

文章编号:1000-8055(2012)12-2786-06

三维设计思想在子午流道大扩张角条件下的应用

王 雷

(中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘要: 根据三维设计思想,提出了针对子午流道大扩张角条件下涡轮导向叶栅的设计思想. 研究表明:在子午流道的设计上,采用减小内端壁扩张角及加大外端壁扩张角的方式,可有效保证内端壁附近气流的抗分离能力,并且导向叶片采用正倾斜设计,以降低通道涡的径向迁移,从而减小或消除导叶尖部气流的分离,增加尖部附近气流的抗分离能力,达到减少损失的目的. 该方法现已在某航空发动机高性能低压涡轮气动设计中进行了成功的应用和验证.

关键词: 子午流道大扩张角; 低压涡轮; 倾斜叶片; 反力度; 流动分离

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Application of wide angle diffused meridian passage with three-dimensional design concept

WANG Lei

(Shenyang Engine Design and Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: Based on the three-dimensional design concept, a design method of low pressure turbine nozzle blade in wide angle diffused meridian passage was presented. The result indicates that smaller inner wall angle of divergence and bigger outer wall angle of divergence should be used to keep the flow stability near inner wall when design meridian passage, meanwhile make the vane lean to pressure side to increase the reaction near inner wall and keep the lean direction near outer wall to decrease the trend of passage vortex moving to mean radius for decreasing or eliminating the possibility of flow separation and increasing flow stability near the outer wall, and so decreasing the loss. This method has been applied and verified on a real aero-engine low pressure turbine.

Key words: wide angle diffused meridian passage; low pressure turbine; leaning vane; reaction; flow separation

现代航空发动机低压涡轮,为了与风扇或低压压气机相匹配并具有较高的效率,在进口大都具有较大的子午扩张角,如何处理好扩张角、反力度和效率之间的矛盾,是现代高性能发动机低压

涡轮设计所面临的难题.

航空发动机叶片设计就是通过有效地控制气流的流动,来实现能量高效转换.因而,对气流流动规律的认识和利用是成功设计现代高性能发

收稿日期:2011-11-29

网络出版地址:http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121218.0859.201212.2786_022.html

作者简介:王雷(1968—),男,辽宁沈阳人,研究员,博士,主要从事航空发动机涡轮设计研究工作.

E-mail: wangleirus@hotmail.com

动机叶片机的关键。正因如此,作为认识气流运动规律的重要手段,试验研究和计算流体力学(CFD)数值模拟,历来被各国的叶轮机械设计师们所重视。分析叶轮机械的发展历史和发展趋势可以发现,叶轮机械的设计理论和设计思想与人们对叶轮机械内部流动损失机理的认识密切相关。大扩张角下涡轮叶栅中的二次流动损失约占总损失的 $1/3^{[1]}$,甚至还多。因此,各种降低叶栅中能量损失的方法都与对二次流的控制有关。深入研究叶栅内的二次流动,是减少和控制二次流损失的前提。在叶轮机内,由于黏性和复杂几何条件引起的各种形式的二次流,以各种涡系如通道涡、尾涡、泄漏涡、角隅涡和刮削涡的形式存在,因此要想解决子午流道大扩张角条件下低压涡轮导向叶栅的设计问题,就有必要深入了解涡轮叶栅内部的流场结构。

1 涡轮叶栅内部的流场结构

从 40 年代 Ainley 通过试验研究注意到涡轮机械中存在二次流动现象开始,国内外同行先后提出了 6 个有价值的涡轮叶栅旋涡模型^[2]。最早对叶栅涡系的研究结果可以追溯到 Squir 和 Winter 在 1951 年对通道涡的研究。此后, Hawthorne, Herzig, Armstrong, Horlock 和 Lakshminarayana 等人先后总结了涡轮叶栅内的二次流流动图谱,并给出了早期的旋涡模型。Klein 给出了第一个较为详细而且基本上反映了叶栅内二次流结构的模型,以后又不断有学者对涡轮叶栅旋涡模型进行研究,其中, WANG Haiping 等^[3]在 1995 年提出的旋涡模型较为全面。WANG 指出:多涡结构的进口流动向诸多单个涡演变,也就是来流端壁附面层在叶栅前缘分离,形成周期变化的涡列式的多涡结构,当进口涡系进入流道时,多涡结构逐渐演变成单涡流谱。流道内二次流的主要部分仍然是通道涡,其他涡系包括马蹄涡、壁角涡对以及由通道涡诱导的新的与通道涡旋向相反的壁面涡。该模型的建立可以帮助研究者有效地区分各种二次流动,尤其是在研究冷气掺混及叶片弯曲对流场结构的影响时,该模型可作为有力的参考依据。此外, Sieverding^[4]和 Langston^[5]对有关涡轮二次流动的研究进行了较全面的回顾与总结。

