0.6 m×0.6 m 连续式跨声速风洞(简称 0.6 m 连续式风洞)轴流风机为研究对象,该风洞是大型连续式跨声速风洞的引导风洞^[12],分析了其喘振条件和流量特性,建立了基于可变极限流量法^[13]的防喘振模型,制定了相应的控制策略,并应用于风洞试验,取得了良好的控制效果.

1 风洞风机喘振特性

1.1 多级风机喘振条件

喘振是轴流风机的固有特性,当风机入口流量小于某个值时,叶片表面将发生流动分离,进入旋转失速,失速加剧后将导致气流沿轴向周期性振荡^[14],诱发喘振.喘振既与风机内部流动形态有关,也与所在管网系统特性密切相关.多级轴流风机的喘振条件在于风机本身以及所在管网系统运行条件发生变化时,各级流量系数 φ 的减小规律.风机各级的压缩过程均为多变压缩,由连续方程可推得

$$\frac{\varphi_z}{\varphi_1} \pi^{\frac{1}{z}} = \text{const} \tag{1}$$

式中 z 为风机的相应级, π 为压比, n 为多变指数, const 表示常数.

风机在非设计转速下变速运行时, π 改变, φ_z/φ_1 随之变化.转速降低,风机 1 级入口流量下降, φ_1 降低,容易先发生失速;同时由于 π 降低, φ_z/φ_1 增大,低压级 φ 减小,进而产生大正冲角,形成渐进型旋转失速,引起整台风机喘振.转速升高, π 增大, φ_z/φ_1 减小,高压级 φ 减小,将首先出现失速区^[15].

风机在设计转速下运行时,入口气流温度升高或流道通流面积减小也可能导致喘振.入口温度 T 升高,折合转速 $n/\sqrt{T}$ 降低,物理效应同实际转速降低.通流面积减小,使流入风机的流量减小, π 增大,高压级容易发生喘振.

1.2 风洞风机流量特性

0.6 m 连续式风洞布局示意图见图 1,风洞稳定段运行压力 $p_0=(0.15\sim2.5)\times10^5\text{ Pa}$,试验段设计马赫数 $Ma_d=0.2\sim1.6$.

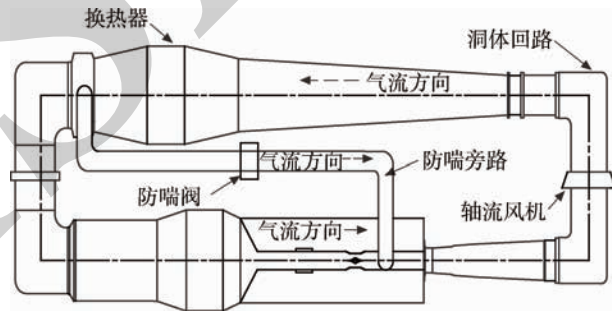


图 1 风洞布局示意图

Fig. 1 Configuration sketch of wind tunnel

在运行压力和马赫数的宽范围调节下,风洞试验状态与管网能量损失多变^[16],风机入口流量频繁变化,运行工况极为复杂,与工业用风机相对稳定的工况差别很大^[17].为建立覆盖风洞全马赫数范围的试验段流场,风机转速的运行区间为 600~3 600 r/min,且绝大部分工况均为非设计转速下的变速运行.由文中第 1.1 节分析可知,风机低压级或高压级的流量系数 φ 将减小.

