

DOI:10.16356/j.1005-2615.2019.03.010

## 扩压器叶片可调对离心压气机正转逆流性能的影响

彭文雯<sup>1</sup> 邵小坤<sup>2</sup> 李传鹏<sup>2</sup>

(1. 中国航发湖南动力机械研究所压气机研究部, 株洲, 412002; 2. 南京航空航天大学能源与动力学院, 南京, 210016)

**摘要:** 离心压气机正转逆流是综合动力装置在应急动力模式下避免离心压气机温度过高而不得不采取的措施。为了改善正转逆流时离心压气机的功耗, 本文提出了角度大幅可调的扩压器叶片组合, 并结合三维数值模拟技术, 研究了扩压器叶片安装角大幅调节对离心压气机反向流动的影响。分析表明: 扩压器叶片安装角调整对扩压器叶片通道和工作叶轮流动通道的影响很大, 调整后流动分离区减少、减弱甚至消除了激波, 流动更为顺畅; 在气源压力和缝隙面积一定时, 流量明显增加, 但离心压气机的功耗反而变小。同样的反向气流流量下, 调整扩压器叶片安装角能显著降低离心压气机的功耗, 从而提高综合动力装置的功率输出。

**关键词:** 可调叶片; 正转逆流; 径向扩压器; 离心压气机

**中图分类号:** V231.3      **文献标志码:** A      **文章编号:** 1005-2615(2019)03-0336-05

## Effect of Variable Vane Diffuser on Forced Reverse Flow of Centrifugal Compressor at Design Speed

PENG Wenwen<sup>1</sup>, SHAO Xiaokun<sup>2</sup>, LI Chuanpeng<sup>2</sup>

(1. Compressor Research Division, AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou, 412002, China;  
2. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

**Abstract:** Forced reverse flow at design speed is an essential method to avoid over-temperature in centrifugal compressor when integral power unit operates as emergency power unit (EPU) mode. For reducing the compressor's power dissipation at EPU mode, a novel variable diffuser with splitting combined vanes is adopted and the effects on reverse flow performance and characteristics of compressor are analyzed. Results show that the diffuser vane angle position has important influence on blade passage flow behavior of diffuser and impeller. Modifying the diffuser vane stagger angle can decrease the zone of flow separation and the intensity of shock, and make the flow smoothly. At fixed gas resource pressure and slot area, the reverse flow rate increases, but the power dissipation of compressor decreases as variable diffuser vane angle position is adjusted. So at the same reverse flow rate, modifying the diffuser vane stagger angle can significantly reduce the compressor's power dissipation and enlarge the integral power unit power output.

**Key words:** variable diffuser with splitting combined vanes; reverse flow at design speed; radial diffuser; centrifugal compressor

先进战斗机的第二动力系统包括辅助动力装置 (Auxiliary power unit, APU) 和应急动力装置 (Emergency power unit, EPU) 两个独立的机载设

备, 为了缩减第二动力系统的质量和几何尺寸, 近年来发展出了集成 APU 和 EPU 的综合动力装置 (Integrated power unit, IPU)<sup>[1-7]</sup>, 且已发展出两代。

**收稿日期:** 2019-01-17; **修订日期:** 2019-03-19

**通信作者:** 李传鹏, 男, 副教授, E-mail: lichuanpeng@nuaa.edu.cn。

**引用格式:** 彭文雯, 邵小坤, 李传鹏. 扩压器叶片可调对离心压气机正转逆流性能的影响[J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(3): 336-340. PENG Wenwen, SHAO Xiaokun, LI Chuanpeng. Effect of Variable Vane Diffuser on Forced Reverse Flow of Centrifugal Compressor at Design Speed[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(3): 336-340.

