

# 叶片前缘不同后掠角对离心压气机气动性能的影响

郭龙凯<sup>1</sup>, 刘艳明<sup>1</sup>, 崔庆<sup>1</sup>, 王丽华<sup>2</sup>

(1. 北京理工大学 宇航学院 北京 100081; 2. 南京信息工程大学 信息与控制工程学院 江苏 南京 210044)

**摘要:**采用全三维气动设计技术,设计了4种具有掠角叶片和带翼型叶片扩压器的涡轮增压跨音速离心压气机,并采用数值模拟手段研究了叶片前缘不同后掠角对压气机内部工质流动的影响。研究表明:主叶片前缘不同后掠角会使压气机堵塞流量(堵塞工况下的工质流量)增加,提高压气机流通能力,同时,可以有效改善通道内低能流团的分布;但由于主叶片轴向弦长缩短,会造成喘振裕度的减少,以及主叶片前缘脱体激波角增大和槽道激波的增强;对截面二次流分析结果表明:叶片前缘的后掠角对二次流的影响主要表现在叶轮进口附近,对出口影响不大。对比不同前缘后掠角压气机内部流动情况发现,掠角越小,叶片叶顶负荷越小,叶片表面压差也越小,流动越稳定;掠角越大,虽然叶轮通道上游产生的激波越强烈,但是可以明显改善通道下游气流流动情况。

**关键词:**跨音速;涡轮增压离心压气机;二次流;前缘后掠角;激波

中图分类号:TK402 文献标识码:A

DOI: 10.16146/j.cnki.rndlgc.2016.04.008

## 引言

近年来,随着内燃机增压技术的发展,单级涡轮增压器逐渐趋向于高压比、重量轻的特点,作为涡轮增压器的核心部件之一,压气机的设计就显得尤为重要。针对于大流量增压情况,一般选择轴流压气机,而对于流量小于10 kg/s的情况,R. S. Amano研究曾指出离心压气机的应用较为广泛,这在车用发动机上有充分的体现<sup>[1]</sup>。相比于轴流压气机,离心压气机有更高的压比,更小的几何尺寸和更宽的工作裕度,这使得离心压气机的气动性能和设计方法呈现出不同于轴流压气机的特点,也因此成为近年来叶轮机械研究人员关注的热点之一。

跨音速离心压气机内部流动非常复杂,其中激

波以及激波边界层干扰问题、二次流以及叶顶间隙泄漏涡等问题是设计的难点,再加上离心压气机尺寸较小,结构紧凑,致使某些在空气动力学领域广泛应用的流动控制手段难以采用,可以说,到目前为止,叶片优化和改型仍是改善压气机性能、提高效率的主要手段<sup>[2-4]</sup>。

20世纪60年代,Smith等人定义了“掠”的概念。随后,各国研究者开展了大量关于掠叶片的研究,研究结果均表明<sup>[5]</sup>，“掠”叶片对激波、二次流和泄漏涡等流动现象有明显的改善作用,目前在轴流压气机中“掠”已得到广泛应用<sup>[6-8]</sup>。但离心压气机不同于轴流压气机,掠叶片技术能否同样在离心压气机中获得成功应用,还需要开展大量的研究工作。就目前的研究现状来看,将气动掠技术应用于车用涡轮增压器的研究相对较少,在高速离心叶轮中进行激波控制的研究更少,所公开的文献也十分有限。

针对离心压气机气动掠的研究,Liam. B等人对25°后掠及普通径向叶轮进行对比分析<sup>[9]</sup>,得出25°后掠能够有效提高压气机的效率,改善离心压气机性能;Hildebrandt和M. Genrup研究表明,随着前缘掠角增大,叶轮内部流动均匀,无叶扩压器内部气流扩散良好<sup>[10]</sup>。另外,掠角的大小对压气机的设计极为重要,适当的掠角不仅可以改善压气机的性能,而且可以增加压气机的工作裕度,提高流通能力<sup>[11-12]</sup>。

为了详细研究气动掠技术实现离心压气机有效流动控制的机理和方法,本研究对一小型车用离心压气机,利用叶片造型软件Concepts NREC对主叶片前缘掠型进行设计,得到具有不同前缘后掠角的压气机模型,并通过数值方法研究了叶片前缘后掠

收稿日期:2015-05-15; 修订日期:2015-06-17

基金项目:清华大学汽车安全与节能重点实验室开放基金资助项目(KF14011),国家自然科学基金青年基金资助项目(51405241)

