

DOI: 10.7652/xjtuxb201511001

叶片前缘倾掠对离心叶轮气动性能的影响

赵会晶, 王志恒, 唐永洪, 席光

(西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安)

摘要: 为了研究叶片前缘倾掠对离心叶轮气动性能及稳定工况范围的影响,在叶片前缘处沿子午面弦长方向进行叶尖前掠、叶尖后掠、叶根前掠、叶根后掠,实现了 4 种不同的叶片前缘倾掠。研究表明,对跨声速离心叶轮,叶尖前掠和叶根前掠可提高叶轮最高等熵效率和压比;叶尖后掠对叶轮等熵效率影响很小,但可降低叶轮压比;叶根后掠使叶轮等熵效率和压比均有所降低。同时,叶尖前掠和叶根后掠可提高其失速裕度,叶尖后掠和叶根前掠则可减小其失速裕度。为了便于比较,还研究了一个亚声速叶轮。研究发现,与跨声速叶轮相比,叶片前缘倾掠对亚声速叶轮的等熵效率和压比影响更小,但对失速裕度的影响和跨声速叶轮相似。对跨声速叶轮,叶尖前掠是提高其等熵效率、压比和失速裕度的一种有效方法。

关键词: 前缘倾掠;跨声速;亚声速;总体性能;失速裕度

中图分类号: TK269 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2015)11-0001-07

Effects of Blade Leading Edge Lean and Sweep on the Aerodynamic Performance of Centrifugal Impellers

ZHAO Huijing, WANG Zhiheng, TANG Yonghong, XI Guang

(School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: To study the effects of blade leading edge lean and sweep on the aerodynamic performance and stable operating range of centrifugal impellers, this paper presents four different blade leading edge lean and sweep by sweeping blade tip forward and backward, and sweeping blade root forward and backward along the meridional chord line. Firstly, the effects of blade leading edge sweep on the overall performance and flow field of a transonic centrifugal impeller are studied, and the results show that the blade tip forward sweep or blade root forward sweep can improve the highest isentropic efficiency and total pressure ratio of the centrifugal impeller; the blade tip backward sweep almost has no effect on the isentropic efficiency, but can decrease the total pressure ratio; the blade root backward sweep decreases both the isentropic efficiency and total pressure ratio. Additionally, the stall margin is increased by the blade tip forward sweep or blade root backward sweep, and reduced by the blade tip backward sweep or blade root forward sweep. Finally, the effect of blade leading edge sweep on a subsonic centrifugal impeller is investigated, and it indicates that, compared with transonic centrifugal impeller, the blade leading edge sweep has less effect on the isentropic efficiency and total pressure ratio in a subsonic centrifugal impeller. However, the effects on stall margin are almost the same for both transonic

收稿日期: 2015-02-13。 作者简介: 赵会晶(1989—),女,博士生;席光(通信作者),男,教授,博士生导师。 基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51236006)。

网络出版时间: 2015-08-25

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20150825.1745.002.html>

and subsonic centrifugal impellers. For an unshrouded transonic impeller, blade tip forward sweep is an effective way to increase its isentropic efficiency, pressure ratio and stall margin.

Keywords: leading edge sweep; transonic; subsonic; overall performance; stall margin

随着离心压缩机在石油化工、制冷系统、涡轮增压器、微型燃气轮机等工业领域得到广泛应用,对其性能的要求也越来越高,因此不断提高其性能是研究人员面临的一个问题。研究某些几何特征对压缩机性能的影响,进而采取措施来提高压缩机效率和压比,扩大其稳定工况范围是研究人员的一个重要方法^[1-2]。

20 世纪初期叶片掠首先在轴流压气机中得到应用,至今已进行了很多相关研究。叶片掠效应的早期研究是应用叶片后掠来提高性能,Hah 等对一个跨声速风机的研究发现,叶片前掠和后掠对风机效率影响不大,但前掠可以增加风机的失速裕度,后掠则减小风机的失速裕度^[3-4]。Jang 等通过叶片的弯、倾、掠对一个跨声速轴流压缩机进行了优化,最优的叶轮内部流动分离和激波强度减小,效率得到提高,其中叶片弯曲是提高叶轮效率最有效的方法^[5]。与轴流压缩机相比,关于离心压缩机叶片前缘掠的气动效应的研究比较有限,Hazby 等研究得出前掠可以得到更高的效率和更宽的稳定工况范围,后掠与之相反。Krain 等则通过叶片前缘后掠得到了更高的效率和更大的堵塞流量^[6]。Ganes 等通过改变不同的前掠角和后掠角,发现掠效应与掠角大小有关,前掠和后掠各有优势^[7]。Xu 等发现离心叶轮叶片前缘倾对叶轮的性能有很大影响,前倾和后倾均能提高叶轮的最高效率,但后倾得到的效率最高,前倾得到的稳定工况范围最大^[8]。

