DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2017.11.054

# 动叶自适应吸附技术分析

关朝斌<sup>1,\*</sup>,曹志鹏<sup>1</sup>,尹红顺<sup>1</sup>,王靖宇<sup>2</sup>,赵龙波<sup>1</sup> 1.中国航发四川燃气涡轮研究院,四川 成都 610500 2.中山大学 物理学院,广东 广州 510006

**摘 要**:从压差驱动力的角度,阐明了自适应吸附技术的原理及可行性。创新地发展和突破了适合自适应吸附耦合流动数 值模拟的结构化匹配连接网格生成技术,并以某型压气机转子为对象,进行了叶片通道主流、自适应吸附内腔耦合流动的 数值模拟。结果表明,叶顶喷气对于叶尖泄漏流起到一定封严作用,叶片内腔中流体随叶片同步旋转,静压力较高,在内 腔和叶尖间隙之间形成压差驱动力,压差驱动力的大小跟叶顶喷气孔的位置相关,仔细选取自适应吸附结构参数可以在自 适应吸附流路中建立起有效的内腔流动。

关键词:自适应流动;压差驱动力;叶表吸附;叶顶喷气;气动封严

#### 中图分类号: V211.6 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2017) 11-0054-08

航空风扇/压气机朝着重量更轻、级数更少的方向发展,带来的气动问题主要是压气机气动负荷越来越高。气动 负荷提高所带来的效率与气动稳定性等问题通过常规的压 气机设计方法已无法完全解决。因此,采用一种新的自循环 吸附动叶结构,利用压差和离心力在主流区与叶片内部结构 之间建立起自适应吸附流动,兼有叶片表面(叶表)吸气与 叶顶喷气的作用,有利于提高压气机内部流动稳定性,扩展 压气机稳定工作边界<sup>[1]</sup>,自循环吸附也可以根据压气机工作 工况的不同进行吸气流量、喷气流量等的自适应调节。

自适应吸附是一种流动控制技术,目前发展的压气机 流动控制技术有叶表吸气(吸附式)、叶顶喷气、处理机匣、 叶片开槽射流、合成射流等,其中压气机吸附式技术和处理 机匣等技术较为常用<sup>[2-8]</sup>,但上述传统的压气机流动控制技 术存在着要引入外部设备提供动力或控制效果欠佳等缺陷。 西北工业大学发展了一种新型的用于高压比离心叶轮的自 循环处理机匣技术,做了两种不同自循环处理机匣的性能分 析,结果显示压气机的稳定工作边界均得到改善,该方法在 一定程度上改善了传统流动控制技术的缺陷,实现了流动的 自循环<sup>[9]</sup>。南京航空航天大学发展了一种自循环预旋喷气 机匣处理技术,利用动叶内气流旋转的动能作为动力,实现 离心压气机动叶前缘的自循环喷气,较大幅度地提高了离心 压气机中低转速的裕度<sup>[10]</sup>,如图1所示,说明在压气机中动 叶的旋转可以为流动控制提供动力。本文所研究的自适应 吸附技术,利用气体旋转的离心力作为吸附动力,集叶表吸 气与叶顶喷气于一身,具有自循环和自适应特点,一方面无 须引人外部设备,基本不增加机械复杂程度和重量,转子叶 片所采用的空心结构能降低叶片重量和叶盘所受的离心拉 应力;另一方面和常规吸气与喷气相比,不改变风扇的空气 流量,有利于保证推力;同时具有一定的离心密封作用,可 以降低间隙泄漏等二次流动的影响。

由于自适应吸附技术难度大,目前国内外关于自适应 吸附技术的研究资料较少,除参考文献[1]外,仅有通用电 气公司(GE)在介绍F414时提到该发动机风扇转子使用自 循环吸附技术提高负荷并改善了裕度<sup>[11,12]</sup>。由于叶片通道

```
收稿日期:2017-05-05; 退修日期:2017-06-12; 录用日期:2017-10-20
基金项目:国家青年拔尖人才支持计划;航空科学基金(2013ZB24005)
```

<sup>\*</sup>通信作者.Tel.: 15008481079 E-mail: guanchaobin@126.com

引用格式: GUAN Chaobin, CAO Zhipeng, YIN Hongshun, et al. Analysis of technology on self-adaptive aspirated rotor[J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28 (11):54-61. 关朝斌,曹志鹏,尹红顺,等. 动叶自适应吸附技术分析[J]. 航空科 学技术, 2017, 28 (11):54-61.