2 涡轮叶栅三维设计思想

认识和控制二次流最典型的例子就是弯扭叶

片的应用。其原理在于,认为决定叶栅内能量损失的主要因素不仅仅是反力度沿叶高的分布,还取决于叶栅流道内,尤其是喉部以后静压沿叶高的分布^[6]。叶片倾斜或弯曲后产生的叶片力径向分量使叶栅流道内静压得以重新分布。合适的弯角能够形成根部压力梯度为负,顶部压力梯度为正的“C”型静压分布。在这种压力分布下,叶栅两端的边界层被吸入主流中,并被主流带走。这样就减弱甚至消除了两端边界层的堆积,从而降低了两端的能量损失,这就是附面层迁移理论。

后来弯叶片所产生的“C”型压力分布亦被试验所证实^[7]。以此理论为基础,人们系统的研究了不同展弦比、不同径高比、不同攻角及不同子午流道情形下,采用不同倾角和弯角,叶栅流场结构的变化,尤其是损失的改变^[8]。文献^[9-12]系统地研究了弯叶片对叶栅内涡系结构的影响,并阐述了旋涡结构的改变损失的影响。

总的来说叶片正弯(叶片两端正倾斜)会使通道涡的位置移向流道中部,同时强度将被削弱。正弯叶栅对涡系结构另外一个显著影响是:壁角涡被抬到叶片中部同时与尾涡合并为一个涡,因此端壁横向二次流动强度得以减少,这是弯叶片降低端壁二次流损失的一个重要原因。但由于通道涡及壁角涡的上移,使低能流体移向叶栅的中部,那里的损失将有所提高,这便是为何有最佳弯角概念的原因^[13-14]。

正弯叶栅有助于削弱端壁附近的横向流动,使二次流损失显著下降^[15]。采用正弯叶栅还是反弯叶栅,要根据通道涡在出口截面的位置及尺度来定。对于小展弦比叶栅,当转折角很大时适于采用反弯叶栅,而对于小转折角,则宜采用正弯叶栅。这是因为对于大转折角叶栅,在出口截面上通道涡移向叶片中部,并有可能相交,在这种情况下若采用正弯叶栅,则它产生的“C”型压力分布将有助于通道涡的加强,从而使损失增加。针对于这种情况,若采用反弯叶栅,通道涡则会在反“C”型压力分布的作用下,被压离叶片中部,减少叶片中部的损失,从而使总损失下降。在小展弦比条件下,二次流损失主要是由马蹄涡及通道涡产生,在这种情况下采用反弯叶栅可以减少损失,这主要是由于反弯叶栅控制了马蹄涡及通道涡的产生与发展。采用弯叶片的另外一个收益是,通过弯叶片对通道涡的控制,重新分布出口气流角,改变过转或欠转^[16]。只要叶栅中部的流场品质较好,采用正弯曲叶片是减少端部二次流损失的有效

手段^[17].

Harrison^[18]详细分析了弯叶片对出口气流角以及尾迹损失等的影响,指出弯曲叶片可造成气流在展向中部过转,而且靠近端壁处欠偏转,这是由于通道涡所造成的.因此,平均出气角沿叶高变化比直叶片少30%(见图1).弯曲叶栅与直叶栅的另一个主要区别是:弯曲叶栅下游在展向中部处尾迹更厚,这是由于正弯叶片吸力面上沿展向压力梯度使低能流体在展向中部处堆积较多,以及叶片中部通常具有较高的负荷导致叶片中部损失增高引起的.叶栅下游的掺混损失,在叶栅总损失中占相当大的比例.在直叶栅中,由于流动相对于展向中部对称,展向中部的附面层仅引起主流速度亏损,它产生的损失远不及端壁上产生的损失.另外,弯曲叶栅由于二次流向叶栅中部迁移,端壁掺混损失比直叶栅小,倾斜叶栅损失系数有一定程度的提高,所以弯曲叶栅总损失几乎没有变化,但其增大了气流转折角,降低了下游的掺混损失和平均气流角的展向变化,这将提高涡轮效率.