以上关于轴流压缩机和离心压缩机的前缘掠的研究并没有得出一致结论,可能是研究人员所研究的对象不同造成的,例如在跨声速叶轮中,叶片前缘掠可以通过控制激波强度和位置达到改变叶轮性能的目的,但在没有激波的亚声速叶轮中,效果有可能不同。

本文沿子午面弦长方向改变叶片前缘叶尖或叶根位置来引入叶片前缘掠。由于叶片结构的三维特性,这种方法在引入前缘掠的同时,也引入了周向倾。为了方便,将复合掠倾简称为掠。为了进一步理解叶片前缘掠影响离心叶轮性能的机理,更好地将叶片前缘形状的优化应用于离心压缩机,提高其性能,本文首先对一个半开式跨声速叶轮进行了数值模拟,分析了叶片前缘掠对其气动性能和流动结

构的影响。然后,为了研究叶片前缘掠对不同叶轮性能的影响,又对一个亚声速叶轮进行了分析,并与跨声速叶轮中叶片前缘掠的影响进行了对比。

1 研究对象及方法

1.1 研究对象

本文以跨声速叶轮(模型 1)和亚声速叶轮(模型 2)为研究对象,其参数如表 1 所示。

表 1 叶轮基本参数

参数	模型 1	模型 2
设计转速/ $\text{r} \cdot \text{min}^{-1}$	45 000	22 363
设计质量流量/ $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$	1.3	4.6
叶尖相对马赫数	1.6	1.0
长叶片数	11	24
短叶片数	11	
外径 D_2/mm	200	400
出口宽度/ mm	7.60	14.71

1.2 叶片前缘弯、倾、掠的定义

本文所采用的叶片前缘倾、掠、弯的定义方法如图 1 所示。弯曲方向和叶轮旋转方向相同时为前弯,反之为后弯。同样,与叶轮旋转方向相同的倾为前倾,反之为后倾。对掠的定义是在子午面上进行的,沿着子午面弦长 S 方向改变叶片前缘位置,与来流方向相反的移动为前掠,反之为后掠,可分为叶尖掠和叶根掠。

1.3 叶片设计方法

本文所研究的两个叶轮叶片均为直纹面,由叶尖和叶根两条型线确定。所采用的叶片前缘掠的方法是保持叶根和叶尖的叶片角 β 分布不变,沿着子午面弦长方向改变叶片前缘位置。为了孤立叶片前缘形状和位置变化产生的影响,必须保证叶片后半部分形状和位置不变,从尾缘开始积分

$$\theta = \theta_T + \int_{m_L}^m \frac{\tan \beta}{r} dm \tag{1}$$

得到叶片包角 θ 。可知,在 β 分布规律和尾缘包角 θ_T 不变的情况下,由于叶片前缘位置的变化会引起叶片弧长变化,从而使叶片前缘的包角 θ 发生变化,但为了消除冲角变化的影响,叶片进口安装角保持不变。如图 1b 所示,为了进行对比研究,本文首先

设计了 5 种长叶片(短叶片不变):没有掠的原型叶片(UOB)、叶尖前掠叶片(TFB)、叶尖后掠叶片(TBB)、叶根前掠叶片(RFB)、叶根后掠叶片(RBB)。定义叶片前缘线与原型叶片前缘线(径向线)的夹角为掠角,两个模型的所有掠形的掠角相等。叶片模型如图 2 所示,由图可知,这种方法在引入掠的同时也引入了倾。叶尖前掠和叶根后掠使叶片前缘发生与叶轮旋转方向相反的倾斜,即后倾;叶尖后掠和叶根前掠使叶片前缘发生与叶轮旋转方向相同的倾斜,即前倾。