Fig.1 Comparision of the characteristic lines between centrifugal compressors with and without self-aspirated processing obtained by NUAA

内本身存在的径向压力梯度,若想把叶表高熵流体吸除后通过 叶顶喷出,形成有效的自适应流动需要进行自适应吸附流路及 结构的详细设计。目前,国内空心叶片制造、增材制造等技术 快速发展,为自适应吸附技术的实现提供了较好的技术基础。

本文从压差和离心驱动力作用的角度分析压气机自适 应流动建立的原理,以某压气机转子为例,通过两种结构流 路的数值计算,分析了自适应流动机理,数值验证了动叶自 适应吸附技术的可行性。

# 1 压气机自适应流动原理分析

对压气机内部流体微团进行受力分析可知,不考虑叶 片力、黏性力时,压气机内部径向静压梯度主要由绝对圆周 速度产生的离心加速度、子午面曲线方向运动产生的离心加 速度的径向分量、子午面曲线方向加速度的径向分量和静压 的周向不均匀性产生的分布力的径向分量等产生<sup>[13]</sup>。

动叶自适应吸附系统流路及概念图如图2所示,叶片 吸气孔/缝、叶片内腔、叶顶喷气孔组成了吸气与喷气的自 适应系统;叶表吸气孔/缝开在吸力面气流易分离处,旨在 将低能流体吸除,叶片内腔是专门设计供吸附流体通过的 叶片容腔,叶顶喷气孔一般开在叶顶叶型前段或激波附近, 喷气可改变叶片尖部叶型攻角或推迟激波前移造成的失稳, 还可起到封严作用来抑制叶尖二次流。经叶片吸气孔/缝、 叶片内腔、叶顶喷气孔组成的流路,形成自循环和自适应的 吸气和喷气。





图 3 用简图的方式说明了叶片内腔中流体微团(微团) 的径向受力情况,在不考虑黏性力、叶片力和子午流线曲率 变化造成加速度的前提下,单位质量微团的平衡由微团跟 随叶片旋转造成的离心力项 V<sup>2</sup>/r、微团沿子午面加速度的径 向分量 $W_m \frac{dW_m}{dm}$ ,和静压力项 p维持,静压梯度主要由离心力 项  $V_t^2/r$  和微团子午面加速度的径向分量  $W_m \frac{dW_m}{dm}$  产生且 在叶片内腔流体流速低及速度变化率不大的情况下,静压力 梯度主要由离心力产生,将静压梯度沿径向积分即可获得叶 片内腔中的静压。一般情况下,离心力 V<sup>2</sup>/r 越大,叶片内腔 中静压梯度越大,叶顶喷气孔处的静压力越大。但叶片主流 通道内同样存在着由离心力等主导的静压平衡,轴流压气机 动叶叶尖间隙内还存在沿轴向的压升,只有当自适应流路喷 气孔内的静压高于对应位置叶尖间隙内静压时才可形成自适 应吸附/喷气的驱动力,使叶片内腔中的流体向上加速并由 喷气孔喷出,且静压差越大,驱动力越强,气流加速度越大,从 而喷气速度越高。轴流风扇/压气机转子叶尖间隙内的流动 是一种黏性主导的流动,其绝对流速相对较低,且由于叶尖间 隙较小,其静压更接近于临近的吸力面侧的静压,而明显低于 临近压力面侧的静压,如图4所示;由于轴流压气机主要沿轴 向增压,其叶尖前段气流未经充分增压,但叶片内腔气流经由 离心力充分增压,喷气孔处气流总/静压均高于叶尖间隙前段, 理论上可在自适应流路中形成自适应吸附与喷气的驱动力。



- 图 3 自适应吸附系统流路内单位质量流体微团径向受力平衡说 明简图
- Fig.3 Sketch on the equilibrium condition of forces of fluid micella in the flow path of a self-adaptive aspirated rotor in radical direction