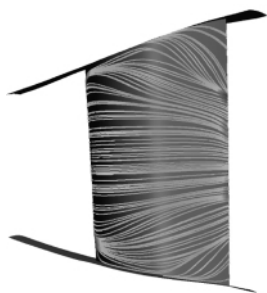


图1 子午流道大扩张角情况下的流动示

Fig. 1 Diagrammatic view of flow in wide angle diffused meridian passage

3 子午流道大扩张角条件下的设计思想

从上面的涡轮叶栅三维设计思想可以看到,三维设计中采用弯叶片还是直叶片,以及采用正弯叶栅还是反弯叶栅,要根据通道涡在出口截面的位置及尺度来定,并且即使是采用弯或倾斜叶片,也有一个最佳倾角的概念,弯与不弯还要综合考虑工艺、成本等综合因素,不能片面地认为凡是高性能的叶栅设计都要弯一下,或是错误地以为高性能的叶栅都是正弯的.

对于经常出现于低压涡轮设计中的子午流道大扩张角的多数情况下,通道涡在叶栅出口都较

为靠近子午流道平均半径(图1),如果再一味地进行正弯设计势必使通道涡更加向叶中发展,增加损失.由于内端壁附近比外端壁附近更容易发生分离,因此设计上应尽量将内端壁的扩张角减小,这时在导向叶栅的根部采用正倾斜设计(本文定义压力面与端壁成锐角为正倾斜,压力面与端壁成钝角为反倾斜),则可以使根部附近流动损失减小、反力度增加.由于加大了外端壁的扩张角,气流在外端壁附近更容易产生分离,如果这时外端壁附近的叶栅转折角又较大的话,则气流更容易发生分离.因此,这时外端壁附近的叶栅设计应以控制二次流动为主,同样保持正倾斜,使通道涡向外端壁接近.同时还可以辅之以其他技术手段,如叶栅尾缘的掠设计等措施,进一步抑制气流的分离.

4 设计应用

某航空发动机是高推质比小涵道比涡扇发动机.其低压涡轮的设计难度较大,主要表现在:①总体对低压涡轮效率的要求较高;②为使低压涡轮保持合适的切线速度,并与高压涡轮的流道光顺连接,低压涡轮导向叶片端壁子午扩张角需要设计得较大(图2);③低压涡轮为末级涡轮,涡轮中径尺寸确定后,在转速、功率一定的条件下,会造成出口气流角偏小;④低压涡轮导、动叶均为冷却叶片,叶片的造型设计受到冷却设计的限制;⑤低压涡轮进口参数沿径分布极为不均匀,给需要冷却的低压涡轮导向叶片的设计带来困难.以上因素相互制约,使得设计高效率的低压涡轮变得较为困难.因此,必须根据某航空发动机低压涡轮的气动特点,在气动设计中采用先进的现代设计技术和设计理念,以保证某航空发动机低压涡轮高效、高载荷的设计要求.

在以上设计难点中,由于涉及到子午流道的设计,子午流道扩张角较大是该航空发动机低压涡轮(low pressure turbine, LPT)设计所面临的第一个难题.根据本文所提出的设计思想,该航空发动机低压涡轮的下端被设

计成具有较小的扩张角,上端壁具有较大的扩张角(图2).按常规设计理论,子午流道扩张角达到 20° 以上时易于产生气流分离,降低涡轮效率,而该航空发动机低压涡轮子午流道局部扩张角最大可达 37° 以上.因此利用三维设计手段改善端部流动,成为必然的选择.为改善低压涡轮导向叶片端壁附近流动条件,设计中应用本文提出

