

文章编号: 1000-8055(2010)12-2711-05

上游尾迹入射角对压气机叶片负荷的影响

杨荣菲, 李秋实, 李志平, 周 盛

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院
航空发动机气动热力科技重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 压气机叶片负荷的提高使得叶片表面边界层更容易分离, 利用上游叶排产生的非定常尾迹能够抑制边界层分离. 运动圆柱代替上游转子, 在保证下游叶片进气速度大小及攻角不变的情况下, 改变圆柱运动速度以获得上游尾迹与下游静叶吸力面不同的夹角, 发现在低负荷小分离情况下静叶损失系数与上游尾迹入射角无关; 高负荷大分离情况下静叶损失系数随上游尾迹入射角的增加而降低. 分析尾迹作用下高负荷静叶通道内流场, 当进入静叶通道的尾迹与叶片吸力面近似平行时, 尾迹诱导边界层增厚, 使得叶片表面分离泡随时间大幅值脉动, 损失增加; 当尾迹与叶片吸力面的角度逐渐垂直时, 尾迹抑制了边界层分离, 同时叶片表面分离泡位置近似不变, 其原因是尾迹以负射流形式进入边界层内部, 补充了边界层内部低能流体, 使得损失减小.

关 键 词: 压气机; 尾迹; 非定常流动; 边界层分离; 高叶片负荷

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Effect of inlet wake angle on compressor stator loading

YANG Rong-fei, LI Qiu-shi, LI Zhi-ping, ZHOU Sheng

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engines,
School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100091, China)

Abstract: With increase of the compressor loading, the blade surface boundary layer was easily separated but suppressed by unsteady upstream wake. In this paper, moving cylinder was used to produce unsteady wake, and different inlet wake angles were acquired by changing moving speed. This shows that the performance of stator will be improved on high blade loading while it varies little on low blade loading as the inlet wake angle increases. During the interaction of wake and boundary on high blade loading, increasing inlet wake angle will enhance the energy exchange between wake and boundary layer, which is a main factor to suppress the separated boundary layer and reduce the stator loss.

Key words: compressor; wake; unsteady flow; separated boundary layer;
high blade loading

高负荷压气机/涡轮的发展能够使航空发动机的长度缩短, 质量减轻; 但叶片负荷的提高, 使得叶片表面的流动更加容易分离. 大小叶片、串列叶栅、表面吹吸气、处理机匣、处理轮毂等成熟技

术能有效地减少分离损失、提高叶片负荷. 射流、声激励等非定常手段能够有效地抑制边界层分离, 由于压气机/涡轮内转静叶排交错排列相互运动, 非定常尾迹成为叶轮机内部的天然激励源, 合

收稿日期: 2009-12-03; 修订日期: 2010-04-09

基金项目: 国家自然科学基金(10902008); “凡舟”青年科研基金(20090401)

作者简介: 杨荣菲(1982—), 女, 湖北武汉人, 博士生, 主要从事叶轮机机械内非定常流动研究.

理的利用尾迹能够使级的性能提高。

尾迹作用下压气机/涡轮叶栅吸力面上存在大范围的层流到湍流转捩区,并在相邻尾迹之间的边界层上可能出现的沉寂区,能够抑制流动分离并推迟转捩发生,降低叶型损失,尾迹对边界层发展的影响与雷诺数、叶片载荷、湍流度、相邻尾迹间距、下排叶片的 clocking 作用相关^[1]。在涡轮叶型设计中,Hodson 等应用尾迹对边界层的影响,得到的超高升力叶型在高 Re 工作条件下与高升力叶型的损失相同、低 Re 工作条件下损失较大,超高升力叶型较高升力叶型在提高叶片负荷、减少叶片数方面的收益远大于其在效率上的损失^[2]。邹正平、杨琳、张伟昊等通过实验及数值研究上游叶排尾迹对低压涡轮低雷诺数流场的研究,提出了涡轮叶片表面负荷分布总体上采用后加载形式时,结合上游尾迹的通过频率对边界层发展的影响,可以使叶片吸力面尾缘无非再附式分离^[3-5]。在压气机中, Van Zante 等^[6]试验研究了尾迹在下游静子中的损失,发现设计工况近的轴向间距时,尾迹恢复效应引起的性能收益最大。Volkov 等^[7]认为尾迹对下游叶排性能的影响为尾迹恢复效应与边界层对扰动的响应这两个作用之间的平衡,其中扰动总是使得边界层损失增加。本课题组的李志平、郑新前等试验和数值研究^[8-9]表明,当压气机中上游尾迹与下排叶片尾缘脱落涡发生耦合时,分离被抑制,使压气机的绝热效率、总压比和失速裕度分别最大提高 1.53%, 4.52% 和 24.9%。但是,如何在压气机设计过程中考虑非定常尾迹对下游叶排边界层的影响、上游尾迹与下排叶片尾缘脱落涡耦合的内在物理机制是什么,仍然不是很清楚,因此,有必要进一步的深入研究压气机中尾迹对下游叶排边界层发展的影响。