作者简介:郭龙凯(1990-),男,陕西渭南人,北京理工大学硕士研究生。

角对离心压气机流场特性的影响,同时对复杂激波结构进行分析,探求前缘不同后掠角叶片实现流动改善的基本思路和流动机理。

### 1 计算模型及数值方法

本研究的对象是一车用小型高压比离心压气机,由带分流叶片的半开式叶轮和翼型叶片扩压器组成。该叶轮进口直径为 59.7 mm,出口直径为 108.8 mm,设计转速为 111 700 r/min。为了比较前缘后掠角对压气机性能的影响,设计了 4 种具有不同前缘后掠角度的压气机叶轮,计算方案分别为:前缘普通型(case\_B0)、前缘后掠 10°角(case\_B10)、前缘后掠 15°角(case\_B15)和前缘后掠 20°(case\_B20)。给出的方案中,除了前缘后掠角度不同之外,其他几何尺寸以及叶片数目完全相同。图 1 为离心压气机三维模型以及 15°后掠角 S2 流面示意图。

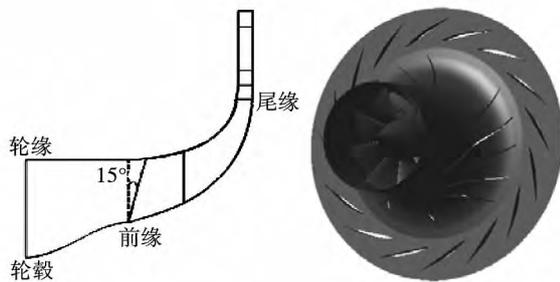


图 1 设计的离心压气机模型

Fig. 1 Model of the centrifugal compressor

本研究对叶片不掠角式叶轮设计了 3 种不同精度的网格来进行网格无关性验证,采用自动网格生成软件 AutoGrid 5 生成,分别为 40、70 和 90 万,对壁面附近进行网格加密,网格数目不同主要表现在周向和轴向节点。计算保证其他条件设置相同,所得到的压气机流量-效率特性曲线如图 2 所示。从图中可以看出,网格数为 70 和 90 万时,压气机工作裕度基本相同,效率相差不大,而 40 万网格效率偏低,为了节省计算资源和时间,选用 70 万网格作为计算网格,保证所设计的 4 种方案网格类型及数目相同。

离心压气机数值计算采用 NUMECA Fine/Turbo 商业软件,用全二阶精度的差分格式和 Spalart-All-

maras 湍流模型求解雷诺平均  $N-S$  方程,同时采用多重网格和隐式残差光滑技术加速收敛,叶顶间隙采用 HO 型网格,间隙高度相对叶高为 2%,所有计算方案统一间隙大小。边界条件:进口给定总温 298 K、总压 100 kPa 和气流角;出口给定背压,壁面为无滑移、绝热壁面。

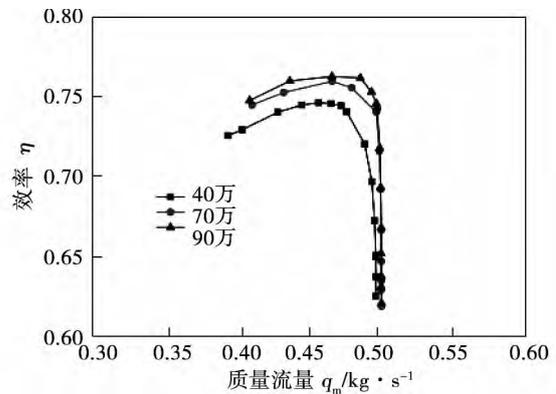


图 2 网格无关性验证

Fig. 2 Grid independence study

### 2 计算结果分析

#### 2.1 总体参数分析

图 3 为设计转速下压气机的特性曲线,从图 3(a)流量-效率特性曲线可以看出,在整体效率方面,case\_B10 要优于 case\_B0,而 case\_B15 和 case\_B20 效率上不及 case\_B0,这说明压气机的效率并非随着掠角增大有一定的规律性,其中存在最优方案。在图 3(b)中,可以看到随着掠角增大,压气机喘振流量点有所增加,为了清楚表示这一点,将 case\_B0 喘振点 O 上移至 a,发现 a、b、c、d 4 点呈逐渐下降趋势,这是由于叶片前缘后掠会使前缘径向弦长缩短,这样对于同样的载荷加功量,叶片单位长度就要承载更多的载荷,因而易于提前发生喘振。从流通能力来看,后掠角叶轮堵塞流量(堵塞工况下的工质流量)有所增加,case\_B10 堵塞流量为 0.494 6 kg/s,比 case\_B0 提高约 2.3%,流通能力较强,Case\_B20 堵塞流量为 0.492 8 kg/s,比 Case\_B0 提高约 1.9%,流通能力较弱。可以判定,后掠有增加堵塞流量的趋势,而这种趋势不随掠角增大而增大,相反,掠角越小堵塞流量点增加越大。综合特性曲线考虑,前缘后掠角度为 10°时,压气机性能较好。