风机运行过程中其入口气流温度将发生变化.同一试验状态下,风机出口热气流经风洞回路流向入口,在换热器达到热平衡之前,温度耦合叠加使入口气流温度升高.此外,风洞运行压力升高也将导致入口气流温度升高.在对风洞进行增压试验时,首先由大容量气源系统向风洞进行快速的定容充气,充气前后风洞中空气的压力与温度

关系为^[18]

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{\gamma}{\frac{T_1}{T_1'} + \left(\gamma - \frac{T_1}{T_1'}\right) \frac{p_1}{p_2}} \quad (2)$$

式中 T_1, p_1, T_2, p_2 分别为充气前后风洞内的空气温度和压力, T_1' 为气源温度, γ 为空气比热比. T_1' 与 T_1 量值接近, 即 $T_1 < \gamma T_1'$, 又由 $p_1 < p_2$, 可知 $T_2 > T_1$, 即充气后风洞中的空气温度升高, 风机入口气流温度也升高, 低压级流量系数 φ 降低.

风洞超声速马赫数控制时, 风机转速高于设计转速, 喷管型面调节至超声速型面, 喉道通流面积减小, 两者耦合使风机流量大大降低. 当风机处于或接近设计点(设计风洞运行压力、马赫数和风机转速)运行时, 为实现风洞马赫数的精确控制, 二喉道开度将会频繁调节; 风洞试验过程中, 模型攻角将在 $-20^\circ \sim 20^\circ$ 范围内变化, 堵塞度随之发生变化. 当二喉道开度减小或模型堵塞度增大时, 气流有效通流面积减小形成节流, 管网阻尼增加, 压力损失增大, 马赫数降低, 流入风机的流量减小.

2 风洞风机防喘振模型

基于喘振条件和流量特性分析, 建立风洞风机多工况下的防喘振模型. 忽略回路中的质量损失, 利用相似理论, 以折合流量和进出口压比为基本变量, 测定风机在各折合转速下的通用特性曲线. 采用可变极限流量法, 根据风机运行工况及其对应喘振点流量的变化, 自动调节图 1 所示防喘旁路中的防喘阀, 通过旁通回流实现快速脱喘, 模型等效结构图见图 2.

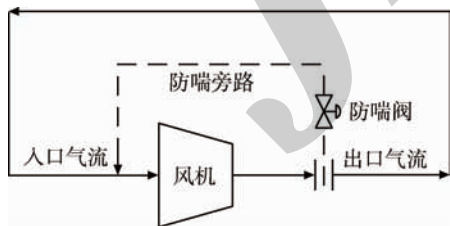


图 2 风机防喘系统结构图

Fig. 2 Anti-surge system configuration diagram of fan

2.1 风机流动相似理论

风洞风机以空气为工质, 当气流进入雷诺数自准区时, 其特性仅取决于通流部分各截面同一点上的马赫数 Ma' . 若风机入口截面马赫数 Ma_{cz} 和圆周马赫数 Ma_u 分别相等, 则 Ma' 相同, 不论入口温度 T 和压力 p 如何变化, 其压比 π 和效率 η 特性保持不变. 通常采用折合流量 $G\sqrt{T}/p$ 和折合转速 $n/\sqrt{T}$ 来代替 Ma_{cz} 和 Ma_u , 以此参数来

表示风机性能, 既可得到不受入口条件限制的通用特性曲线, 也能对具有相似条件的同尺寸及大尺寸风洞风机特性线进行预估.

2.2 模型参数计算

由于风洞回路阻尼特性多变, 风机入口管道截面上的气流流动既不均匀也不稳定, 特别是风机入口处的气流比较紊乱, 导致同一试验状态下的流量波动很大, 难以直接准确测量风机的入口流量. 因此采用间接测量法, 通过风洞试验段流量 G_0 和防喘旁路流量 G' 换算得到. 压比 π 为风机出口气流与入口气流的静压之比.

$$G_0 = mA_t \frac{p_0}{\sqrt{T_0}} q(Ma) \quad (3)$$

式中

$$m = \sqrt{\frac{\gamma}{R} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}$$

$$q(Ma) = Ma \left[\frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

$$Ma = \sqrt{5 \left[\left(\frac{p_0}{p_t} \right)^{\frac{2}{\gamma}} - 1 \right]}$$

$$G' = A \sqrt{\frac{2p_t \Delta p}{RT_0'}} \quad (4)$$

式中 p_0 为风洞稳定段运行压力, A_t 为试验段截面积, T_0 为稳定段总温, p_t 为试验段静压; A 为防喘旁路管道截面积, p_t' 为防喘旁路静压, Δp 为旁路差压, R 为气体常数, T_0' 为旁路总温.