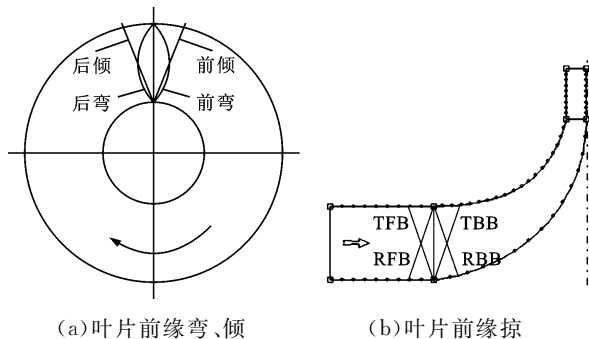


图 1 叶片前缘弯、倾、掠的定义

1.4 数值模拟方法

为了减小扩压器对叶轮的影响,叶轮后接等面积无叶扩压器,计算模型如图 3 所示。叶轮模型及其掠的引入均在 ANSYS BLADEGEN 中形成,在 TURBOGRID 中生成叶轮结构化网格,利用 ICEM 生成无叶扩压器结构化网格。本文利用 ANSYS CFX 求解 URANS 方程和 SST(shear stress transport)湍流模型对离心叶轮流场进行数值模拟,通过网格无关性检验,在平衡计算精度和计算资源的基础上,两个模型的整个计算域的网格分别约为 119 万和 90 万, Y^+ 均在 10 左右。进口给定总温、总压和速度方向,出口在大流量下给定静压,小流量下给定质量流量。收敛判据为均方根残差小于 10^{-5} ,进出口质量流量差小于 0.1%,效率变化小于 0.01%。

2 结果及讨论

2.1 掠对跨声速叶轮性能的影响

为了研究前掠和后掠程度对叶轮性能的影响,以叶尖前掠和叶尖后掠为例,进一步增大叶尖前掠角和叶尖后掠角,分别得到前掠叶片(TFB-1)和后掠叶片(TBB-2)。数值模拟所得的掠叶轮及原型叶轮的等熵效率-质量流量曲线和压比-质量流量曲线分别如图 4a 和图 4b 所示。由图 4 可知,叶片前缘掠对叶轮的压比、等熵效率和工况范围(失速工况和

堵塞工况)均有显著影响,而且影响效果与掠的程度有关。根据图 4a,与原型叶轮相比,叶尖前掠和叶根前掠均使叶轮最高等熵效率(质量流量为 1.3 kg/s)提高 0.28%,特别是在大流量下等熵效率提高近 1%。叶尖后掠得到的叶轮最高等熵效率没有变化,而叶根后掠则使最高等熵效率下降 0.2%。增加前掠和后掠角,对等熵效率的影响变化不大,只是增加前掠角后,可进一步提高小流量下的等熵效率。

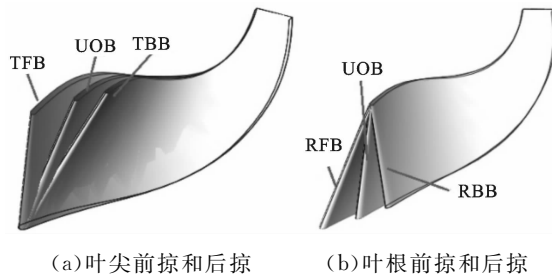


图 2 叶片模型

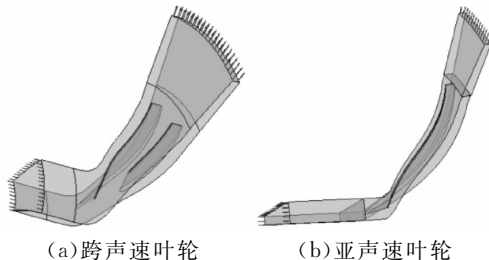


图 3 计算模型

由压比-质量流量曲线可知,叶尖前掠使叶轮压比在整个稳定工况范围内得到提高,而且随着叶尖前掠角增加,压比进一步提高,特别是在小流量下,TFB-1 相对 TFB 压比提高了约 1.3%,相对原型叶轮提高了约 4%。叶根前掠在大流量下使压比提高,而叶尖后掠和叶根后掠则使叶轮压比降低,但进一步增加后掠程度,对压比的变化影响很小。这里叶片前缘掠对压比的影响与两个因素有关:①如上所述,叶片前缘掠对叶轮等熵效率的影响;②叶尖前掠和叶根前掠增加了叶片弦长,即增加了叶轮的做功能力,而后掠与之相反。叶轮的失速裕度 S_R 和堵塞裕度 C_R 分别定义为