Fig.4 Comparison of static pressure between tip gap and adjacent region

# 2 自适应流动分析及流路设计

#### 2.1 通道及叶片内腔压差驱动力分析

为分析压气机内部建立自适应流动的机理,进而从压 差驱动力大小的角度指导自适应流路的建立,进行了某压气 机转子设计转速定常流场的数值模拟,并进行了针对压差驱 动力的分析。 为便于分析,引入无量纲量 $\overline{V_{t'}^2/r}$ , $\overline{V_{t'}^2/r}$ 是  $V_{t'}^2/r$ 的相对值, 其中, $V_t$ 为周向运动速度,r为半径, $\overline{V_{t'}^2/r} = \frac{V_{t'}^2/r}{(V_{t'}^2/r)_{T_{ip}}}$ ,其中  $(V_{t'}^2/r)_{T_{ip}}$ 为叶片表面叶尖处的  $V_{t'}^2/r$  值。

在转子通道内, V<sup>2</sup>/r 为通道内单位质量流体周向旋转造 成的离心力, 定常情况下,由于黏性的作用,叶片表面流体随 叶片做相同角速度的旋转运动, V<sup>2</sup>/r 为叶片表面流体受到的 离心力, 同理, 在自适应吸附系统叶片内腔中, 如图 3 所示, 忽略流体非周向的流动, 流体将与叶片保持相同的旋转角速 度, 其离心加速度与叶片表面对应位置大小相同, 因此可用 叶片表面流体近似代表叶片内腔中相同径向位置处流体所 受离心力。图 5 给出了转子通道内流体与叶片表面流体周



图 5 转子通道与叶片 V<sup>2</sup><sub>t</sub>/r 相对值分布对比 Fig.5 Comparison of retelive V<sup>2</sup><sub>t</sub>/r between rotor passage and rotor blade

向旋转所致离心加速度的对比图,从图中可以看出,跟随叶 片旋转流体所受离心加速度与主流通道内和叶尖间隙内的 相比明显占优,说明对相同质量流体,转子叶片旋转所致离 心力远大于通道内和间隙内流体周向运动所致离心力。

自适应吸附流路内流体从叶顶喷气孔喷出,需要克服 的主要是叶尖间隙内的静压力,这部分静压力一方面跟离心 力相关;另一方面跟叶尖区域S1流面内流体压升相关,结 合图5分析,相比叶片内腔,通道内流体受周向旋转所致离 心力较小,影响间隙内静压力的主要因素是转子通道尖部的 扩压。由于叶尖间隙较小,静压由压力面侧向吸力面侧的传 导受到较强限制,间隙内静压明显低于压力面侧的静压,但 在轴向随临近主流区静压的升高而升高,如图4所示。可以 看出,沿轴向,间隙中的静压逐渐提高,选取合适的喷气孔位 置,就可以利用自适应流路喷气孔与间隙中的压差,将气流 喷到间隙中。 为分析叶片内腔由离心力产生的静压与主流区尤其是 叶尖间隙区静压的关系,在上述动叶内部设计内腔结构并通 过叶片吸力面开缝使内腔与主流区相连通(无叶尖的喷气 孔结构),进行了主流区与叶片内腔耦合流动的三维数值模 拟,并对模拟结果进行分析。

如图 6 所示,在叶片通道中沿轴向依次截取三个截面, 分别命名为 Sur1、Sur2 和 Sur3,进一步分析叶片内腔与主 流区、叶尖间隙中静压分布。叶片内腔静压主要由离心力 项 V<sup>2</sup>/r产生,其大小只与所在半径 r 有关,而与轴向位置无 关;间隙内静压沿轴向位置由前向后逐渐升高,三个截面中 Sur1 面间隙内静压最低,Sur1 面与 Sur2 面叶尖间隙内静压 均低于叶片内腔最尖部,Sur3 面叶尖间隙内静压最高,与叶 片内腔顶部更加接近;但叶片内腔最高静压低于主流区最 高静压。图 7 给出了叶片内腔顶部与叶尖间隙内相对静压 分布对比曲线,相对静压为当地静压与最高静压的比值,图



图 6 转子叶片内腔与主流区类 S3 流面静压分布对比 Fig.6 Comparison of static pressure between flow in blade case and main passage on type S3 surface