由连续方程, 风机入口流量 G 的计算方法如下: 防喘旁路关闭时, $G' = 0, G = G_0$; 防喘旁路打开时, $G = G_0 + G'$.

根据文献[11]给出的性能测试方法, 选取典型风机转速和静叶角度, 通过二喉道节流, 测试风机在各运行转速下的压比与效率特性, 实测出喘振点对应的入口流量和压比. 记录等转速节流过程中风机的入口温度和压力, 将实际转速与入口流量换算为折合转速和折合流量.

2.3 特性曲线测试

2.3.1 测试结果与分析

风机转速 $N = 800 \sim 3\,600 \text{ r/min}$, 66° 静叶角下的喘振点测试结果如表 1 和图 3 所示.

同一转速下, 流道节流使风洞回路阻尼增加, 风机入口流量减小, 压比逐渐升高. 当流量降至极限时进入失速区, 失速区内压比不再跟随流量而变化. 随着风机转速升高, 入口流量和压比均增大, 等转速性能曲线及其对应喘振点均向右上方移

表 1 96 kPa 压力下的喘振点测试结果

Table 1 Surge point test results at pressure of 96 kPa

转速 N/(r/min)	入口流量 G/(kg/s)	压比 π	入口压力 p/kPa	入口温度 T/K
800	22.68	1.023	93.24	286.9
1000	24.96	1.049	92.13	287.6
1500	35.38	1.103	86.46	286.5
2000	42.91	1.197	79.51	291.1
2500	48.82	1.318	71.76	293.6
3000	53.67	1.476	63.66	295.8
3300	57.20	1.586	58.56	299.2
3600	59.56	1.728	53.47	300.1

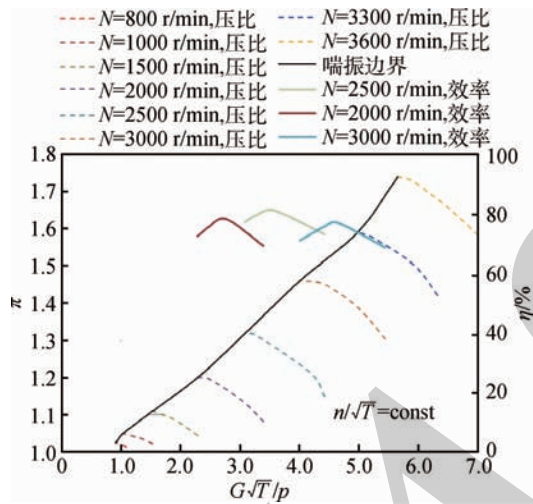


图 3 特性曲线测试结果

Fig. 3 Characteristics curves of test result

动。等转速下的效率 η 最高点出现在喘振临界点附近,变转速工况下的最高效率点出现在 2500 r/min,量值约为 81.5%。

实测喘振边界与计算预测结果趋势一致,相同转速下喘振点流量的最大偏差为 5.5%,压比的最大偏差为 2.1%,测试结果可信,可作为风机喘振判别的实施依据^[11]。

风机在风洞中的工作曲线如图 4 所示。可以看出,风机在全工作转速范围内满足风洞马赫数的调节需求,但由于马赫数调节范围宽,风机变速运行区间大,工况点越靠近极限转速,喘振裕量越小。特别是在马赫数为 0.2 和 1.6 时,工况点非常靠近喘振线,流量裕量分别仅有 17.5%和 12.9%。