$$S_R = \frac{m_{\text{peak}} - m_{\text{stall}}}{m_{\text{peak}}} \quad (2)$$

$$C_R = \frac{m_{\text{choke}} - m_{\text{peak}}}{m_{\text{peak}}} \quad (3)$$

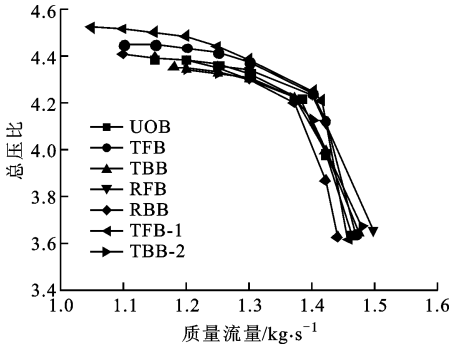
按照上述定义计算得到叶片前缘掠对叶轮失速裕度和堵塞裕度的影响如表 2 所示。

由图 4 及表 2 可知,叶尖前掠和叶根后掠使叶轮失速裕度增大,叶尖后掠和叶根前掠使失速裕度

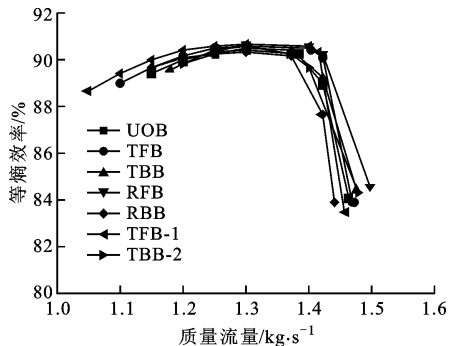
表 2 掠对叶轮工况范围的影响

前缘形状	$S_R/\%$	$C_R/\%$
UOB	11.54	12.38
TFB	15.38	12.95
TBB	9.23	13.42
RFB	3.85	15.13
RBB	15.38	10.66
TFB-1	19.23	12.05
TBB-1	7.70	14.58

减小,叶尖前掠角越大,失速裕度越大。堵塞裕度主要受叶根掠的影响,受叶尖掠的影响很小。叶根前掠堵塞裕度增大,叶根后掠堵塞裕度减小。



(a) 压比-质量流量曲线



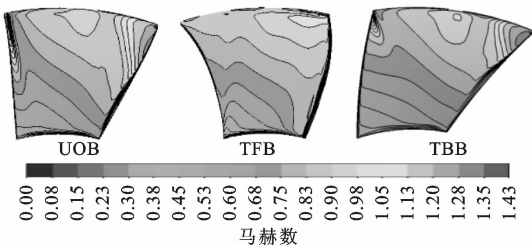
(b) 等熵效率-质量流量曲线

图 4 叶片前缘掠对叶轮性能的影响

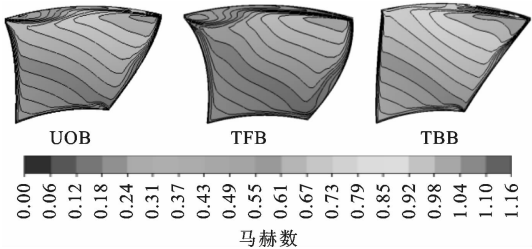
由以上分析可知,综合考虑效率、压比和工况范围,叶尖前掠是提高叶轮性能的一种有效方法,而且随着叶尖前掠角的增加,这种效果越明显。

2.2 叶片前缘掠对跨声速叶轮流场的影响

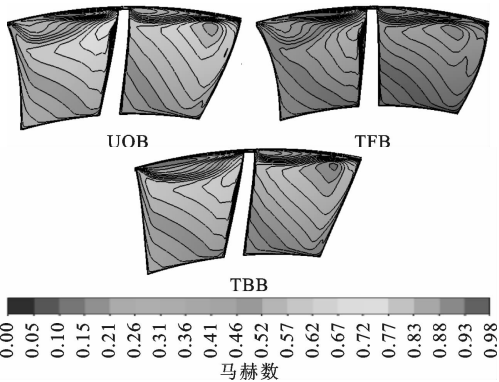
由掠引起的叶片前缘附近形状的变化会使叶轮流场发生变化。如图 5 所示,沿流线方向取 3 个截面,研究叶片前缘掠对马赫数分布的影响。由于叶根后掠与叶尖前掠相似,叶根前掠与叶尖后掠相似,为了节省篇幅,这里以叶尖前掠和叶尖后掠为例说明。截面 1 位于叶片前缘进口附近,由图 5a 可知所