本文以压气机静子叶片为研究对象,上游非定常尾迹由运动圆柱产生,数值模拟得到了不同尾迹与静叶弦长夹角时的静叶栅性能,并对上游尾迹抑制边界层分离的原因进行了深入分析。

1 研究方案

1.1 研究对象

压气机叶排尾迹的物理特征包含速度亏损、压力亏损,关于尾迹特征的研究认为尾迹速度亏损或压力亏损满足高斯分布,但是这种数学模型作为静叶进口边界条件时不能反映出速度、压力相关联的特征,且静叶栅计算域的延长使得尾迹

进入静叶栅前就已经产生了强烈的耗散,这些使得通过简单在静叶栅进口给定尾迹模型不足以研究尾迹与下游叶排的作用。因此,有必要真实模拟上游叶片存在产生的尾迹对下游叶排的影响。

真实叶片产生的尾迹受上游进口气流角、叶片载荷等因素的影响,Pfeil 等人指出转叶尾迹可以用具有相同损失系数的圆柱尾迹来代替^[10],故用圆柱代替上游叶片,能够减少进气条件等因素对尾迹特征的影响,且比较真实的反映尾迹。

本文研究的静叶栅选用某环形叶栅试验台的叶中截面,叶栅的弦长为 125 mm,稠度为 1.92, D 因子为 0.5。Schulte 等人^[11]给出叶型损失系数与等价圆柱的特征参数之间的关系如式(1)所示,其中 s_{bar} 为相邻圆柱之间的距离, β 为圆柱相对坐标系下气流与轴向的夹角 ($0^\circ < \beta < 90^\circ$),令圆柱的阻力系数为 1,上游叶栅的损失系数为 0.1,选用圆柱与静叶的数目约化比为 1:1,则可以得到圆柱直径 $d < 6.5 \text{ mm}$,故本文选用产生尾迹的圆柱直径为 5 mm。总结圆柱尾迹与静叶栅作用的研究,轴向间距取值范围为 30%~65% 倍静叶弦长,本文研究中圆柱与静叶栅的轴向间距取为 32% 倍静叶栅弦长。

$$\omega = \frac{C_d d}{s_{\text{bar}} \cos \beta} \quad (1)$$

1.2 数值方法

运动圆柱与静子叶栅组成的转静系统的计算网格用 Autogrid 5 自动生成,如图 1 所示,圆柱及叶栅均采用 H-O-H 型网格,加密叶栅壁面的网格节点,满足第一层网格 $0.1 < y^+ < 1$;加密尾缘附近网格,使得尾缘脱落涡明显;控制转静界面处网格节点的周向分布规律,减少非定常计算中由于网格点分布不均匀引起的交界面参数的插

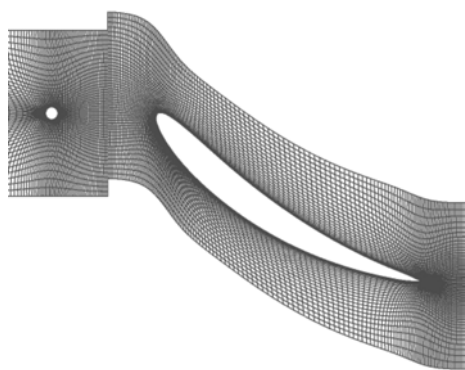


图1 圆柱与静叶栅计算网格图

Fig. 1 Mesh of cylinder and stator

值误差传递. 圆柱计算域的网格数为 16 320, 静叶的计算网格数为 36 015.