图 7 叶片内腔顶部与叶尖间隙内相对静压分布对比 Fig.7 Comparison of distribution of relative static pressure between tip of blade case and tip gap

中叶片内腔顶部静压高于叶尖间隙内静压。综合对比可以 看出,叶片内腔中流体受离心力较强,静压力较高,与叶尖间 隙前段相比压差明显,可提供喷射流的压差驱动力,但内腔 中的静压力并未明显高于主流所有区域静压,说明轴流压气 机动叶尖部扩压所致静压可达到与叶片内腔离心力所致静 压比较接近的水平,喷气孔与叶尖间隙后段之间不存在明显 的压差驱动力,尤其是尖部叶型尾缘处间隙内静压高于内 腔顶部静压,此时若将喷气孔开在尾缘,则自适应流路内部 流动方向可发生反转,因此,在分析轴流压气机自适应吸附 系统叶片内腔的压差驱动力时,应区分内腔压升与主流区 压升的原理,从而在自适应吸附系统流路设计中根据压差 驱动力的大小进行精细设计,仔细选取自适应吸附结构参 数。一般应该在叶片吸力面分离起始位置开吸气孔,并尽 可能靠近叶片根部和尾缘;在叶顶前段设计喷气孔,这样被 吸附的流体经内腔的离心增压可在喷气孔处形成压差驱动 力,且自适应吸附流路应结合吸气与喷气效果进行综合设 计。

# 2.2 自适应吸附系统设计及计算结果分析

在上述分析的基础上,设计了自适应吸附流路,并进 行了三维数值计算,如图8所示。图8给出了叶片表面、 吸附槽和空腔交界面上的完全匹配连接的网格。根据前 述分析的结果,结合吸气位置对性能的影响,将吸气缝开 在吸力面中下部易分离位置,叶片内腔采用较大的横截面 积有利于自适应流路内部流动,内腔的径向高度约37mm, 弦向宽度约20mm,占叶片弦长约36%,内腔厚度最大处约 占对应位置叶片厚度的 83%,喷气孔开在叶顶距叶片前缘 约 20% 弦长处。这样一方面有利于吸除边界层内分离流 体,另一方面能够形成较大的压差驱动力,有利于建立自适 应流动,兼顾喷气效果。由于叶尖间隙较小的影响,目前所 设计的自适应流路通过的流量比较小,因此,在网格交界面 尽量使用了完全匹配的连接(点对点连接),从而减小由于 交界面处数据插值传递造成的数值误差,提高计算的准确 度。





图 9~ 图 11 展示了自适应流路内部及叶尖间隙内的 流场。图9(a)中,在叶片吸力面附近与叶片内腔之间存 在一定压差,表明可以形成有效的吸附流动;图9(b)的结 果表明,在图6所设计的结构的基础上,开设自适应喷气孔 之后,自适应吸附内腔的压力分布基本保持不变,叶片内 腔与叶尖间隙内部存在明显压差,可以形成自适应喷气流 动。图 10 进一步分析了自适应吸附流路内部流动,在吸气 缝处,边界层内流体以一定的速度被吸入叶片内腔,由于主 流与吸附孔之间流动的剪切作用,在吸附孔处及叶片内腔 形成了一定强度的旋涡;由于叶片内腔和间隙内的压差以 及间隙内流向的速度,被吸附的气体在喷气孔处以一定的 速度从喷气孔喷出,进入叶尖间隙,并在间隙流的带动下流 向下游;图 10(c)中,喷气孔出口截面的相对马赫数最高达 到了0.15,说明所设计的自适应流路内部建立起了由叶表 吸入并由叶顶喷出的自适应流动。图 11 给出了叶尖间隙 位置处相对速度的周向和径向分量,喷气孔处的径向相对 速度明显高于周围流体;周向相对速度明显低于周围流体, 说明间隙内由压力面向吸力面泄漏的二次流在喷气孔处得 到削弱,自适应吸附形成的喷气起到了一定的叶尖封严作 用。





