

文章编号: 1000-8055(2008)07-1240-06

具有不同翼刀的压气机叶栅二次流结构分析

刘艳明¹, 钟兢军², 王保国¹, 刘淑艳¹

(1. 北京理工大学 宇航科学技术学院, 北京 100081;

2. 大连海事大学 机电与材料工程学院, 大连 116026)

摘 要: 给出了具有端壁翼刀、吸力面翼刀和组合翼刀的可控扩散叶型(CDA)压气机叶栅的二次流结构简图。端壁翼刀和吸力面翼刀分别通过阻断端壁横向流动和展向流动来对栅内二次流进行控制,不同程度上可使叶栅总损失得到降低;组合翼刀叶栅兼顾了端壁翼刀、吸力面翼刀叶栅中二次流的特点;最佳组合翼刀并不是最佳端壁翼刀和最佳吸力面翼刀的简单组合,它需要一个更详细的优化过程。不同翼刀在不同程度上改善栅内流动状况的同时,也伴随着端壁翼刀涡、吸力面翼刀涡和类通道涡的形成和发展,这使栅内旋涡结构较常规叶栅更为复杂。

关 键 词: 二次流;压气机叶栅;端壁翼刀;吸力面翼刀;组合翼刀

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Analysis of secondary flow structures of compressor cascade with different fences

LIU Yan-ming¹, ZHONG Jing-jun², WANG Bao-guo¹, LIU Shu-yan¹

(1. School of Aerospace Science and Engineering, Beijing Institute of Technology,

Beijing 100081, China; 2. School of Electromechanics and

Materials Engineering, Dalian Maritime University, Dalian 116026, China)

Abstract: The sketches of secondary flow structure in compressor cascade with endwall fences, blade fences and combined fences were presented. By blocking crosswise flow and spanwise flow respectively, the secondary flow status was controlled by the endwall fences and blade fences, resulting in reduced total loss of cascade. Both the cascade secondary flow characteristics with endwall fence and blade fence were embodied in the cascade flow with combined fences. Meanwhile, optimal combined fences was not the simple combination of optimal endwall fence and optimal blade fence. A more detailed optimization process was required. While different fences improved cascade flow status, the endwall fence vortices, blade fence vortices and other vortices were formed and developed, making the vortex structure more complicated.

Key words: secondary flow; compressor cascade; endwall fence; blade fence; combined fence

叶轮机机械叶栅中的二次流早在 1926 年就已经被认识到并得到了一定的研究^[1-2],而且一直是各国研究者注目和探讨的重点。但由于叶轮机机械

叶栅内涡系结构的复杂性,到目前为止,对叶栅内二次流损失机理还缺乏更为深入明确的认识^[3]。讨论叶栅内涡系结构,其主要目的是为了研究低

收稿日期: 2007-08-09; 修订日期: 2007-12-17

基金项目: 国家自然科学基金(50076009); 973 项目和全国优秀博士学位论文作者专项基金(199932)

作者简介: 刘艳明(1976-),女,河南南阳人,博士后,从事气动热力学和主动流动控制方面的研究工作。E-mail: liuyam@bit.edu.cn.

能流体的产生和分布即损失的产生和分布,从而找寻降低损失的方法和措施. Sieverding^[4] 在1985年对过去10年来叶栅二次流的实验研究工作进行了综述,给出了十分详细而又复杂的端壁流动图画.

随后,为了加深对这种复杂流动的理解,许多学者通过理论分析和实验观察等手段对叶轮机械中的二次流结构进行了大量研究,提出了许多种二次流模型,如早期的 Hawthorne^[5], Herizig^[6], Klein^[7]等人的二次流模型.但到目前为止,最具代表性的二次流模型是 Langston 模型^[8], Sharma 和 Butler 模型^[9], Goldstein 和 Spores 模型^[10],它们的主要区别在于马蹄涡的位置和它向下游的运动形态的不同. Sabaka 和 Bradshaw^[11]还研究了流向涡在角区的发展情况, Trual 的工作则给出了涡轮角区流动中的详细的流动结构^[12].除此之外, Wang Hai-ping 采用先进的激光照相手段详细地观测了叶栅流道的涡系状态,提出了涡系演变模型^[13].