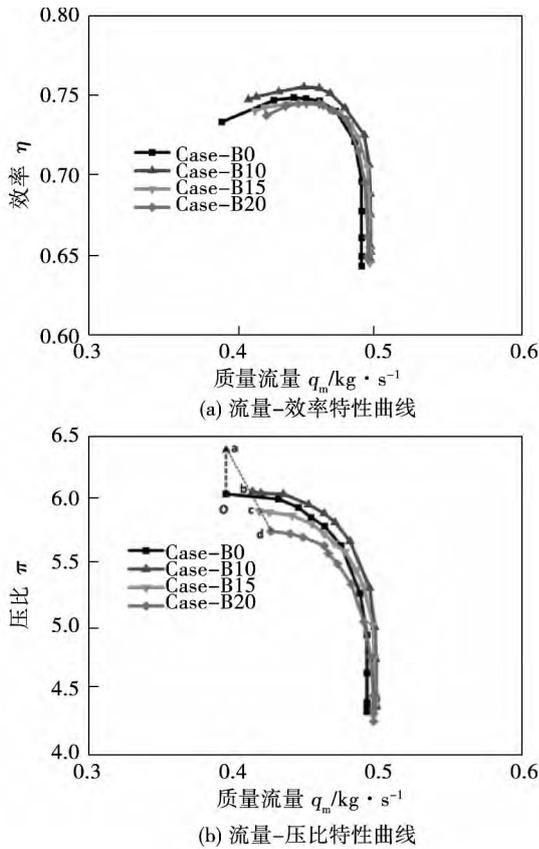


图 3 设计转速下压气机计算特性曲线

Fig. 3 Performance map of centrifugal compressor at design speed

为了更清楚的说明叶轮内部流动情况,选取设计转速下最高效率工况点这一典型工况来分析。表 1 为最高效率工况下的各叶轮性能参数。从表中可以看出,在最高效率点处,相比 Case\_B0 而言,只有 Case\_B10 在效率和压比上有一定的提高,而 Case\_B15 和 Case\_B20 效率和压比略低于 Case\_B0,这说明叶轮效率并不随前缘掠角变化而规律性的变化,叶片前缘后掠角度对于提高叶轮性能存在一个最佳范围。

表 1 最高效率工况点各叶轮性能参数  
Tab. 1 Performance parameters at peak efficiency point

设计方案	进口流量 kg/s	效率	效率较 Case_B0 变化率/%	压比	压比较 Case_B0 变化率/%
Case_B0	0.440 3	0.751 8		5.931	
Case_B10	0.447 3	0.758 6	+0.9	5.985	+0.1
Case_B15	0.449 4	0.747 9	-0.52	5.802	-0.22
Case_B20	0.458 4	0.748 1	-0.5	5.629	-0.3

## 2.2 内部流场分析

### 2.2.1 最高效率工况点下流动分析

图 4 给出了 4 种设计方案在最高效率工况点处 95% 叶高截面相对马赫数分布,观察计算结果发现, case\_B0 图中,在主叶片前缘附近产生一道斜激波,波前马赫数约为 1.5,该激波一侧向流道上游延伸,另一侧附着在相邻主叶片吸力面上约 20% 弦长处;气流经过分流叶片前缘时,由于流通面积减少,加上叶顶间隙的影响,气流在分流叶片两侧出现明显的低能流体团,对气流形成堵塞,分流叶片吸力面侧中心马赫数为 0.046 7,明显低于压力面侧马赫数 0.138,这说明吸力面侧分离流动比较强烈。在 case\_B10 中,激波强度有所增加,波前马赫数约为 1.53,激波角增大,波后气流速度明显降低,低马赫数气流同叶顶间隙流掺混,对分流叶片前缘附近流动造成影响,使得吸力面低能团范围减小,中心气流速度有所提升。在 case\_B10 时,已经可以清楚看到分流叶片吸力面侧气流流动得到明显改善,低能流团范围和强度都有所减少,而压力面侧虽然气流分离情况略微增强,但低能流团范围减少,随着掠角增大,到 case\_B20 时,分流叶片两侧这种流动情况愈发明显,吸力面侧低能流团已基本消失,压力面侧虽然分离涡处主导地位,但范围减小明显;同时可以看到前缘斜激波距分流叶片前缘距离减小,激波向下游移动,这是由于叶片前缘后掠将会使叶顶轴向弦长缩短,而分流叶片保持不变,因而会造成激波与分流叶片前缘距离发生变化。

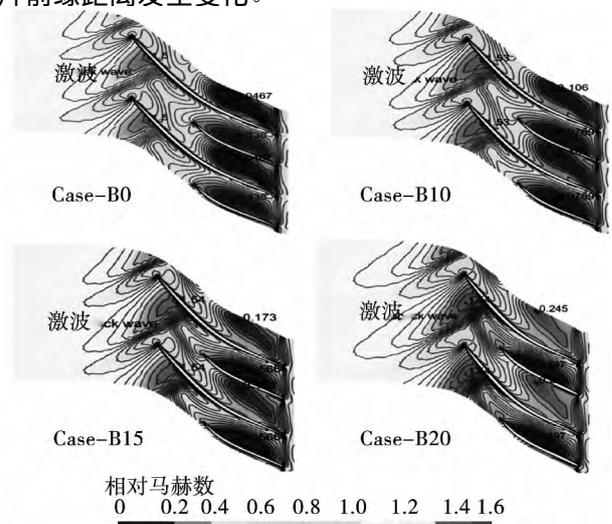


图 4 最高效率工况点 95% 叶高截面相对马赫数云图

Fig. 4 Relative Mach number contour of 95% span-wise at peak efficiency condition