美国F22战机采用的是第一代IPU,其共用APU和EPU的附件齿轮箱,从而减少了一套齿轮箱以及装在齿轮箱上的发电机、液压泵等附件;第二代IPU进一步集成,将原APU和EPU的燃烧室和涡轮都共用,从而再减少了一套燃烧室和涡轮,此装置已在美国F35战机上成功应用。

在高空(12 km以上)状态,IPU工作在EPU模式,高压气罐(代替压气机)释放高压气进入燃烧室燃烧,继而推动涡轮产生轴功,提供应急能源。此时IPU离心压气机的进口导叶和出口挡板均处于关闭状态(仅留有很小的缝隙),离心压气机因为与涡轮固接在一起,所以仍然正向旋转,而高压气罐释放的高压气有一部分通过缝隙反向流过离心压气机,形成稳定的所谓“正转逆流”现象<sup>[8]</sup>。

然而,离心压气机是基于APU模式设计的,工作叶轮、叶片扩压器的速度三角形仅符合压气机正常工作模式(APU模式)。为了改善正转逆流(EPU模式)时离心压气机的功耗,本文提出了角度大幅可调的扩压器叶片组合,并结合三维数值模拟技术,研究了扩压器叶片安装角大幅调节对离心压气机反向流动的影响。

## 1 研究对象与数值方法

以DDA 404-III<sup>[9]</sup>为原型进行相似模化设计<sup>[10]</sup>获得的转速、流量和压比与131-9型APU动力段压气机参数<sup>[11]</sup>相近的离心压气机为研究对象,该压气机工作叶轮包括15个主叶片和15个分流叶片,扩压器叶片由24片楔形叶片组成。

可调扩压器楔形叶片由两组可绕自身转轴旋转的短叶片拼接而成<sup>[12]</sup>。如图1所示,APU模式

下,短叶片1'与1\*,2'与2\*,3'与3\*……拼接(图中黑色叶片),当转换成EPU模式时,所有短叶片绕自身转轴顺时针旋转一定角度,短叶片1'转至1''方位,与处于24\*方位的短叶片24\*''拼接,2'与1'',3'与2''依次拼接(红色叶片),使得扩压器叶片转动一个较大的角度。本文针对这两个安装角的扩压器叶片,开展了离心压气机正转反流性能和流动特性的研究工作。

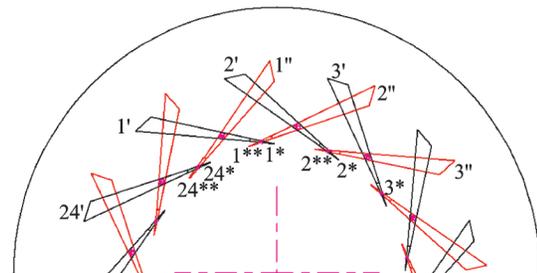


图1 可调扩压器叶片

Fig.1 Variable diffuser vane

计算分析采用CFX软件数值求解RANS方程,工质选用理想气体,湍流模型为 $k-\omega$ 模型。EPU模态下离心压气机处于正转逆流,扩压器几何出口设为计算域的进口边界,以高压气源的压力温度为进口边界的总压和总温,气流垂直扩压器几何出口截面流入;工作叶轮进口设为计算域的出口边界,给定飞行高度下的当地静压;离心压气机轮毂和机匣为绝热无滑移固壁。经过网格无关性验证后,计算网格总数选为100万个,第一层壁面网格高度为 $2 \times 10^{-5}$  m,相应的 $y^+$ 在1~10附近,满足 $k-\omega$ 湍流模型对 $y^+$ 的要求。计算使用TurboGrid划分网格,计算网格如图2所示。

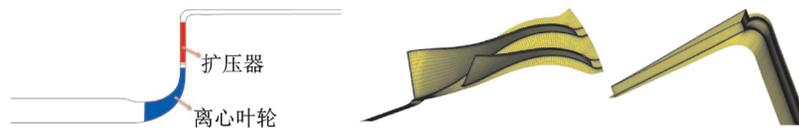


图2 离心压气机计算网格

Fig.2 Centrifugal compressor calculation grid

## 2 计算结果与讨论

本文计算分析了14 km高空,不同气源压力下,扩压器叶片安装角调整前后的离心压气机正转逆流反向流量和压气机功耗等性能,对比了安装角调节前后的流动特性。

图3给出了挡板缝隙位置示意图。图4给出了出口挡板缝隙面积占离心压气机出口面积1.9%和2.6%,不同气源压力下,反向流过离心压气机的空气流量和功耗。图中Nonadjust代表可调导流组