尾迹与静叶作用的非定常过程采用商用软件求解器来获得. 文献[12]中关于矩形叶栅的 CFX 数值计算和实验数据表明, 计算过程中采用高分辨率格式、SST(shear stress transport)湍流模型和 Gamma-Theta 转捩模型, 能够比较准确的捕捉分离点的位置, 因此本文计算过程使用相同的湍流模型和转捩模型. 计算时间步长为尾迹通过一个叶栅通道时间的 $1/65$, 计算至进出口总参数周期性波动即认为结果收敛.

计算域进口给定绝对总温、绝对总压、绝对进口气流角, 出口给定平均反压. 尾迹入射角为尾迹方向与叶片弦向的夹角, 如图 2 中叶栅进口速度三角形所示, 尾迹入射角是相对速度 W 的方向与叶片弦向的夹角. 尾迹入射角的改变可以通过圆柱速度不变、静子出口反压改变或者圆柱速度改变、静子进口绝对速度不变实现. 本文采用调整圆柱的运动速度以得到不同的尾迹入射角; 由于气流经过圆柱产生损失, 使得叶栅进口气流速度与圆柱进口速度产生一定的差别, 因此需要同时调整静叶出口反压、圆柱进口气流角, 以保证静叶进口气流的绝对速度 U 的大小和方向不变即叶片负荷不变, 从而获得不同尾迹入射角的叶栅特性及内部流动细节. 本文中圆柱运动速度分别取为 50, 37.5, 25 m/s, 所对应的尾迹入射角大小满足入射角 1 > 入射角 2 > 入射角 3.

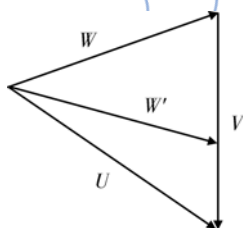


图 2 静叶进口处的速度三角形

Fig. 2 Velocity triangle of stator inlet flow

2 计算结果分析

2.1 非定常尾迹作用的叶栅特性

计算得到不同尾迹入射角情况下静叶栅负荷的变化如图 3 所示, 其中横坐标表示扩散因子 D , 纵坐标为损失系数 ω . 由图可以看出, 叶栅处于低负荷水平时, 不同尾迹入射角情况下静叶栅的总损失基本不变; 叶栅处于高负荷水平时, 静叶栅的损失随着尾迹入射角的增加而大幅度降低.

在叶栅流道中, 损失主要包括尾迹在叶栅通道中的掺混损失、边界层低速区内的掺混损失, 对于尾迹在叶栅通道中的掺混损失而言, 时均掺混损失与通道扩张程度相关且损失很小; 对于边界层引起的损失而言, 叶栅定常均匀进气条件下, 低负荷时边界层分离随着负荷的增加而变化很小, 损失较小, 高负荷时分离区随着负荷的增加而急剧增大, 损失迅速增加; 因此, 高负荷叶栅损失的降低来源于边界层损失的降低, 由图 3 可知, 随着尾迹入射角的增加, 尾迹减少边界层分离损失的效果越明显.

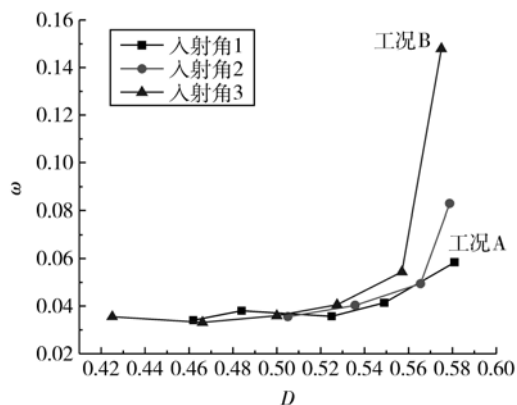


图 3 不同尾迹运动速度静叶栅的负荷损失关系

Fig. 3 Stator $D-\omega$ graph at different wake velocities

2.2 非定常尾迹抑制边界层分离的机理分析

选取图 3 中标记的高负荷工况 A 及工况 B 进行分析, 工况 A 中的尾迹入射角大于工况 B 中的尾迹入射角.