图 5 所示为最高效率工况下叶轮子午面相对马赫数分布图,从图中可以看出,由于叶顶间隙的存在,叶尖泄漏流十分明显。如图 5(a)所示,泄漏流主要集中在分流叶片前缘至出口附近的 A 区域,并且随通道延伸逐渐扩大,在出口附近达到最强,大范围的低马赫数必将带来较大流动损失,这是造成离

心压气机叶尖高损失的主要原因;观察图 5(b)~图 5(d)可以发现,随着前缘后掠角度的增大,叶顶间隙泄漏流强度有所减弱,通道内低速区域相对马赫数增大,有效的减少了叶轮损失,因而可以判断,叶片前缘后掠对叶顶间隙泄漏流有一定的抑制作用。

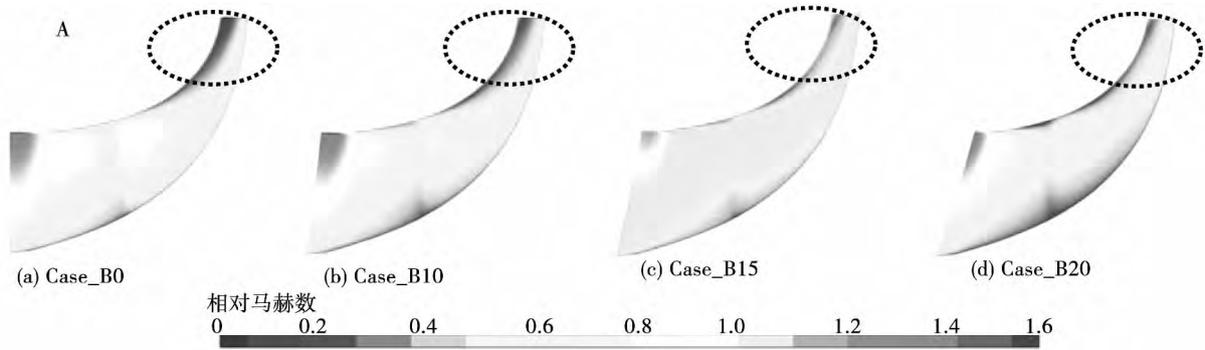


图 5 叶轮子午面相对马赫数分布

Fig. 5 Relative Mach number distribution of impeller on meridional plane

图 6 为叶轮主叶片最高效率工况下吸力面表面极限流线图,由于受到离心力的作用,可以清楚地看到气流由轮毂到轮缘的迁移运动,并且在靠近轮缘处,间隙泄露流明显。如图 6(a)所示,靠近轮缘 A 处为一流线集结点,此处气流流动加速,因而造成流线汇集,随着掠角增大,可以发现此流线集结点逐渐

变大,到图 6(d)时,已形成新的分离线。而在图 6(a)靠近叶片前缘存在明显的分离运动,即 B 处位置,此分离线从轮毂一直延伸到轮缘,这会造成下游流动堵塞,随着掠角不断增大,可以发现 B 分离线逐渐减弱,直至 case\_B20 时已基本消失。

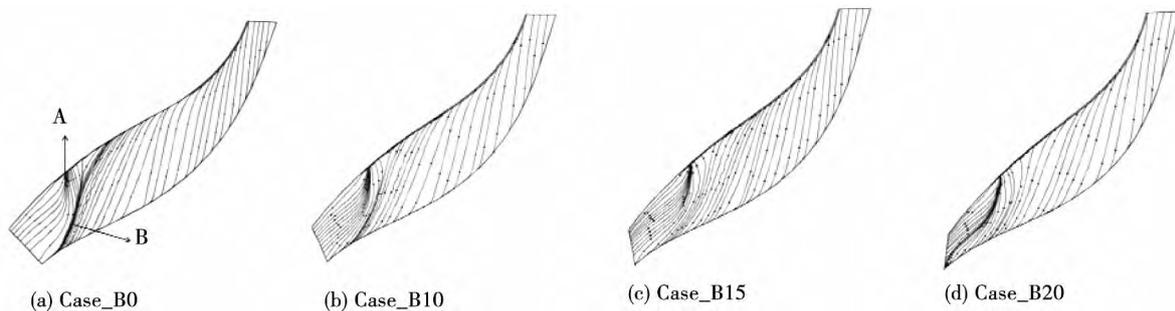


图 6 主叶片吸力面极限流线图

Fig. 6 Limitation lines on the suction side of main blades

图 7 给出了最高效率工况点下各扩压器 50% 叶高截面流线图,从图中可以看出,case\_B0、case\_B15 和 case\_B20 在叶片吸力面尾缘附近产生明显的分离涡,分离涡范围逐渐增大,而 case\_B10 流动比较均匀,没有出现明显的分离情况。这可能是由