合叶片调整前,Adjust代表调整后,下同。

由图4可知,气源压力越大,反向空气流量越多,离心压气机阻力矩和功耗越大。相同气源压力,挡板缝隙面积愈大,流量和功耗也愈大。

扩压器叶片安装角调整后,尽管气源压力和缝隙面积与调整前一致,但反向气流流量却变大,而功耗变小。这缘于叶片安装角调整后,反向流动更为顺畅,流量明显增加;同时,反向流进工作叶轮的相对气流速度降低,不再出现激波或激波强度很小,激波造成的损失大为降低;另外,反向流进工作

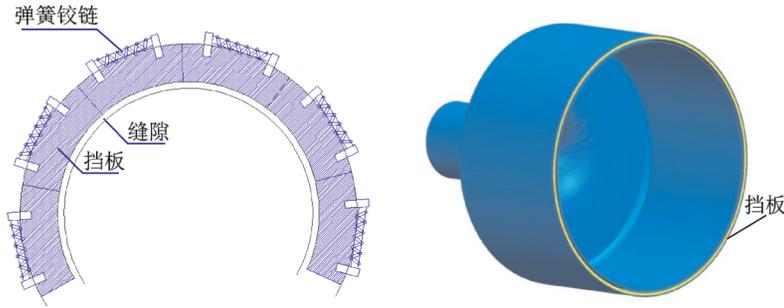


图3 挡板位置示意图

Fig.3 Outlet valve sketch

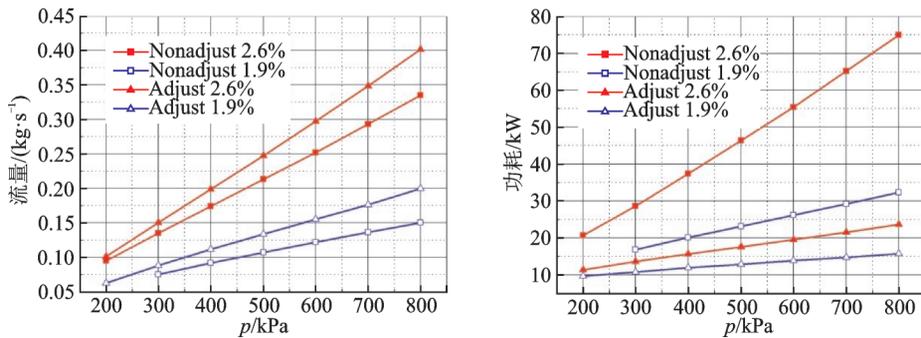


图4 反向气流流量和离心压气机功耗的变化趋势

Fig.4 Reverse flow rate and compressor power consumption

叶轮的相对气流方向不再横向冲击工作叶轮叶片后部,由此形成的阻力矩和功耗大为降低。

图5给出了反向流过离心压气机的空气流量与离心压气机功耗的关系曲线。离心压气机功耗与反向气流流量近似成线性关系,而且,对于某一特定几何的离心压气机(扩压器叶片安装角一定),挡板缝隙面积不影响流量与功耗关系曲线。然而扩压器叶片安装角调整后,流量与功耗曲线的斜率明显下降。这表明,同样的放气流量下,调整扩压器叶片安装角能显著降低离心压气机的功耗,从而提高IPU系统的功率输出。