(a) 叶片前缘截面马赫数分布



(b) 20%子午面弦长位置截面马赫数分布



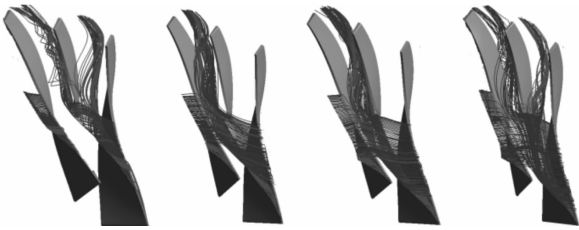
(c) 50%子午面弦长位置截面马赫数分布

图 5 叶片前缘形状和位置对叶轮流场的影响

有叶片均在轮盘和压力面夹角处有最小马赫数,原型叶片、叶尖后掠和叶根前掠叶片在压力面和吸力面靠近轮盖的位置有两个最大马赫数区,存在两道激波,而且由于较强的激波与边界层相互作用,在 80% 叶高以下吸力面附近出现流动分离。叶尖前掠和叶根后掠不但可减小轮盖和吸力面夹角的最大马赫数,而且在压力面靠近轮盖的位置没有出现激波。截面 2 位于 20% 子午面弦长位置,马赫数分布和截面 1 相似,但原型叶片、叶尖后掠和叶根前掠叶片压力面的高马赫数区消失,在原型叶片、叶尖前掠和叶根前掠叶片压力面靠近轮盖处反而出现了低马赫数区。这是由叶顶间隙泄漏流引起的,说明叶顶间隙泄漏流在 20% 子午面弦长位置已和叶片压力面接触。截面 3 位于 50% 子午面弦长位置,即分流叶片之后。根据图 5c,在 50% 子午面弦长位置所有叶片的马赫数分布几乎相同,可知叶片前缘掠对叶轮后

半部分流场几乎没有影响。

由以上分析可知,叶片前缘掠对叶轮失速点有显著的影响。对于半开式叶轮,叶顶间隙泄漏流是引起失速的一个主要原因。如图 6 所示,在近堵塞



(a)1.42 kg/s (b)1.3 kg/s (c)1.15 kg/s (d)1.1 kg/s
图 6 不同质量流量下原型叶轮叶顶间隙泄漏流分布

工况,叶片前缘附近靠近叶顶吸力面压力大于压力面,形成由吸力面到压力面的泄漏流,之后压力面压力大于吸力面,泄漏流重新折回原来的通道,在下游遇到分流叶片,只有一小部分进入左通道。随着质量流量减小,叶片前缘叶尖载荷增大,泄漏通道更靠近切向。在最高效率点,泄漏流由两部分组成。在 0~20%子午面弦长位置形成的压力面到吸力面的泄漏流几乎不会跨过叶片进入相邻通道。对于 20%~50%子午面弦长位置形成的泄漏流,由于这部分叶顶载荷较大,形成的泄漏流较强,一部分泄漏流会越过叶片进入相邻通道,与相邻通道内泄漏流混合向下游移动,一部分在本通道内与 0~20%子午面弦长位置泄漏流一起向下游移动,但在下游完全进入左通道。在近失速工况,泄漏流组成成分不变,在下游遇到分流叶片时已经和分流叶片前缘接触。进一步减小质量流量,泄漏流在下游已经有一部分进入右通道,同时泄漏流通道已到达叶片前缘,垂直于叶轮旋转轴。由以上分析可知,泄漏流通道由叶顶附近的载荷决定,叶片前缘掠影响叶轮失速裕度的原因在于改变了叶片前缘附近的载荷,进而改变了泄漏流通道方向和强度。以叶尖前掠和叶尖后掠为例,图 7 给出了 90%叶高处叶片载荷沿流线方向的分布,图中横坐标“0”表示叶片前缘,“1”表示叶片尾缘。根据 Rains 模型^[9],在叶轮中叶顶泄漏流可被看作是由叶片压力面和吸力面压力差驱动的理想板孔流动。根据伯努利方程得到

$$V_L = \left[\frac{2(P_p - P_s)}{\rho} \right]^{1/2} \tag{4}$$

式中: P_p 和 P_s 分别为压力面和吸力面的压力; ρ 是密度。泄漏流方向近似垂直于叶片表面。由图 7 和式(4)可知,在 0~50%子午面弦长位置叶尖前掠具有更小的叶尖载荷和泄漏速度,而叶尖后掠则增大