本文中的自适应流路设计虽综合考虑了吸附的效果 和自适应流动的建立两个方面因素,但由于吸附效果主 要跟叶表分离情况有关,而自适应流动的建立主要跟压差、 吸气缝、内腔和喷气孔大小等自适应吸附结构参数有关,这 两者的影响因素不能完全统一。再加上叶片厚度的限制,若 想获得良好的自适应流动的效果,需要结合压气机内的实际 流动状况,进行吸气孔/缝、喷气孔/缝、叶片内腔等自适应 吸附结构参数的精细化研究与设计。由于叶片厚度的限制, 本文自适应流路中的喷气孔较小,再加上设计转速叶尖间隙 较小,喷气所能封严的范围不能得到有效扩展,因此,自适应 吸附所能取得的性能收益需要进一步研究。

## 3 结论

本文针对自适应吸附结构,结合压气机流动的径向平 衡,从压差驱动力的角度,分析了自适应吸附技术的原理及 可行性。以某型压气机转子为研究对象,分别进行了叶片通 道主流、自适应吸附内腔耦合流动的数值模拟,并进行了吸 附效果的分析,从气动方面验证了压差驱动力的存在,从气 动和结构上初步验证了自适应流动建立的可行性,得到结论 如下:

(1)理论和数值分析表明,轴流压气机叶片内腔中的流体随叶片旋转,受到较大离心力,使得内腔中存在远大于主流区域的径向静压梯度,因此,在内腔顶部形成高的静压力。

(2)叶片内腔与主流耦合的数值计算表明,由于受离心 力增压的作用,内腔中靠近叶顶处的静压较高,而叶顶与机 匣间隙内的静压较低,因此,在内腔顶部与叶尖间隙之间形 成压差。

(3) 轴流压气机转子叶尖间隙内静压沿轴向位置由前向后逐渐升高,因此,喷气孔与间隙内流体压差的大小与喷气孔的轴向位置相关,自适应吸附结构参数需要仔细选取。

(4)完成了自适应吸附流路数值计算,突破了适合于自适应吸附耦合流动数值模拟结构化匹配连接的网格生成技术,结果表明所设计流路能够建立由叶表吸气到叶顶喷气的自适应流动,叶顶喷气对叶尖二次流动起到了一定的抑制作用。

(5)本文的自适应吸附结构在国内目前的技术条件下 具有结构上的可行性,该技术应用前景较好。 (AST

## 参考文献

 曹志鹏 赵龙波 王靖宗 等. 自循环吸附动叶设计原理及数 值模拟分析 [J]. 航空学报, 2017, 38 (9): 521098.
 CAO Zhipeng, ZHAO Longbo, WANG Jingyu, et al. Design principles and numerical simulation analysis of self-circulating aspirated rotor[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38 (9): 521098. (in Chinese)

- [2] Kerrebrock J L, Reijnen D P, Ziminsky W S, et al. Aspirated compressor[R]. ASME Paper 97–GT–525, 1997.
- [3] 刘波,项效镕,南向谊,等.附面层抽吸对叶栅表面分离流动 控制的试验研究[J].推进技术,2009,30(6):703-708.
  LIU Bo, XIANG Xiaorong, NAN Xiangyi, et al. Experimenttal investigation for suppression boundary layer separation on cascade surface by BLS[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(6):703-708. (in Chinese)
- [4] 王掩刚,赵龙波,任思源,等.抽吸角度对高负荷、跨声速叶表
   附面层抽吸效应研究[J].西北工业大学学报,2010,28(5):
   643-648.

WANG Yangang, ZHAO Longbo, REN Siyuan, et al. Exploring a better scheme of Boundary Layer Suction (BLS) holes to improve the performance of a high load transonic compressor cascade[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2010, 28 (5): 643–648. (in Chinese)

- [5] Kenneth L S, Michael D H. Compersor stability dnhancement using discrete tip injection[R]. ASME Paper, GT2000–650, 2000.
- [6] 张皓光 楚武利 吴艳辉 等. 自适应流通机匣处理改善压气 机性能的机理 [J]. 推进技术, 2010, 31 (3): 301-308.
  ZHANG Haoguang, CHU Wuli, WU Yanhui, et al. Flow mechanism of improving compressor performance through self recirculation casing treatment[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31 (3): 301-308. (in Chinese)
- [7] 王如根,罗凯,吴云,等.一种改进的开槽结构对叶栅性能影响的数值研究 [J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2012,13
  (5):1-4.