下面针对出口挡板缝隙面积为1.9%、反向流量等于0.15 kg/s的扩压器叶片安装角调整前后的计算流场进行分析。

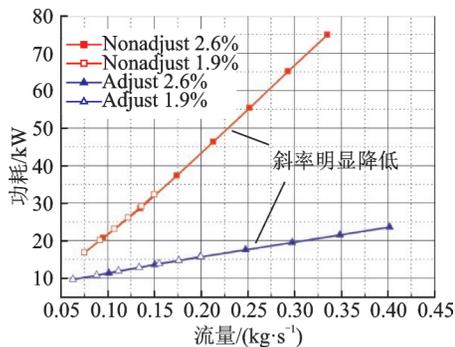


图5 反向气流流量与离心压气机功耗

Fig.5 Relation between reverse flow rate and power consumption

图6给出了扩压器叶片所在计算域的流场。首先,出口挡板至扩压器径向转弯处的一段出现了较大的旋涡(图6(a)),这是由于燃烧室高压气源从出口挡板的细小缝隙反向流向扩压器,流道突然扩张造成的,该涡旋影响范围可达轴向扩压器长度的3/4,在径向与轴向转弯处流动趋于均匀。

其次,在扩压器楔形叶片吸力面尾缘附近发生了较大的流动分离(图6(b))。反向气流径向流进叶片扩压器通道前,必须绕过钝头的楔形叶片尾缘,沿着压力面一侧壁面气流能够比较顺畅地进入叶片通道,而在吸力面一侧形成较大的分离泡。

再者,扩压器叶片进口段也存在反向气流的回流现象(图6(c))。这是缘于从扩压器叶片通道进口反向流向工作叶轮尾缘的气流,横向冲击工作叶轮叶片出口段造成的。离心压气机是基于APU工作模式设计的,扩压器楔形叶片安装角是符合正常工作模式下工作叶轮出口绝对气流方向角的,而工作叶轮出口相对气流角与工作轮叶片出口构造角相匹配。当反向气流沿着扩压器叶片进口流向工作叶轮时,绝对气流角依然与楔形叶片角度相吻合,但方向完全颠倒了近180°,则反向流进工作叶轮的相对气流角与正常工作模式下的相对气流角几乎成90°直角,气流横向冲击工作轮叶片,并被高速旋转叶片像击打高尔夫球般反击回来,在扩压器叶片通道进口形成旋流。

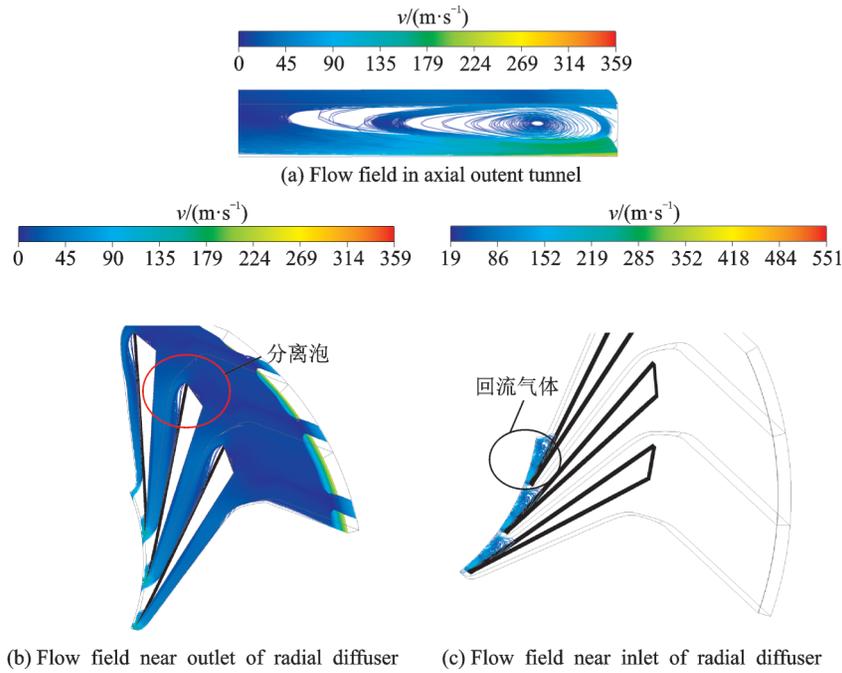


图 6 可调导流组合叶片调整前的流场  
Fig.6 Fluid field in radial diffuser vane passage with normal position