了叶尖载荷和泄漏速度。泄漏速度垂直于叶顶间隙的展向平面,泄漏速度越大,泄漏流量越大,泄漏流通道方向也更靠近切向,更容易引起失速。由图 4 可知,HFB 具有最小的失速裕度,近失速流量为 1.25 kg/s。图 8 给出了质量流量为 1.2 kg/s 时叶顶间隙泄漏流的分布。质量流量为 1.2 kg/s 时,叶根前掠已经失速,如图所示叶片前缘叶根前掠叶轮的泄漏流已有 50%进入右通道,同时泄漏流通道到达相邻叶片前缘,对于叶尖后掠叶轮是近失速工况,一小部分泄漏流进入右通道。对于原型叶片、叶尖前掠和叶根后掠叶轮,此工况远离近失速工况,泄漏流均没有进入右通道,且远离分流叶片前缘。由以上分析可知,叶轮失速有两种现象:①泄漏流到达相邻叶片前缘,流通道与叶轮旋转轴垂直;②泄漏流在下游遇到分流叶片前缘,进入分流叶片压力面与主叶片吸力面组成的右通道。由此可以推测,分流叶片前缘叶尖与主叶片前缘的距离可能会影响叶轮的失速裕度,以下通过改变分流叶片叶尖长度,研究其是否影响叶轮的失速裕度。

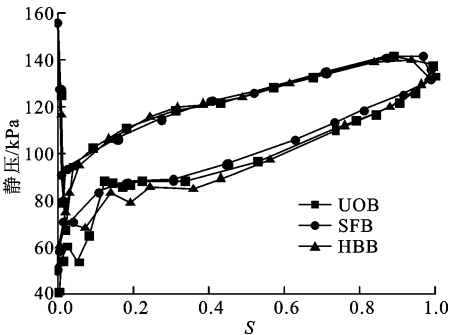


图 7 90%叶高处叶片载荷沿子午面弦长方向的分布

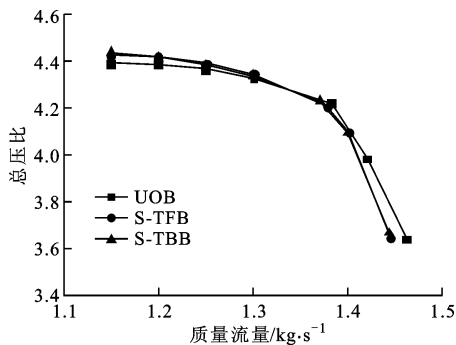


(a)UOB (b)TFB (c)TBB (d)RFB (e)RBB
图 8 叶片前缘掠对叶顶间隙泄漏流的影响

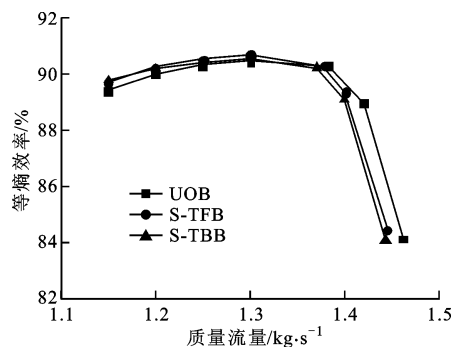
2.3 分流叶片前缘掠对叶轮性能的影响

保持分流叶片的叶根位置不变,改变分流叶片叶尖位置,分流叶片叶尖前掠为 S-TFB,叶尖后掠为 S-TBB,并研究其对叶轮性能的影响。总体性能对比如图 9 所示,由图可知,分流叶片叶尖位置对叶轮的等熵效率和压比影响很小,只在小流量下使等熵效率和压比有很小的提高,对失速裕度没有影响。对比图 6 与图 10 可知,前掠分流叶片和后掠分流叶