于叶轮出口处气流分离涡对扩压器内部流动的影响造成的,与压气机压比情况相符,在一定意义上解释了 case\_B10 增压效果最好,而 case\_B20 增压效果不理想的原因。

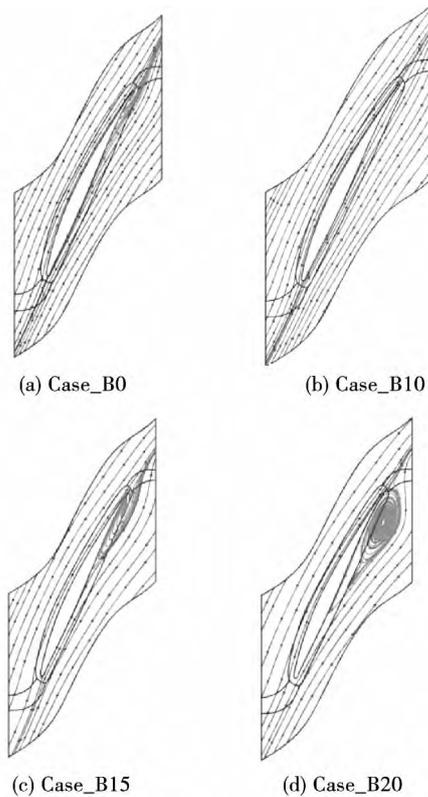


图 7 扩压器 50% 叶高截面流线图

Fig. 7 Streamlines at 50% span-wise of diffusers

### 2.2.2 二次流分析

图 8 给定的是 4 种叶轮从进口至出口附近的 5 个截面示意图, 每个截面近似与轮毂垂直, 主流方向为垂直于截面的切面, 二次流为相对速度  $W_{xyz}$  在对应截面投影的分量。文章采用与文献 [13] 对应的方法, 自行编写二次流程序, 后处理由 Numeca 自带软件 CFview 实现。

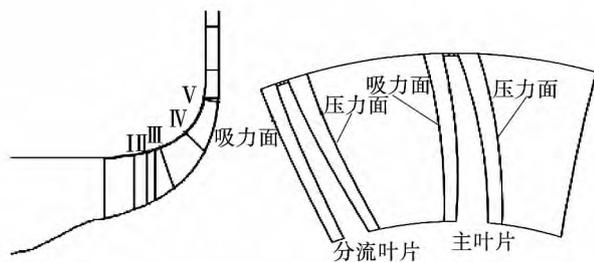


图 8 叶轮 S3 截面定义

Fig. 8 Definition of S3 section

图 9 所示为最高效率工况下 4 种叶轮二次流流图谱, 图中主/分流叶片压力面和吸力面定义如图 8 所示。从图 9 可以看出: 在截面 I, case\_B0 在主

叶片左侧通道内部出现了明显间隙泄露涡, 泄露涡下方通道中部出现流动分离, 分离线明显, 同时主叶片压力面叶根附近出现壁角涡; 而前缘后掠角型叶轮没有出现间隙泄露涡, 同时壁角涡随着掠角增大而逐渐减小, 对比 3 种后掠角型叶轮可以发现, 在主叶片吸力面左侧通道, case\_B10 没有产生明显的分离涡, 而 case\_B15 和 case\_B20 均产生通道涡, 同时 case\_B15 在分流叶片吸力面也产生通道涡。在截面 II, 主叶片左侧通道叶顶间隙涡范围有所减少, 但出现主叶片压力面二次涡, 同时发现压力面壁角涡有所增大; 前缘后掠角型叶轮没有出现对应的压力面二次涡, 但是发现主叶片左侧通道出现叶顶间隙涡, 随着掠角增大可以发现, 此间隙涡逐渐增大。在截面 III, case\_B0 分流叶片吸力面顶部出现间隙涡, 同时也可以发现随着掠角增大, 主叶片压力面侧二次涡有所增大; 通过对比 3 种前缘后掠角叶轮可以发现, 主叶片吸力面侧二次涡结构基本相同, 而压力面侧二次涡明显随着掠角增大而增大, 同时 case\_B20 在分流叶片压力面侧出现壁角涡, 其它 2 种叶轮没有出现。从截面 IV 开始, 发现 4 种叶轮截面二次流涡结构相同, 说明截面 4 以后, 前缘后掠角对二次流产生的影响已经消除。

### 3 结 论

通过对不同前缘后掠角离心压气机方案计算结果的分析, 可以得出以下几个结论:

(1) 与前缘型普通叶轮相比, 叶片前缘后掠角能够增加压气机堵塞流量点, 但会造成喘振裕度的减少, 掠角越大, 喘振裕度越小; 同时叶片前缘后掠角能够有效改善叶片表面压力分布, Case\_B10 叶片表面压差越小, 这有利于减少叶片负荷, 增加叶片使用寿命;