图 4 为工况 A、工况 B 情况下尾迹通过一个栅距的时间周期内叶栅流场的瞬时静熵云图. 由图可以看出, 从叶栅前缘至叶栅尾缘形成的连续高熵区域为上游尾迹, 叶片表面附近形成的高熵区域为边界层. 对比工况 A、工况 B 的熵云图可以发现, 工况 A 中, 上游尾迹与静叶吸力面成一定的夹角进入叶栅通道, 经过静叶时尾迹被叶片切割, 尾迹在静叶通道中以负射流形式从压力面向吸力面运动, 尾迹中的高端流度流体进入吸力面边界层, 使得边界层的分离区减小, 损失减小; 工况 B 中, 上游尾迹与静叶吸力面近似的平行进入叶栅通道, 靠近压力面的尾迹段沿压力面向下游发展, 使得压力面上边界层增厚, 靠近吸力面的尾迹段沿吸力面向下游发展, 且尾迹段处于叶栅通道中间时, 诱导吸力面上的边界层增厚, 分离加剧, 使得损失增加.

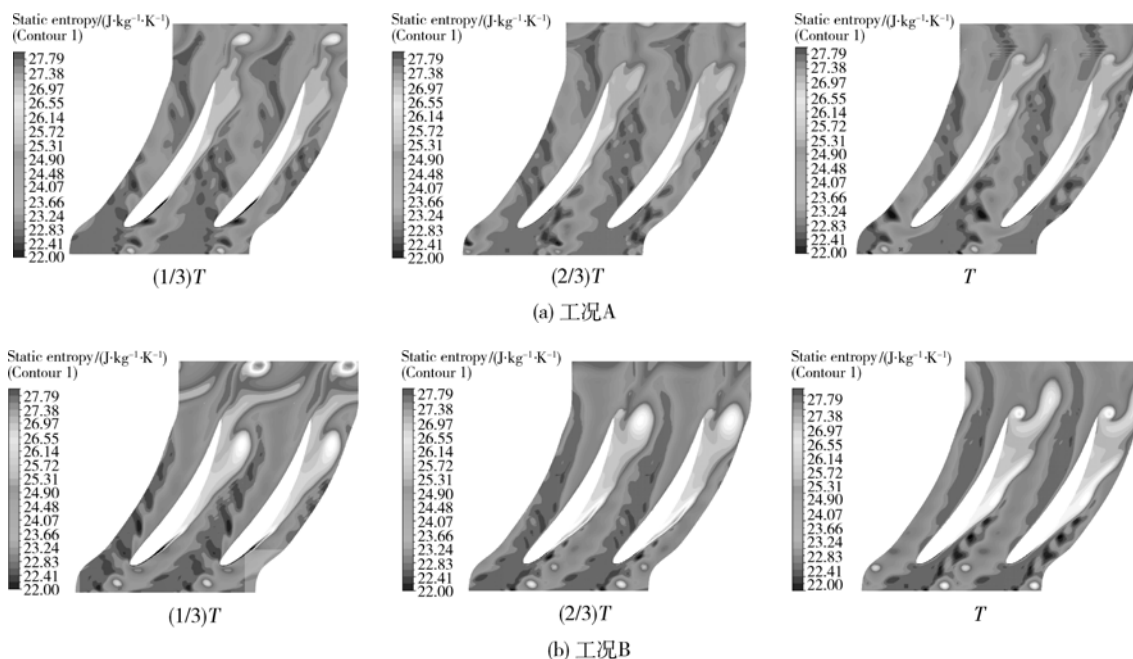


图 4 不同尾迹入射角情况下高负荷叶栅的瞬时静熵云图

Fig. 4 Instantaneous static entropy contour of high loading stator at different inlet wake angles