片对泄漏涡通道没有影响,即不影响叶轮的失速裕度。与UOB相同,在 1.0 kg/s 时泄漏流才开始进入右通道。



(a) 压比-质量流量曲线



(b) 等熵效率-质量流量曲线

图9 分流叶片叶尖位置对叶轮性能的影响

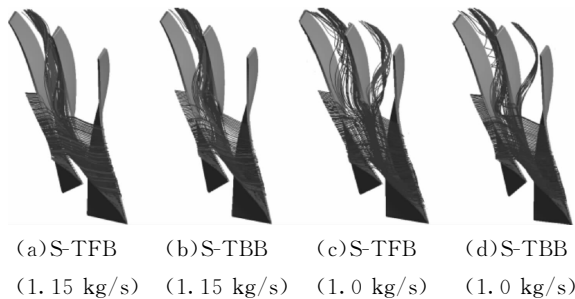
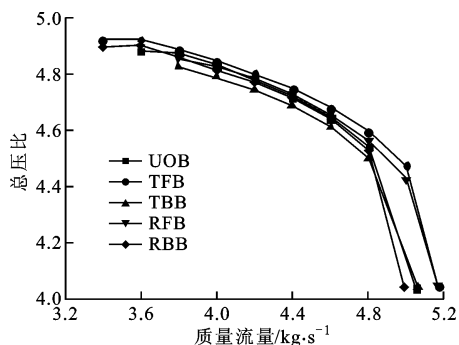


图10 不同质量流量下分流叶片叶尖位置对叶顶间隙泄漏涡的影响

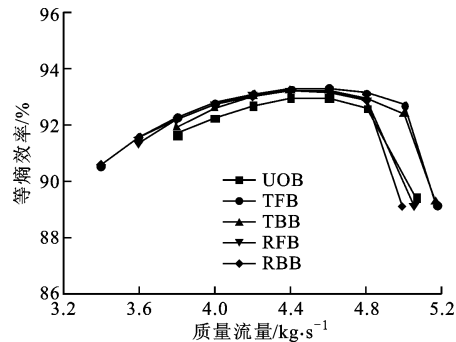
以上分析说明,主叶片前缘形状和位置影响失速裕度主要是通过改变主叶片前缘附近载荷实现的,与分流叶片前缘叶尖与主叶片前缘的距离无关。

2.4 叶片前缘掠对亚声速叶轮性能的影响

对亚声速叶轮,掠对叶轮气动性能的影响如图11所示。与图4对比可知,叶片前缘掠对叶轮等熵效率和压比的影响更小,可能是因为叶轮进口马赫数较小,不存在激波,不用考虑掠对激波强度的影响,而且不同掠形对效率的影响规律也和跨声速叶轮不同。对亚声速叶轮,叶尖前掠只在大流量下使



(a) 压比-质量流量曲线



(b) 等熵效率-质量流量曲线

图11 叶片前缘掠对叶轮性能的影响

等熵效率有所提高,叶尖后掠在整个工况范围内使等熵效率均降低,叶根后掠对等熵效率几乎没有影响,叶根前掠在小流量下等熵效率反而小于原型叶轮。对于压比,亚声速叶轮与跨声速叶轮相似,叶尖前掠和叶根前掠使压比提高,但是压比增加的幅度低于跨声速叶轮,这与等熵效率增加量小有关。掠对失速裕度和堵塞裕度的影响和跨声速叶轮相同,叶片前缘掠也是通过改变叶尖载荷来改变泄漏涡通道方向,从而引起失速裕度的变化,叶轮失速的原因是泄漏涡从叶片前缘溢出。以叶尖前掠和叶尖后掠为例,叶尖载荷如图12所示,叶尖前掠减小叶片前缘附近的载荷,后掠增加叶片前缘附近的载荷,进而影响叶片前缘附近叶顶间隙泄漏涡通道。图13给

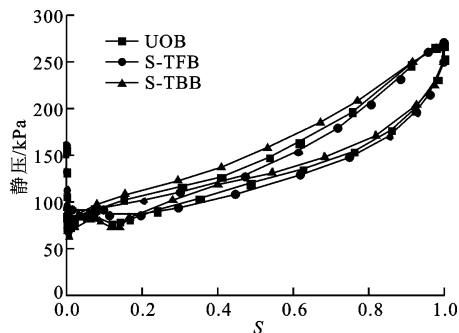


图12 叶片前缘掠对叶尖载荷分布的影响

出了质量流量为 3.6 kg/s (叶尖后掠和叶根前掠的失速流量) 时叶尖间隙泄漏涡的流动通道, 由图可知, 此时对于叶尖后掠 (叶根前掠叶轮与叶尖后掠相同), 泄漏涡已从叶片前缘溢出, 而对叶尖前掠 (叶根后掠叶轮与叶尖前掠相同), 泄漏涡与相邻叶片压力面接触点更靠近下游, 因为这时还没有失速。