图 7 给出了扩压器叶片安装角调整后所在计算域的流场。扩压器轴向段较大的旋涡依然存在(图 7(a)), 涡旋影响范围也大致相同。尽管楔形叶片钝头尾缘同样会阻滞反向气流,但是,叶片吸力面侧的分离泡明显减小甚至消失(图 7(b))。由于

楔形叶片安装角调整,反向气流相对气流角作较大改变,但仍然冲击着工作轮叶片,不过从下面的分析可知,反向相对速度下降,冲击力度降低很多,在扩压器叶片通道进口形成的旋流弱化了(图 7(c))。

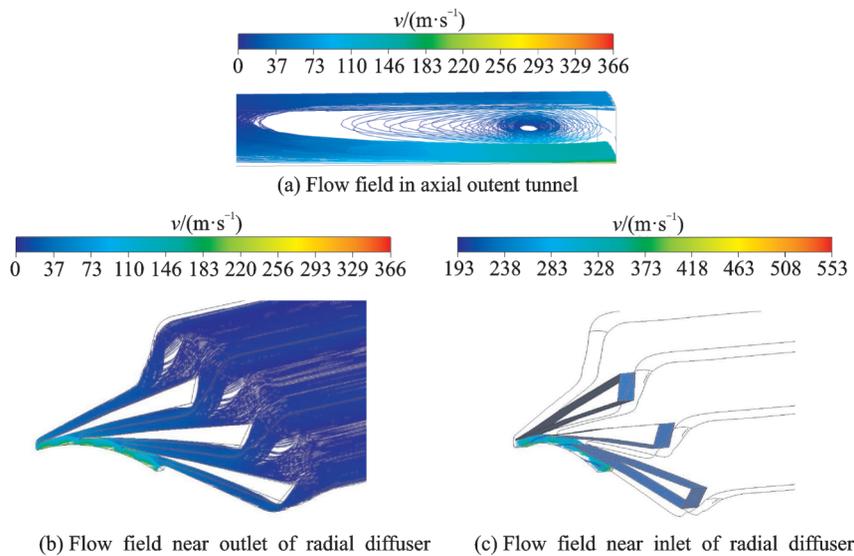


图 7 可调导流组合叶片调整后的流场  
Fig.7 Fluid field in radial diffuser vane passage with adjusted position

由于受发电机频率制约,IPU 转子物理转速保持不变,相同反向气流流量下,扩压器叶片安装角调整对离心压气机功耗的影响,可以通过工作叶轮叶片受力情况更为直观地进行比对,图 8 给出了主叶片(图 8(a))和分流叶片(图 8(b))中径向截面的表面压力分布。由图 8 可见,扩压器叶片安装角调整前后,叶片表面压力分布变化显著:调整后叶片两

侧压力均有所提高,但压力面与吸力面压差并不大,尤其是尾缘附近;分流叶片调整后下降幅度更大。因而工作叶轮的阻力矩明显减小,功耗降低。

### 3 结 论

本文分析了扩压器叶片安装角调整前后的离心压气机正转逆流的反向流量和压气机功耗等性

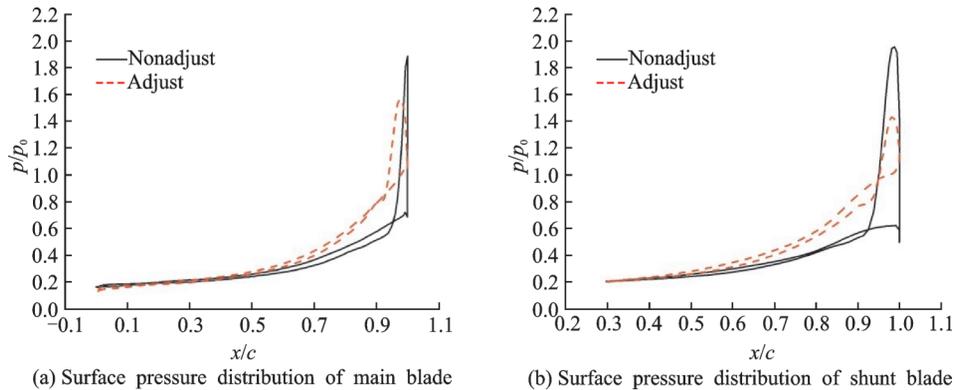


图8 离心叶轮叶片表面的压力沿叶高方向分布

Fig.8 Surface pressure of impeller blade

能,对比了安装角调节前后的流动特性,获得了以下结论:

(1)气源压力和缝隙面积一定时,扩压器叶片安装角调整后的反向流动更为顺畅,流量明显增加,但离心压气机的功耗反而变小。

(2)同样的放气流量下,调整扩压器叶片安装角能显著降低离心压气机的功耗,从而提高IPU系统的功率输出。因此,采用扩压器叶片可调,出口挡板缝隙面积应取小些。

(3)扩压器叶片安装角调整前后对扩压器叶片通道和工作叶轮流动通道的影响很大,调整后流动分离区减少、消除了激波流动,流动更为顺畅,因此同样反向气流流量下,压气机的阻力矩和功耗大为降低。

#### 参考文献:

- [1] RODGERS C, JOHNSON D C. APU fuel efficiency and affordability for commercial aircraft: AIAA 1987-1907[R].[S.l.]:AIAA, 1987.
- [2] RODGERS C. Auxiliary power units for current and future aircraft: SAE TP-91-2059[R].[S.l.]:[s.n.], 1991.
- [3] 李东杰. 辅助动力装置的应用现状和发展趋势[J]. 航空科学技术, 2012(6): 7-9.  
LI Dongjie. Application status and development trend of auxiliary power unit [J]. Aeronautical Science and Technology, 2012(6): 7-9.
- [4] 黄国平, 梁德旺, 何志强. 大型飞机辅助动力装置与微型涡轮发动机技术特点对比[J]. 航空动力学报, 2008, 23(2): 383-388.  
HUANG Guoping, LIANG Dewang, HE Zhiqiang. Comparison of technical characteristics between large aircraft auxiliary power unit and micro turbine engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23 (2) : 383-388.
- [5] 王浩, 杨恒辉, 卢玉芳. 飞机第二动力系统技术综述[J]. 信息工程系统, 2014(4): 38-39.  
WANG Hao, YANG Henghui, LU Yufang. Summary of aircraft second power system technology [J]. Information Engineering System, 2014(4): 38-39.
- [6] 孔祖开. 飞机第二动力系统的现状与发展[J]. 国际航空, 2012(8): 56-57.  
KONG Zukai. Current status and development of aircraft second power system [J]. International Aviation, 2012(8): 56-57.
- [7] 唐正府, 王进, 张新非, 等. 5代机第2动力系统的发展趋势分析[J]. 航空发动机, 2014, 40(4): 84-88.  
TANG Zhengfu, WANG Jin, ZHANG Xinfei, et al. Analysis on the development trend of the 5th generation power system [J]. Aircraft Engine, 2014, 40(4): 84-88.
- [8] KLAASS R M, MINSHALL B J, SURIANO F J, et al. Integrated power unit control apparatus and method: United States Patent 5097658 [P]. 1992-03-24.
- [9] MCKAIN T F, HOLBROOK G J. Coordinates for a high performance 4: 1 pressure ratio centrifugal compressor: NASA CR-2034134 [R].[S.l.]:NASA 1997.
- [10] 李培元, 顾春伟. 高压比离心压气机设计与分析[J]. 工程热物理学报, 2013, 34(10): 1823-1827.  
LI Peiyuan, GU Chunwei. Design and analysis of high pressure ratio centrifugal compressor [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2013, 34(10): 1823-1827.
- [11] 林左鸣. 世界航空发动机手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2012: 689-691.
- [12] 邵小坤, 李传鹏, 李传意, 等. 一种可调导流组合叶片及离心压气机: ZL201721672387.0 [P]. 2018-07-13.  
SHAO Xiaokun, LI Chuanpeng, LI Chuanyi, et al. Adjustable flow guiding combined blade and centrifugal compressor: ZL201721672387.0 [P]. 2018-07-13.