的思想,导向叶片设计成正倾斜,倾斜的角度约为 12° ,这样可以提高根部反力度(该航空发动机低压涡轮的先期方案中根部的反力度较低),降低损失.在叶尖附近,没有按常规的方法使用三维弯叶片设计将叶片正弯,而是依然保持了正倾斜,利用叶背的径向力分量来减缓叶尖的分离趋势,在叶片前缘通过构造角和安装角的配合形成自然的反弯,在尾缘通过叶片前掠进一步增强端区气流流动的稳定性(见图 3),降低发生分离的可能.图 3 和图 4 显示了最终的造型结果,从图 3 可以看出叶片的积叠形式.该航空发动机低压涡轮通过 CFD 数值模拟验证达到了总体所提出的设计要求,而实验验证证实设计点的有效效率超过了总体的设计要求,试验结果除流量偏低外,其余参数都达到或超过总体设计要求,证明了本文设计思想的正确.

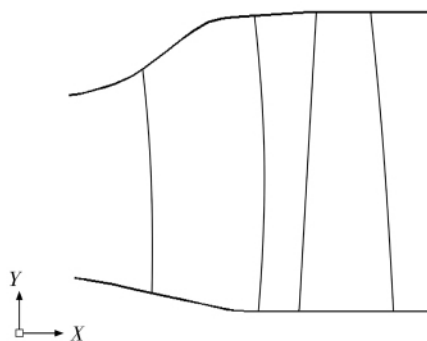


图 2 低压涡轮子午流道图

Fig. 2 Schematic drawing of a real aero-engine LPT meridian passage

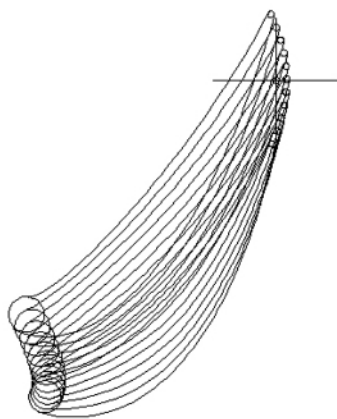


图 3 低压涡轮导向叶片径向示意图

Fig. 3 Schematic radial drawing of a LPT nozzle blade

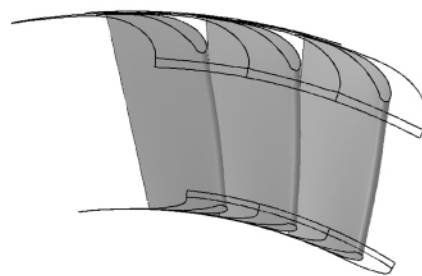


图 4 低压涡轮导向叶片三维示意图

Fig. 4 Schematic three-dimensional view of a LPT nozzle blade cascade

在该航空发动机高低压同向旋转方案中,在方案设计阶段,对低压涡轮导向叶片的设计进行了更为大胆的尝试,叶栅基本上是以反弯形式积叠的.导向叶片在叶根附近有较小的倾斜,在叶尖附近有较大的倾斜.图 5 显示了最终的造型结果,图 6 显示了从三维 CFD 数值模拟结果中截取的导向叶片表面根、中、尖附近截面的速度分布.单从低压涡轮效率这一单一指标来看,该方案取得了较为满意的结果,涡轮效率超过 0.91,进一步证明了本文所阐述的设计思想的正确性.