2.3.2 防喘簇线设置

基于风机转速区间,关联喘振边界线和工作曲线特性,将喘振点的流量 $G\sqrt{T}/p_s$ 放大裕量 Δ_{as} 和 Δ_{sa} ,压比保持不变,设置如图 5 所示的防喘线和报警线。

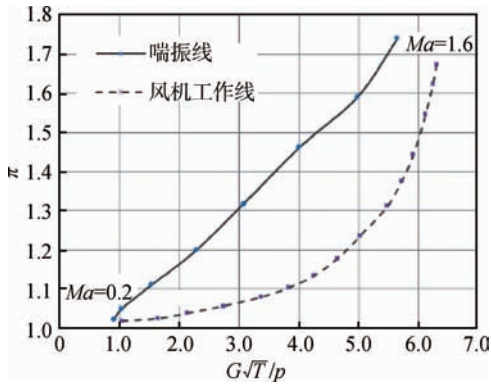


图 4 风洞风机工作曲线

Fig. 4 Work curves of fan in wind tunnel

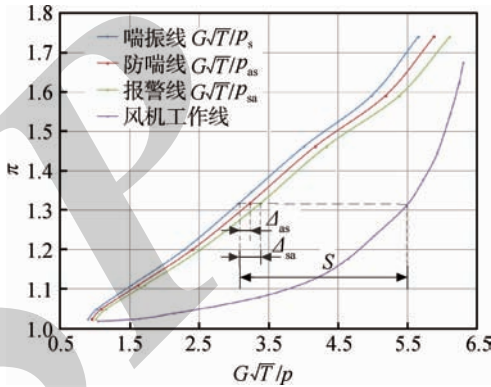


图 5 防喘振簇线设置

Fig. 5 Anti-surge cluster curves setting

转速分为 3 个运行区间,单个区间内风机的变转速范围相对较小,因此工况将得到简化。中速(2000~3000 r/min)的喘振裕量 S 约为 40.2%~47.2%,可采用工业上常用的 5%和 10%作为防喘线和报警线的设置基准;低速(1500 r/min 及以下)时 S 降低,约 17.5%~26.8%,绝对流量也较小,为提高簇线和多级冗余控制分辨率,加快流量控制的响应速度,可适当增大基准,如采用 6%和 12%;高速(3300 r/min 及以上)时, S 大大降低,仅有 12.9%~24.3%,但绝对流量较大,考虑既不影响风机的有效运行范围,也具有大流量下的喘振判别容错能力,可适当减小基准,如采用 4%和 8%。

2.4 防喘振控制原理

模型控制原理见图 6。采用基于外环流量和内环开度的双闭环比例-积分-微分(PID)控制。 $G\sqrt{T}/p_{as}$ 为防喘线确定的喘振点流量, $G\sqrt{T}/p$ 为模型参数计算得到的实际流量, V_1 为流量比例-积分(PI)控制输出的防喘阀开度, V_2 为防喘阀的实际开度。

流量采用数字 PI 控制,控制方程为

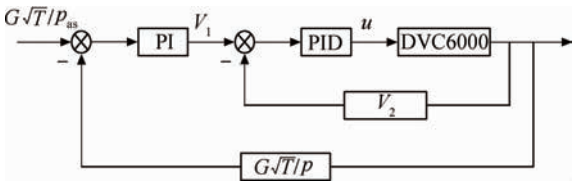


图 6 防喘振模型原理图

Fig. 6 Principle sketch of anti-surge model

$$V_{1k_1} = K_p \left[\Delta(G\sqrt{T}/p)_{k_1} + \frac{C}{t_i} \sum_{j=0}^{k_1} \Delta(G\sqrt{T}/p)_j \right] \quad (5)$$

开度采用模拟 PID 控制,控制方程为

$$u = \frac{1}{\delta} \left(\Delta V + \frac{1}{t_i} \int_0^t \Delta V dt + t_d \frac{d\Delta V}{dt} \right) \quad (6)$$