WANG Rugen, LUO Kai, WU Yun, et al. Numerical research on effect of an improved slot configuration on the flow field characteristics of cascade[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2012, 13 (5) : 1–4. (in Chinese)

- [8] LIU Yanming, SUN Tuo, GUAN Chaobin, et al. The influence of synthetic jet excitation on secondary flow in compressor cascade[J]. Journal of Thermal Science, 2010, 19 (6): 500–504.
- [9] 卜远远 楚武利 张浩光 等.高压比离心叶轮自循环机匣处 理扩稳研究 [J]. 推进技术, 2013, 34 (2): 194-201.

BU Yuanyuan, CHU Wuli, ZHANG Haoguang, et al. Stability improvement in high pressure-ratio centrifugal impeller with self recirculation casing treatment[J].Journal of Propulsion Technology, 2013, 34 (2): 194–201. (in Chinese)

- [10] 康剑雄,杜强,黄国平,等.离心压气机自循环预旋喷气机匣处 理的设计和验证 [J]. 航空动力学报, 2012, 27 (6): 1297-1302.
  KANG Jianxiong, DU Qiang, HUANG Guoping, et al. Investigation of self-recirculating casing treatment with preswirl blowing for centrifugal compressure[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27 (6): 1297-1302. (in Chinese)
- [11] Bolln G W, Burnes R, Field K J. F414 engine today and growth potential for 21st century fighter mission challenges[R]. ISABE 99–7113, 1999.
- [12] Wadia A R, Mieike M J. Self bleeding rotor blade; United States Patent, No.5480284[P]. 1996.

 [13] 胡骏. 航空叶片机原理(第2版)[M]. 北京: 国防工业出版 社, 2014: 73-77.

HU Jun. Principle of aircraft blade machine (The Second Edition) [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2014: 73-77. (in Chinese) (责任编辑 刘玲蕊)

#### 作者简介

关朝斌(1986-) 男,硕士,工程师。主要研究方向:风扇/ 压气机气动设计与分析研究、航空燃气涡轮发动机总体预研。 Tel:15008481079

- E-mail: guanchaobin@126.com
- 曹志鹏(1977-) 男,博士后,研究员。主要研究方向:风扇/ 压气机设计研究、航空燃气涡轮发动机总体预研。
- 赵龙波(1988-) 男,硕士,工程师。主要研究方向:航空发 动机总体性能、压气机气动设计与分析研究。

# Analysis of Technology on Self-adaptive Aspirated Rotor

GUAN Chaobin<sup>1,\*</sup>, CAO Zhipeng<sup>1</sup>, YIN Hongshun<sup>1</sup>, WANG Jingyu<sup>2</sup>, ZHAO Longbo<sup>1</sup>

- 1. AECC Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China
- 2. Department of Physics, Sun Yat-Sen University, Guangzhou 510006, China

**Abstract**: In order to demonstrate the technology on self-adaptive aspirated rotor, the theory and the feasibility of the technology is illustrated from the perspective of the differential drive. The grid generating technology for coupled flow in self-adaptive aspirated rotor, with matching points on the interface, was developed and broken through. Taking some compressor rotor as the research object, the numerical simulation on the main flow in the flow path and the coupled flow between the main flow and the blade case was carried out. The results show that tip injection can be used for aerodynamic seal on leakage flow in the gap; and due to the high pressure in the blade case, there is differential drive between the blade case and the tip gap as the fluid in blade case co-rotates with the rotor blade. But the truth that the differential drive is related with the location of the injection hole indicates that establishment of fluid movement in the blade case can be obtained with enough research of the parameter on self-adaptive structure.

Key Words: self-adaptive flow; differential drive; vane suction; tip injection; aerodynamic seal

**Received:** 2017-05-05; **Revised:** 2017-06-12; **Accepted:** 2017-10-20

Foundation item: National Youth Top-notch Talent Support Program, Aeronautical Science Foundation of China (2013ZB24005)

\*Corresponding author. Tel.: 15008481079 E-mail: guanchaobin@126.com