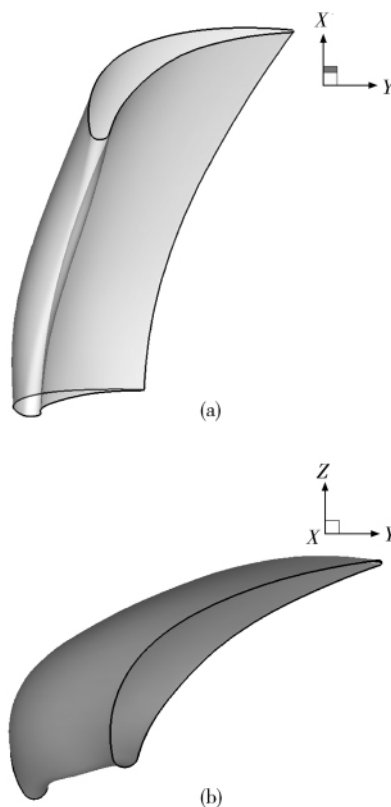


图 5 叶盆方向倾斜的导向叶片示意图

Fig. 5 Diagrammatic view of nozzle blade leaning to pressure side

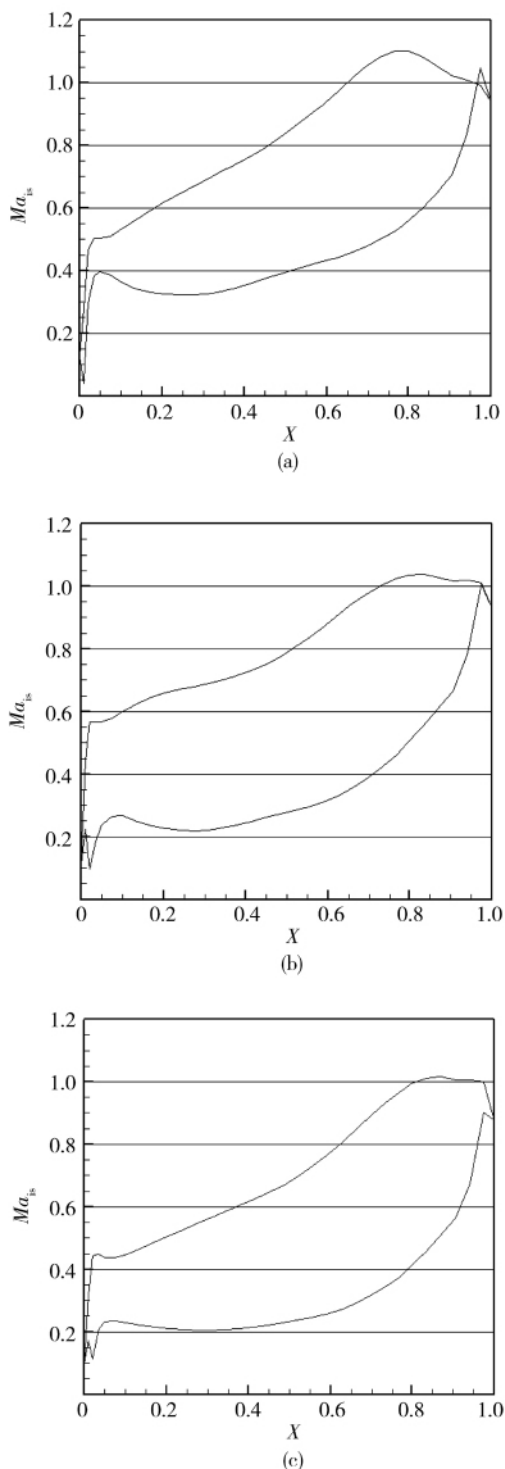


图 6 叶型表面马赫数沿轴向分布

Fig. 6 Mach number on nozzle blade surface along axial

5 结 论

1) 本文进一步强调了弯叶片的设计思想, 三维设计中采用弯叶片还是直叶片, 以及采用正弯还是反弯叶栅, 要根据通道涡在出口截面的位置及尺度来定, 并且即使是采用弯或倾斜叶片, 也有一个最佳倾角的概念, 弯与不弯还要综合考虑工

艺、成本等综合因素。

2) 对于子午流道大扩张角的情况, 应尽量减少内端壁的扩张角、加大外端壁的扩张角, 以保证内端壁附近气流的抗分离能力; 同时在导向叶片根部采用正倾斜设计, 以提高根部反力度; 在尖部采用负倾斜, 以降低通道涡的径向迁移, 从而减小或消除导叶尖部气流的分离、增加尖部附近气流的稳定性, 达到减少损失的目的。

3) 以上设计思想在某航空发动机低压涡轮导向叶片的设计中得到了应用和验证, 根据上述思想设计的低压涡轮在台架试验中有效率高出了总体的设计要求。

参考文献:

- [1] Denton J D. Loss mechanisms in turbomachines[J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115(4): 621-656.
- [2] 周逊, 韩万金. 涡轮矩形叶栅中的旋涡模型的进展回顾[J]. 航空动力学报, 2001, 16(3): 199-204.
ZHOU Xun, HAN Wanjin. A review of vortex model development for rectangular turbine cascades[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(3): 199-204. (in Chinese)
- [3] WANG Haiping, Olson S J, Goldstein R J, et al. Flow visualization in a linear turbine cascade of high performance turbine blade[R]. ASME Paper 95-GT-7, 1995.
- [4] Sieverding C H. Recent progress in the understanding of basic aspects of secondary flows in turbine blade passages[J]. Journal of Engineering Gas Turbines Power, 1985, 107(2): 248-257.
- [5] Langston L S. Secondary flows in axial turbines; a review[J]. Annals of the New York Academy of Sciences, 2006, 934(1): 11-26.
- [6] WANG Zhongqi, LAI Shengkai, XU Wenyuan. Aerodynamic calculation of turbine stator cascades with curvilinear leaned blades and some experimental results[C]// Proceedings of 5th International Symposium on Air Breathing Engines. Bangalore, India: [s. n.], 1981: 301-309.
- [7] 王仲奇, 韩万金, 徐文远. 在低展弦比透平静叶栅中叶片的弯曲作用[J]. 工程热物理学报, 1990, 11(3): 255-262.
WANG Zhongqi, HAN Wanjin, XU Wenyuan. The blade curving effect in a turbine stator cascades with low aspect ratio[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1990, 11(3): 255-262. (in Chinese)
- [8] 苏杰先, 王仲奇. 叶片的弯扭联合气动成型理论、实验、设计及其应用[J]. 动力工程, 1992, 12(6): 1-6.
SU Jiexian, WANG Zhongqi. Profiling of simultaneously vaulted and twisted blades: theory, experiment, design and application[J]. Power Engineering, 1992, 12(6): 1-6. (in Chinese)
- [9] WANG Zhongqi, HAN Wanjin. An experimental investigation into the influence of diameter-blade height ratios on secondary flow loss in annular cascade with leaned blade

- [R]. ASME Paper 87-GT-131
- [10] 韩万今,徐文远,王仲奇. 叶片弯曲对集中涡、叶片负荷和损失的影响[R]. 日本:日本国际燃气轮机会议,1991.
- [11] HAN Wanjin, TAN Qingchun, WANG Zhongqi. The control of secondary flow by combing the convergent endwall with lean blade[J]. Chinese Journal of Engineering Thermophysics, 1991, 3(3): 310-318.
- [12] WANG Zhongqi, SU Jiexian, ZHONG Jingjun. The effect of the pressure distribution in a three-dimensional flow field of a cascade on the type of curved blade[R]. ASME Paper 94-GT-409, 1994.
- [13] WANG Zhongqi, HAN Wanjin, XU Wenyuan. Effect of incidences and blade lean angles on exit secondary flow field of rectangular cascades[J]. Chinese Journal of Engineering Thermophysics, 1989, 1(4): 428-435.
- [14] HAN Wanjin, WANG Zhongqi. Effect of blade curving on vortice streamwise in cascade exit flow field[C] // Proceedings of First International Symposium on Experimental and Computational Aerodynamics of Internal Flow. China: [s. n.], 1990: 321-325.
- [15] HAN Wanjin, WANG Zhongqi. Experimental studies on the mechanism and control of secondary flow losses in turbine cascades[J]. Journal of Thermal Science, 1992, 1(4): 218-231.
- [16] WANG Zhongqi, HAN Wanjin. Effect of leaning and curving of blades with high turning angles on the aerodynamics characteristics of turbine rectangular cascade[J]. Journal of Turbomachinery, 1994, 116(3): 417-424.
- [17] 蒋洪德, 陆永良, 周凡贞, 等. 亚音速复合倾斜透平静叶栅的理论与实验研究[J]. 航空动力学报, 1993, 8(1): 41-44. JIANG Hongde, LU Yongliang, ZHOU Fanzhen, et al. Study of a subsonic combined-leaning turbine guide vane with tip endwall contouring[J]. Journal of Aerospace Power, 1993, 8(1): 41-44. (in Chinese)
- [18] Harrison S. The influence of blade lean on turbine losses [R]. ASME Paper 90-GT-55, 1990.