式中 $\Delta V = V_1 - V_2$, k_p 为比例增益, t_i 为积分时间, t_d 为微分时间, k_1 为采样时刻, C 为采样周期, δ 为比例带。

风洞试验状态的改变使风机转速、二喉道开度和模型攻角等参数变化,系统实时采集并计算出随之变化的 $G\sqrt{T}/p$ 和 π , 对应风机当前的运行工况点。当工况点流量减小,移动至防喘线左侧区域,即 $G\sqrt{T}/p \leq G\sqrt{T}/p_{as}$ 时, V_1 输出, 阀门定位器 DVC6000 使防喘阀打开, 风机部分出口气流沿图 2 所示的防喘旁路流向入口, 工况点向大流量、低压比方向移动, 离开喘振区。

3 防喘振控制策略

3.1 控制策略设计

基于风洞风机防喘振模型,以实时入口流量 $G\sqrt{T}/p$ 为控制目标,以防喘阀为控制对象,采用可编程逻辑控制器(PLC)过程控制和 WinCC 监控平台设计多级冗余控制策略,包括:喘振报警、防喘振控制和急停控制。

1) $G\sqrt{T}/p \in (G\sqrt{T}/p_{as}, G\sqrt{T}/p_{sa}]$, 即工况点位于喘振报警线与防喘线之间时,PLC 程序判定为喘振报警,报警程序置位并触发 WinCC 界面的输入/输出控件,以声音和图像的方式提醒当前的喘振裕量较小。

2) $G\sqrt{T}/p \in (0, G\sqrt{T}/p_{as}]$, 即工况点位于防喘线左侧时,PLC 内置的 PID 程序判定为喘振,控制块 CONT_C 触发,输出 4~20 mA 线性调节信号 V_1 , DVC6000 将此信号转化为气压输出,驱动防喘阀在 2~3 s 内开启。为防止因信号干扰或突变引起误判断,提高喘振判别容错能力,程序中设置判定延时 1 s,即 $G\sqrt{T}/p \leq G\sqrt{T}/p_{as}$ 且

持续 1 s 时才触发。

PLC 为位置式 PID 控制,程序仅激活比例和积分运算,组成单独的 PI 控制器。首先生成数据块 DB,再调用功能块 FB41“CONT_C”,通过 PID 参数设置界面,对比例增益 K_p 和积分时间 t_i 等参数进行设置。

为降低因防喘阀开启,入口流量突然增加对风机轴向负载的瞬时冲击,两只并联安装的防喘阀采用串级控制,PI 输出信号 V_1 转换为阀位百分比,按照 33% 和 67% 设置两个特征点,实现三区区间分段控制(V'_1),控制曲线见图 7。 V_{11} 为 1# 防喘阀开度, V_{12} 为 2# 防喘阀开度,控制方程如下:

$$V_{11} = \begin{cases} 0 & V_1 \in [0, 33\%] \\ \frac{V_1 - 33\%}{1 - 33\%} & V_1 \in (33\%, 100\%] \end{cases} \quad (7)$$

$$V_{12} = \begin{cases} \frac{V_1}{67\%} & V_1 \in [0, 67\%) \\ 100\% & V_2 \in [67\%, 100\%] \end{cases} \quad (8)$$

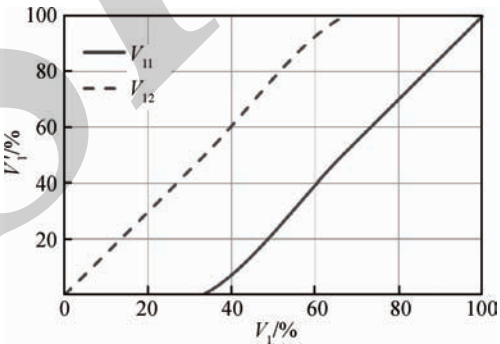


图 7 防喘阀控制曲线

Fig. 7 Control curve of anti-surge valve

3) 若工况 2) 控制失效,工况点仍处于喘振区,即 $G\sqrt{T}/p \in (0, G\sqrt{T}/p_{as}]$ 且持续 4 s 时, PLC 程序判定为逆流,表征喘振程度进一步加深。安全标志位触发,防喘阀气路上的电磁阀失电,气缸内的空气快速释放,使单只防喘阀在 2 s 左右快速全开;同时,安全标志位还将触发静叶角闭锁,使其恢复到零位 46° ,在风机转速不变时也可有效降低流量和轴功率。