进一步观察工况 A、工况 B 时静叶吸力面上分离泡及分离点的变化. 分离点的判定准则为瞬时流向切应力为零的点, 相邻两分离点之间的流动区域为分离泡, 观察图 5 中所示的吸力面上瞬时切应力轴向分量 τ_x 沿轴向的变化, 可以看出吸力面上 S_1 与 S_2 , S_3 与 S_4 之间的区域形成分离泡. 工况 A、工况 B 叶片吸力面上分离泡位置的时空图如图 6 所示, 其中横坐标是真实时间 t 与上游尾迹通过一个叶栅栅距时间 T 的比值, 纵坐标是叶片吸力面上零切应力点距叶片前缘的距离 x 与叶片弦长 c_x 的比值, 阴影区域表示分离泡. 由图 6 可以看出, 大尾迹入射角的工况 A 中, 吸力面为闭式分离, 整个叶片表面被一个或两个

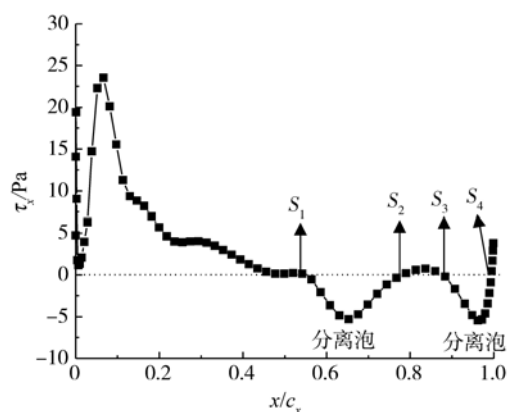


图 5 瞬时静叶吸力面切应力

Fig. 5 Wall shear stress at suction surface

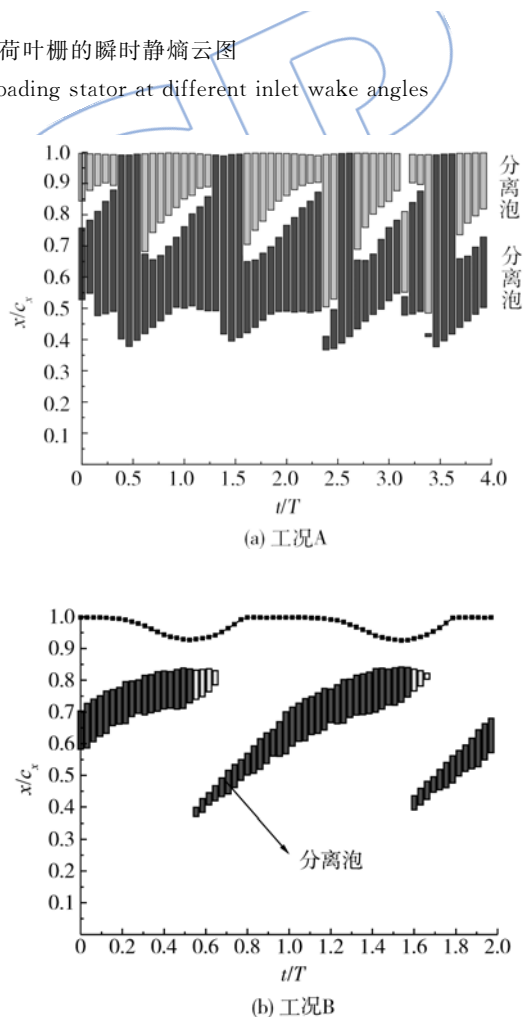


图 6 不同尾迹入射角时高负荷静叶栅吸力面上零切应力点随时间的变化

Fig. 6 Position of zero wall shear stress varied with time at high loading stator

分离泡覆盖,同时分离泡位置在吸力面上变化较小,使得叶片表面的流动比较稳定,掺混损失较小;小的尾迹入射角工况 B 中,吸力面上的分离泡较小,但是分离泡的位置在吸力面上大范围脉动、流动经过分离泡之后最终产生开式分离,导致吸力面上的流动非定常性明显,掺混损失较大。

因此,高负荷静叶栅中,随着尾迹入射角的增加,尾迹以负射流形式进入叶片吸力面边界层,尾迹中的高端流度流体与边界层内部低能流体作用,使得吸力面上分离泡位置基本不变且维持边界层闭式分离的形式,抑制了边界层的大范围分离,损失减小。