(2) 叶片前缘后掠角能够有效改善叶顶附近低能流团分布情况, 使得通道内的气流堵塞状态有明显的改善, 但会造成叶片前缘脱体激波角增大以及通道激波增强, 这种趋势是随着掠角的增大而增大的, 因而会造成一定的激波损失; 同时, 叶片前缘后掠角由于叶顶轴向弦长的缩短, 将会使激波附着在主叶片压力面侧的位置偏向下游, 更多的激波偏向下游, 将会使流动更加稳定;

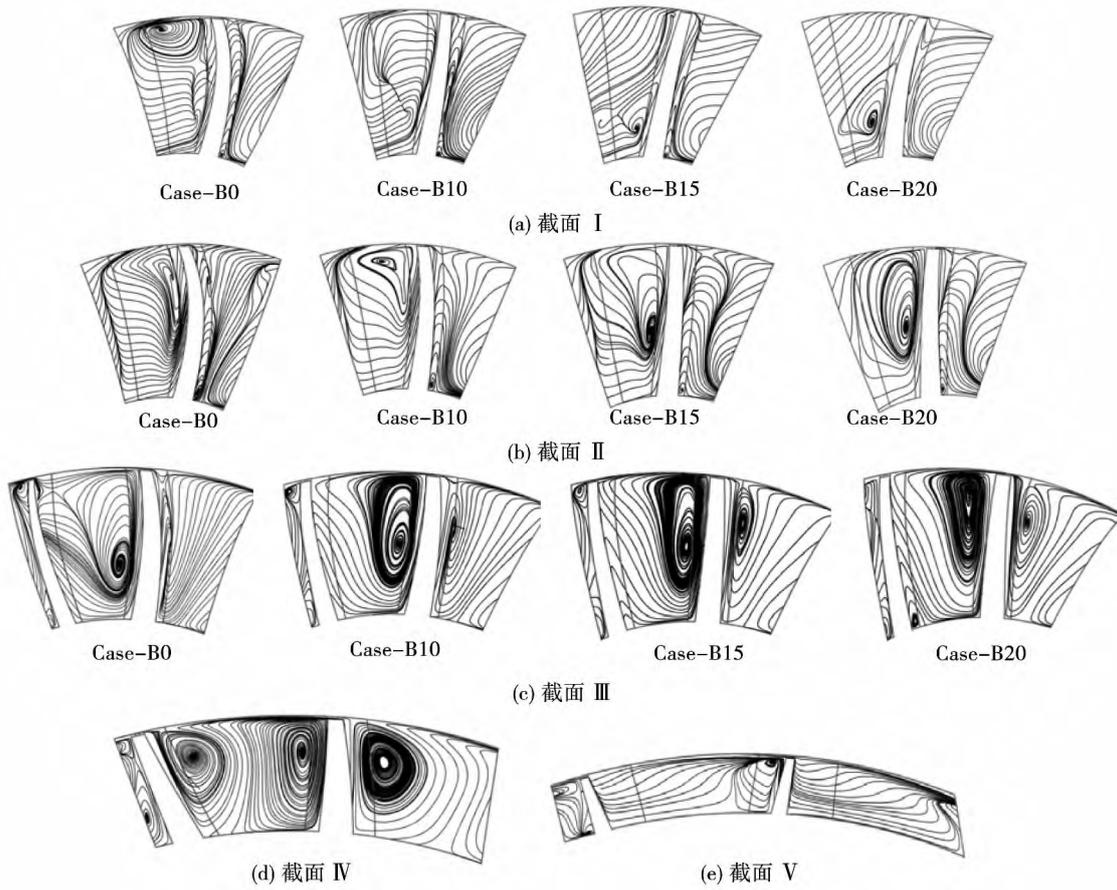


图 9 后掠与普通叶轮 S3 截面二次流流线图谱

Fig.9 Secondary flow streamlines on S3 section of back-swept and ordinary impellers

(3) 叶片前缘后掠角会使叶轮进口附近二次涡结构发生改变,这种变化起初主要表现在主叶片吸力面的叶顶间隙涡和通道涡,而随着流动的延伸,逐渐表现在主叶片压力面一侧;在叶轮出口附近,由叶片前缘后掠角度的影响逐渐消除;

(4) 叶片前缘后掠角对压气机性能的影响主要在于两个方面,一方面它会导致叶片前缘附近激波增强,带来一定的激波损失;另一方面又会极大的改善流道内气流分离情况,使得流动更加稳定。因而存在一个最优的掠角,本研究得到前缘后掠 10°角效果较好,在此掠角下,激波损失较小,通道内气流分离情况亦得到明显改善,总体上对压气机性能的影响起到明显的正效果。

参考文献:

[1] Amano R S ,Xu C. Development of the efficient single centrifugal compressor for aircraft engines [J]. AIAA Aerospace Sciences

Meeting and Exhibit 9 - 12January 2006.