4) 若工况 3) 控制失效,工况点仍处于逆流区,即 $G\sqrt{T}/p \in (0, G\sqrt{T}/p_{as}]$ 且持续 9 s 时, PLC 程序判定为持续逆流,表征风机正处于深度喘振工况,停机标志位触发,快速分断高压电源,防喘阀快速全开,静叶角回零。

3.2 策略试验验证

基于所建立的防喘振模型,调节二喉道开度进行逼喘,对控制策略进行风洞试验验证。

初始条件为空风洞(无模型和天平),喷管型面零位,二喉道调节片和中心体不节流,防喘阀关闭。

试验参数为风洞运行压力为 96 kPa,风机转速为1000 r/min,静叶角为 66°。步骤如下:

步骤 1 防喘阀全关,记录风机入口流量和压比。

步骤 2 如图 8 所示,调节二喉道开度,减小风机流量,直至 $G\sqrt{T}/p \leq G\sqrt{T}/p_{sa}$, 确认喘振报警触发,并记录风机入口流量和压比。

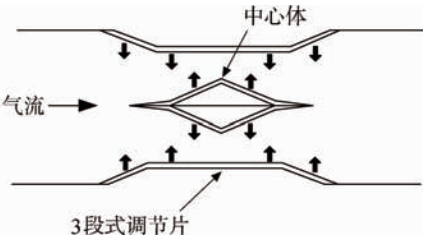


图 8 二喉道控制原理图

Fig. 8 Control principle diagram of the second throat

步骤 3 继续缓慢调节二喉道开度,直至 $G\sqrt{T}/p \leq G\sqrt{T}/p_{as}$;保持 1 s,确认 CONT_C 触发、防喘阀开启。恢复二喉道和防喘阀初始状态,重复 3 次试验,记录每次开阀后的风机入口流量、压比和防喘阀开度。

步骤 4 恢复二喉道和防喘阀初始状态,关闭 PI 控制器,减小 $G\sqrt{T}/p$ 至步骤 3 状态,保持 4 s,确认防喘阀快开,静叶角回零。

步骤 5 恢复二喉道和防喘阀初始状态,关闭 PI 控制器,屏蔽安全标志位,减小 $G\sqrt{T}/p$ 至步骤 3 状态,保持 9 s,确认风机电源分断、防喘阀快开且静叶角回零。

试验结果如表 2~表 3 所示。 $G\sqrt{T}/p$ 减小至策略区间时,喘振报警、防喘振控制和急停控制均按照策略顺利实现。 $G\sqrt{T}/p$ 减小至 1.081(小于防喘振流量 1.09)时, V_1 为 28.5%,1#防喘阀无动作,2#防喘阀开度为 42.2%。6 次步骤 3 重复状态下,流量与压比的标准差 σ 分别为 0.002 和 0.001;4 次重复性防喘控制中,2#防喘阀严格跟

表 2 控制策略试验结果

Table 2 Control strategy test results

步骤	入口流量 $G\sqrt{T}/p$	压比 π	工况判别	设备状态
1	1.523	1.021	安全稳定	正常运行
2	1.146	1.035	喘振报警	跟随策略
3	1.081	1.049	喘振	跟随策略
4	1.078	1.051	逆流	跟随策略
5	1.079	1.050	持续逆流	跟随策略