3 小 结

本文研究了尾迹入射角对压气机叶栅边界层发展的影响,得到如下结论:

1) 叶栅处于低负荷时,叶栅的时均性能与尾迹入射角无关,高负荷时叶栅的损失系数随着尾迹入射角逐渐趋于垂直而降低,减少的损失来源于高负荷时边界层分离被抑制。

2) 进口尾迹与叶片吸力面的夹角接近垂直时,高端流度尾迹从叶片压力面以负射流进入吸力面,在吸力面形成比较稳定的分离泡,覆盖整个边界层,抑制边界层变厚,损失减小;而当进口尾迹与叶片吸力面的夹角近似平行时,尾迹增加了叶片压力面边界层厚度,同时诱导吸力面边界层变厚,吸力面上的分离泡大范围脉动,形成开式分离,使得损失增加。

3) 在压气机设计中,合理的耦合上游尾迹入射角与下游叶排安装角的关系,能够提高静叶栅的负荷水平。

参考文献:

- [1] Halstead D E, Wisler D C, Okishi T H, et al. Boundary layer development in axial compressor and turbine part 1 of 4: composite picture[J]. Transactions of the ASME, 1997, 119(1): 114-127.
- [2] Hodson P H, Howell R J. Blade interaction transition and high-lift aerofoils in low-pressure turbines[J]. Annual Review of Fluid Mech., 2005, 37(1): 71-98.
- [3] 邹正平, 叶建, 刘火星. 低压涡轮内部流动及其气动设计研究进展[J]. 力学进展, 2007, 37(4): 551-562.
ZOU Zhengping, YE Jian, LIU Huoxing. Research progress on low pressure turbine internal flows and related aerodynamic design[J]. Advances in Mechanics, 2007, 37(4): 551-562. (in Chinese)
- [4] 杨琳, 刘火星, 邹正平, 等. 低雷诺数条件下低压涡轮气动设计[J]. 工程热物理学报, 2005, 26(2): 228-230.
YANG Lin, LIU Huoxing, ZOU Zhengping, et al. Aerodynamic design of low pressure turbines on the condition of low Reynolds number[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2005, 26(4): 228-230. (in Chinese)
- [5] 张伟昊, 刘火星, 李维. 尾迹与涡轮叶栅边界层的相互作用[J]. 航空动力学报, 2009, 24(4): 843-850.
ZHANG Weihao, LIU Huoxing, LI Wei. Wake-boundary layer interaction on low pressure turbine cascade blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(4): 843-850. (in Chinese)
- [6] Van Zante D E, Adamczyk J J, Strazisar A J. Wake recovery performance benefit in a high-speed axial compressor[J]. Journal of Turbomachinery, 2000, 124(2): 275-284.
- [7] Valkov T V, Tan C S. Effect of upstream rotor vortical disturbances on the time-averaged performance of axial compressor stators: Part 1—Framework of technical approach and wake-stator blade interactions[J]. Journal of Turbomachinery, 1999, 121(3): 377-386.
- [8] 李志平. 轴流压气机实现非定常耦合流型的实验研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2006.
LI Zhiping. Experimental investigation of realizing unsteady cooperative flow type in axial-flow compressor[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)
- [9] 郑新前. 轴流压气机非定常旋涡流态转化条件研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2005.
ZHENG Xinqian. Investigation on the condition of flow type transform in unsteady vortex flow-field of axial compressor[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005. (in Chinese)
- [10] Pfeil H, Herbst R, Schröder T. Investigation of the laminar-turbulent transition of boundary layers disturbed by wakes[J]. ASME Journal of Engineering for Power, 1983, 105(2): 130-137.
- [11] Schulte V, Hodson H P. Unsteady wake-induced boundary layer transition in high lift LP turbines[J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(1): 28-35.
- [12] 李绍斌, 陈浮, 颜培刚, 等. 静叶时序对压气机叶片附面层流动影响的数值研究[J]. 航空学报, 2007, 28(Sup.): S62-S69.
LI Shaobin, CHEN Fu, YAN Peigang, et al. Numerical investigation of the effect of stator clocking on blade boundary layer flow in compressor[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(Sup.): S62-S69. (in Chinese)