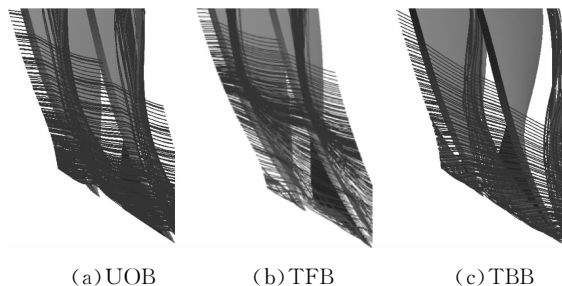


图 13 掠对叶顶间隙泄漏涡的影响

3 结 论

(1) 在跨声速离心叶轮的叶片前缘掠中, 叶尖前掠和叶根前掠可有效提高等熵效率和压比; 叶尖后掠对叶轮等熵效率影响不大, 但会使叶轮压比降低; 叶根后掠会同时降低叶轮等熵效率和压比。

(2) 叶片前缘掠对叶轮堵塞裕度的影响受叶根位置的影响较大, 叶根前掠使堵塞裕度增大, 叶根后掠使堵塞裕度减小。叶片前缘掠通过改变叶片前缘附近叶尖载荷分布影响失速裕度。叶尖前掠和叶根后掠降低叶尖载荷, 泄漏涡通道更接近流线方向, 使得失速裕度增加, 而叶尖后掠和叶根前掠情况下则相反。同时发现, 分流叶片前缘与主叶片前缘之间的距离对失速裕度没有明显影响。

(3) 对于亚声速离心叶轮, 叶片前缘掠对等熵效率和压比的影响较跨声速离心叶轮要小, 但影响失速裕度和堵塞裕度的机理和跨声速离心叶轮相同, 在失速裕度和堵塞裕度上呈现相同的影响规律。

参考文献:

[1] 王宏亮, 席光. 离心叶轮几何形变对气动性能的影响 [J]. 西安交通大学学报, 2009, 43(5): 46-50.
WANG Hongliang, XI Guang. Effect of geometrical deformation of the centrifugal impeller on the aerody-

namical performance [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2009, 43(5): 46-50.

- [2] 李学臣, 席光. 离心叶轮出口流动分离区影响因素的数值研究 [J]. 西安交通大学学报, 2013, 47(9): 16-22.
LI Xuechen, XI Guang. Numerical research on influence factors of flow separation near centrifugal impeller outlet [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2013, 47(9): 16-22.
- [3] HAH C, PUTERBAUGH S L, WAIDIA A R. Control of shock structure and secondary flow field inside transonic compressor rotors through aerodynamic sweep [C] // International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition. New York, USA: ASME, 1998: 98-GT-561.
- [4] WADIA A R, SZUCS P N, CRALL W W. Inner workings of aerodynamic sweep [C] // International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition. New York, USA: ASME, 1997: 97-GT-401.
- [5] JANG C M, SAMAD A, KIM K Y. Optimal design of swept, leaned and skewed blades in a transonic axial compressor [C] // Proceedings of ASME Turbo Expo 2006: Power for Land, Sea, and Air. New York, USA: ASME, 2006: 1279-1288.
- [6] KRAIN H, HOFFMANN B. Flow study of a redesigned high pressure ratio centrifugal compressor [J]. Journal of Propulsion and Power, 2008, 24(5): 1117-1123.
- [7] GANESH S, NAGPURWAL Q H, BHASKAR D C S. Effect of leading edge sweep on the performance of a centrifugal compressor impeller [J]. Technical Journal of M. S. Ramaiah School of Advance Studies, 2010, 9(2): 55-62.
- [8] XU C, AMANO R S. Aerodynamic and structure considerations in centrifugal compressor design: blade lean effects [C] // Turbine Technical Conference and Exposition. New York, USA: ASME, 2012: 2012-GT-68207.
- [9] RAINS D A. Tip clearance flow in axial flow compressor and pumps [D]. Los Angeles, California, USA: California Institute of Technology, 1954.

(编辑 荆树蓉)