表 3 防喘振控制试验结果

Table 3 Anti-surge control test results

入口流量 $G\sqrt{T}/p$	压比 π	控制输出开度 $V_1/\%$	2# 阀开度 $V_{12}/\%$
1.081	1.049	28.5	42.2
1.083	1.048	28.1	42.4
1.077	1.052	28.7	42.9
1.079	1.051	28.4	42.7

随控制方程,重复精度为 0.003。

防喘振控制效果曲线见图 9。表 3 中的 4 个工况点在 2#防喘阀打开后,平均流量增加 15.1%,平均压比下降 2.5%,由喘振区沿 1000 r/min 的等转速曲线移动至安全运行区。

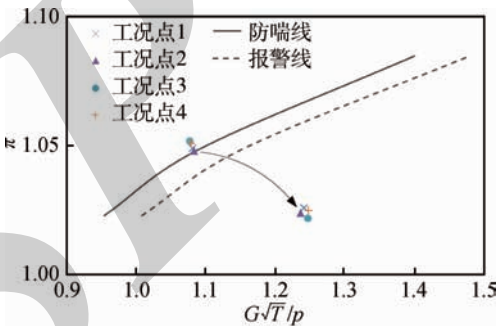


图 9 防喘振控制效果曲线

Fig. 9 Curves of anti-surge control effect

4 结 论

以流量和压比为基本变量,建立了基于旁通回流的风洞风机防喘振模型。基于风机流量特性分析,给出了流量间接测量与计算方法,实测出了风机通用特性曲线。基于风机转速区间和工作线,简化了全转速范围内的变速工况,设置了防喘振簇线。设计了多级冗余控制策略,并进行了成功验证,既确保了风机的安全稳定运行,也提升了风洞试验效率。应用相似理论,可预估相似条件下的同尺寸及大尺寸风洞风机特性,研究成果可为国内同类风洞提供参考,也可大型风洞发挥积极的引导作用。

参考文献:

[1] FRANCIS J C, LINDA S B, SCOTT C A, et al. The NASA Langley 16-foot transonic tunnel[R]. NASA Technical Paper 3521, 1995.

[2] MAX A A, ALAN R B. Calibration of the 11-by 11-foot transonic wind tunnel at the NASA Ames Research Center [R]. AIAA-2005-4277, 2005.

[3] GREEN J, QUEST J. A short history of the European transonic wind tunnel ETW[J]. Progress in Aerospace Sci-