[2] Ganesh CS. Effect of Leading Edge Sweep on the Performance of a Centrifugal Compressor Impeller [J]. SASTECH Journal ,2010 ,9 (2) : 55 - 62.

[3] 杨 策 ,胡辽平. 叶片弯曲程度对离心压气机性能的影响 [J]. 北京理工大学学报 2004 24( 12) : 1062 - 1064.

Yang Ce ,Hu Liao-ping. Centrifugal compressor impeller performance-comparison of differently bowed blades [J]. Journal of Beijing Institute of Technology ( Natural Science Edition) 2004 24( 12) : 1062 - 1064.

[4] Engeda A ,Kim Y. The inlet flow structure of a centrifugal compressor stage and its influence on the compressor performance [J]. ASME Journal of Fluids Engineering 2003 ,125: 779 - 785.

[5] 季路成 ,陈 江 ,林 峰. 轴流压气机设计中‘掠’的另类认识 [J]. 工程热物理学报 2005 26( 4) : 567 - 571.

Ji Lu-cheng ,Chen Jiang ,Lin Feng. A different understanding on sweep [J]. Journal of Engineering Thermodynamics 2005 26( 4) : 567 - 571.

[6] Hah C ,Puterbaugh SL ,Wadia AR. Control of shock structure and

secondary flow field inside transonic compressor rotors through aerodynamic sweep [R]. ASME 98 - GT - 561.

[7] Yamaguchi N ,Tominaga T ,Hattori S ,et al. Secondary-loss reduction by forward-skewing of axial compressor rotor blading [C]. Yokohama: Proceeding of 1991 Yokohama International Gas Turbine Congress ,1991 2: 61 - 68.

[8] Ernesto Benini ,Roberto Biollo. Aerodynamics of swept and leaned transonic compressor-rotors ASME J Turbomachinery ,2007 ,120 (4) : 1012 - 1027.

[9] Liam B ,Stephen S ,Paul E. Design and analysis of a radial turbine with back swept blading ,fluid machinery and fluid mechanics , 2009 ,115 - 121.

[10] Hildebrandt A ,Genrup M. Numerical investigation of the effect of different back sweep angle and exducer width on the impeller outlet flow pattern of a centrifugal compressor with vaneless diffuser , Journal of turbomachinery 2007 ,129( 2) : 421 - 433.

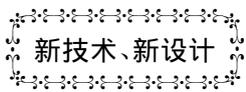
[11] Peng S ,Yang C ,Ma CC. Influence of front lean angle on centrifugal compressor performance Journal of Tsinghua University ( Science and Technology) 2005 45( 2) : 250 - 253.

[12] Tie Wang ,Cheng Peng ,Jing Wu. Back swept angle performance analysis of centrifugal compressor [J]. ISSN 1392 - 1207. MECHANIKA 2014 20( 4) : 402 - 406.

[13] 连洁 杨泳 楚武利 张夏. 低速大尺度离心叶轮二次流动分析[J]. 风机技术 2007 04: 21 - 24 + 43.

LIAN Jie ,YANG Yong ,CHU Wu-li ZHANG Xia. Secondary flow analysis on low-speed large-scale centrifugal impeller [J]. Compressor Blower & Fan Technology 2007 04: 24 - 24 + 43.

( 姜雪梅 编辑)



### 三菱日立支力系统获得 Pyeongtaek 定单

据《Gas Turbine World》2015 年 5 - 6 月刊报道 ,MHPS( 三菱日立动力系统) 和 Marubeni 公司共同获得供应 2 台 M501J 燃气轮机和 1 台汽轮机的定单 ,用于在韩国的新的 950 MW Pyeongtaek 燃气轮机联合循环电站。

此外 ,MHPS 还签订了一个针对燃气轮机的长期服务协议。由 POSCO E&C 公司和 SEOHEE 建筑公司领导的一个国际财团将处理该电站的工程、采购和施工( 工程总承包)。

该联合循环电站预定在 2019 年 11 月开始运行。这项新的订货使在韩国订购的 M501J 燃气轮机的总数达到 16 台。

M501J 简单循环技术规范 and 额定性能:

推出年份	ISO 基本负荷额 定功率/kW	热耗率 kJ/kWh	效率 %	压比	流量 kg/s	涡轮转速 r/min	排气温度 ℃	大约的重量 kg	大约的尺寸 L × W × H/m
2011	327 000	8 783	41.0	23.0	598.8	3 600	636	317 007	15.2 × 5.5 × 5.5

基于 M501J 组成的 MPCP2( M501J) 联合循环的技术规范和额定性能:

推出年份	装置净输出 功率/kW	热耗率 kJ/kWh	装置净 效率/%	冷凝器压力 mm Hg 柱	燃气轮机 功率/kW	汽轮机功 率/kW	燃气轮机数 量和型号
2011	942 900	5 835	61.7	38.1	644 000	298 900	2 × M501J