- ences, 2011, 47(5): 319-368.
- [4] 郝礼书, 乔志德, 张永双, 等. NF-6 风洞马赫数闭环控制系统设计研究[J]. 实验流体力学, 2010, 24(4): 85-88.
HAO Lishu, QIAO Zhide, ZHANG Yongshuang, et al. Design research on the Mach number closed-loop control system in the NF-6 wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2010, 24(4): 85-88. (in Chinese)
- [5] JAMES A G, MARTINDALE W R, WAGNER D W. Performance evaluation of a transonic wind tunnel compressor [R]. AIAA 92-3927, 1992.
- [6] SCHOBELIRI M T, ATTIA M. Active control of compressor instability and surge by stator blades adjustment[J]. Journal of Propulsion, 2003, 19(2): 312-317.
- [7] 徐晓秋, 梅筱琴, 陈永健, 等. 轴流式压缩机防喘振控制系统的研制[J]. 四川大学学报(工程科学版), 2002, 34(1): 85-88.
XU Xiaoliu, MEI Xiaoqin, CHEN Yongjian, et al. Anti-surge control system of the turbo compressor[J]. Journal of Sichuan University (Engineering Science Edition), 2002, 34(1): 85-88. (in Chinese)
- [8] 李一滨, 乔志德. 增压连续式跨声速风洞的防喘振措施——直接放空的研究[J]. 流体力学试验与测量, 2001, 15(3): 24-29.
LI Yibin, QIAO Zhide. The study of the application of exhausting to prevent surging in pressurized continuous wind tunnel[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2001, 15(3): 24-29. (in Chinese)
- [9] 李一滨, 乔志德. 增压连续式跨声速风洞的防喘振措施——旁路调节的研究[J]. 流体力学试验与测量, 2001, 15(4): 53-58.
LI Yibin, QIAO Zhide. The study of the application of bypass to prevent surging in pressurized continuous wind tunnel[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2001, 15(4): 53-58. (in Chinese)
- [10] 高超, 王娜, 袁先士, 等. NF-6 增压连续式高速风洞压缩机喘振边界的确定[J]. 实验流体力学, 2013, 27(5): 61-65.
GAO Chao, WANG Na, YUAN Xianshi, et al. Determination of the axial-flow compressor surge boundary in NF-6 pressurized continuously-operating high-speed wind tunnel [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2013, 27(5): 61-65. (in Chinese)
- [11] 周恩民, 程松, 许靖, 等. 0.6 m 连续式跨声速风洞 AV90-3 轴流压缩机喘振边界测试研究[J]. 实验流体力学, 2014, 28(5): 81-85.
ZHOU Enmin, CHENG Song, XU Jing, et al. Surge margin test and research of AV90-3 axial compressor in 0.6 m continuous transonic wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2014, 28(5): 81-85. (in Chinese)
- [12] 廖达雄, 陈吉明, 彭强, 等. 连续式跨声速风洞设计关键技术[J]. 实验流体力学, 2011, 25(4): 74-78.
LIAO Daxiong, CHEN Jiming, PENG Qiang, et al. Key design techniques of low noise continuous transonic wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2011, 25(4): 74-78. (in Chinese)
- [13] 贺代芳, 李向江, 朱新明. 离心式压缩机的防喘振控制[J]. 化工自动化及仪表, 2011, 38(7): 888-890.
HE Daifang, LI Xiangjiang, ZHU Xinming. Anti-surge control of centrifugal compressor[J]. Control and Instruments in Chemical Industry, 2011, 38(7): 888-890. (in Chinese)
- [14] 李长征, 熊兵, 韩伟. 基于统计特征的轴流压气机喘振检测[J]. 航空动力学报, 2010, 25(12): 2656-2658.
LI Changzheng, XIONG Bing, HAN Wei. Surge detection of an axial compressor based on statistical characteristics[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(12): 2656-2658. (in Chinese)
- [15] 屠宝锋, 胡骏, 王志强, 等. 低速轴流压气机旋转失速特性试验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(1): 143-149.
TU Baofeng, HU Jun, WANG Zhiqiang, et al. Experimental investigation on characteristic of rotating stall in a low-speed axial compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(1): 143-149. (in Chinese)
- [16] 郝礼书, 乔志德, 武洁, 等. NF-6 风洞 AV90-2 轴流压缩机喘振曲线测试研究[J]. 西北工业大学学报, 2009, 27(4): 477-480.
HAO Lishu, QIAO Zhide, WU Jie, et al. Critically investigating anti-surge monitor and control system of AV90-2 axial compressor in NWPU NF-6 wind tunnel[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2009, 27(4): 477-480. (in Chinese)
- [17] 惠增宏, 何明一. NF-6 风洞压缩机及驱动系统研制[J]. 实验流体力学, 2005, 19(4): 31-35.
HUI Zenghong, HE Mingyi. NF-6 wind tunnel compressor and driving system[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2005, 19(4): 31-35. (in Chinese)
- [18] 孙引朝, 石成英, 孙耀辉. 高压气瓶充气过程温升规律研究[J]. 安全与环境学报, 2013, 13(3): 191-194.
SUN Yinchao, SHI Chengying, SUI Yaohui. Trace and analysis of the temperature rise in a high-pressure vessel in the process of refueling[J]. Journal of Safety and Environment, 2013, 13(3): 191-194. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)