( 吉桂明 摘译)

simulation method. With the flap of relative length 0.2 and the relative widths of flap slit being 1.0% ,1.5% and 2.0% ,the airfoil dynamic aerodynamic performance was studied under the flap maximum swing angle of  $15^\circ$ . The numerical results show: due to the flap swing the original symmetrical airfoil is no longer symmetrical ,the airfoil camber is changed and airfoil maximum lift and drag coefficients are increased. Under the same swing angle ,a larger relative width of the flap slit leads to a greater airfoil lift coefficient. When flap is positioned to the angle of  $10^\circ \sim 15^\circ$  ,trailing edge vortex appears beneath the downside surface of airfoil. When flap is positioned to the angle of  $-10^\circ \sim -15^\circ$  ,the vortex appears above the upside surface of airfoil ,and the area of vortex enlarges with flap swing angle. **Key words:** flap ,airfoil ,flaps slit width ,vortex ,aerodynamic performance

叶片前缘后掠对离心压气机气动性能的影响 = **Back-swept Leading Edge Effects on Aerodynamic Performance of Small Scale Transonic Centrifugal Compressor** [刊 ,汉] GUO Long-kai ,LIU Yan-ming ,Cui Qing ( School of Aerospace Engineering ,Beijing Institute of Technology ,Beijing ,China ,Post Code: 100081) ,WANG Li-hua ( School of information and control engineering ,Nanjing University of Information Science & Technology ,Nanjing ,China ,Post Code: 210044) //Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. -2016 ,31( 4) . -45 ~51

Four transonic compressors with swept blades and wing-type diffusers are designed by a fully three-dimension CFD technique. And numerical simulation is also carried out to investigate the influence of back-swept leading edge on the flow field of compressor. The results show that the blades with back-sweptness can increase the choke mass flow and enhance ability of circulation. At the same time ,back-sweptness can improve the distribution of the low energy mass flow. But because of the blade's chord reduced which will reduce the surge margin ,it also can increase the leading shock wave angle and strengthen the shock wave in the channel. Back-sweptness has a greater effect on the secondary flow at S3 section near the impeller inlet than the outlet. From the cases of different back-swept angles ,it is found that ,as the back swept angle becomes smaller ,the pressure difference between suction side and pressure side becomes much smaller ,and simultaneously the flow field is more stable. When the back swept angle becomes greater ,the separation zone becomes weaker and weaker ,although the shock wave is stronger. The smaller back swept angle can suppress the formation of separation vortex near the diffuser outlet. **Key words:** transonic ,turbo

centrifugal compressor ,secondary flow ,back-sweptness ,shock wave

某重型燃机环形燃烧室内  $\text{NO}_x$  生成的数值研究 = **Numerical Simulation of  $\text{NO}_x$  Formation in a Heavy Duty Gas Turbine Annular Combustion Chamber** [刊 汉]FU Zhong-guang ,SHI Li ,LIU Bing-han ,SHEN Ya-zhou ( Key Laboratory of Condition Monitoring and Control for Power Plant Equipment ( North China Electric Power University) ,Ministry of Education ,Changping District ,Beijing ,China ,Post Code: 102206) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. -2016 31( 4) . -52 ~ 58

The  $\text{NO}_x$  emission characteristic of an annular combustion chamber in a heavy duty gas turbine is numerically studied using a validated model. The predicted results show that there are two main convergent flow regions with opposite revolving direction near the nozzle and two convergent flow regions after boss in the annular combustion chamber. The formation rate of thermal  $\text{NO}_x$  is lower in the region of main convergent flow due to relatively lower temperature in those regions which is approximately 1 600 ~ 1 700 K. However ,the temperature in convergent flow regions after boss is over 1 900 K ,and thus greatly enhance thermal  $\text{NO}_x$  formation rate. The OH mole fraction and thermal  $\text{NO}_x$  formation rate in the flow regions near the crust are relatively higher due to higher temperature in this region. **Key words:** gas turbine ,annular combustion chamber , $\text{NO}_x$  formation ,numerical simulation

圆孔型预旋喷嘴转静盘腔内流动换热特性的数值研究 = **Numerical Investigations on the Flow and Heat Transfer Characteristics of the Rotor Stator System with Circle Pre-swirl Nozzles** [刊 汉]CHEN Shu-xian ,GAO Tie-yu ,LI Jun( School of Energy & Power Engineering ,Xi'an Jiaotong University ,Xi'an ,China ,Post Code: 710049) //Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. -2016 31( 4) . -59 ~ 66

The flow and heat transfer characteristics of the rotor stator cavity with circle pre-swirl nozzle structures was numerically investigated using three-dimensional Reynolds-Averaged Navier-Stokes ( RANS) and SST turbulence model. The numerical drag coefficient and Nu coefficient distributions in the rotor stator cavity agreed well with the experimental data. The reliability of the utilized numerical method was also demonstrated. Three different turbulent flow