常规叶栅中的二次流结构尚且如此,具有翼刀的叶轮机械叶栅中的二次流动将会更加复杂. Tatsuo Kawai 和 Shuji SHINOKI 曾通过对大量的实验研究和流场显示结果进行分析,给出了常规汽轮机叶栅和端壁加翼刀汽轮机叶栅中的二次流结构对照图^[14].那么,具有翼刀的压气机叶栅内流动情况又是如何?为了深入开展翼刀技术在压气机叶栅中的应用研究,需要对其流动结构有清楚明晰的认识.本文根据具有端壁翼刀、吸力面翼刀和组合翼刀的 CDA(可控扩散叶型)压气机叶栅中二次流动情况的数值研究结果^[15-21],并结合相应的实验数据^[22-24],详细分析了不同类型翼刀控制二次流的机理,给出了具有翼刀压气机叶栅中的二次流结构.

1 数值方法与方案设计

本文求解雷诺平均 N-S 方程,湍流模型为 Realizable $k-\varepsilon$ Model,计算所用网格为半非结构化网格.计算所用边界条件均来自文献[22]中的实验数据,进口总压 101 920 Pa,总温为 292 K;出口压力为 100 325 Pa.叶型参数与文献[22]中所述相同.

不同翼刀方案设计:①端壁翼刀方案^[15-18]:翼刀位距叶片压力面 30%节距处且高度为 $1/3$ 来流附面层厚度;②吸力面翼刀方案:翼刀位距端壁一个端壁附面层厚度、高度为一个吸力面附面层

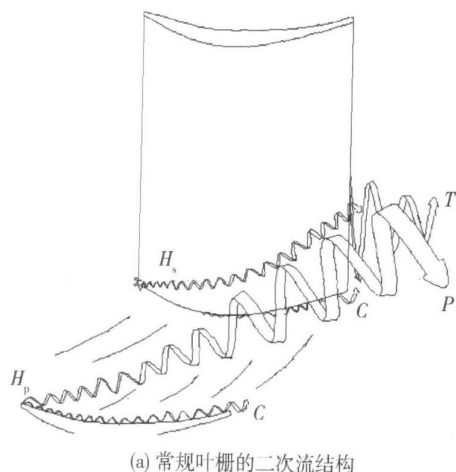
厚度处^[19];③组合翼刀方案:采用的端壁翼刀和吸力面翼刀如①②所述.相关的数值计算^[20-21]和实验研究结果^[23-24]表明,将所得的最佳端壁翼刀和最佳吸力面翼刀简单组合起来使用,未必能获得最佳的二次流控制效果,这一点将在本文的具有组合翼刀叶栅二次流结构分析过程中进行详细说明.

2 具有端壁翼刀压气机叶栅的二次流结构

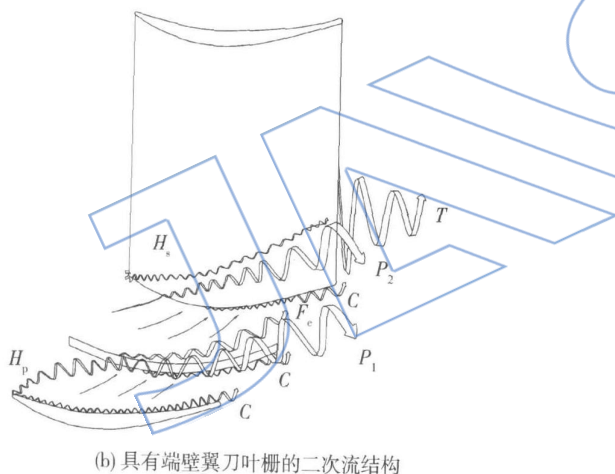
根据有关文献的研究结果,图1给出了常规叶栅的二次流结构简图^[4-13]和具有端壁翼刀压气机叶栅内的二次流结构简图^[14-18,23-24].常规叶栅中(图1(a)),近叶片前缘处,由于气流沿叶片前缘绕流附面层在鞍点 S 处产生三维分离,叶栅端部附面层卷起,形成马蹄涡,马蹄涡分成压力面分支 H_p 和吸力面分支 H_s .两个分支进入流道.由于压气机叶栅中,马蹄涡很弱而且尺度较小,因此端壁上的极限流线除了在近叶片尾缘处外很少具有分离线特性(分离线一般特性是分离线周围的极限流线向其聚敛).绕 H_p 的极限流线沿流道基本上平行于 H_p . H_p 方向与通道涡方向一致,它在向吸力面/端壁角区不断发展变化的过程中,卷吸端区低能流体形成强度较大的通道涡 P ,这个旋涡是造成栅内损失的主要原因.可以说,流道中的二次流受通道涡运动的控制,端壁附面层内的低能流体向吸力面角区堆积,而靠近压力面一侧的端壁附面层很薄,近压力面处损失很小.而马蹄涡的吸力面分支 H_s 在栅内横向压力梯度的作用下,由前缘附近流向吸力面角区并逐渐消失.流道中的二次流受通道涡运动的控制,端壁附面层内低能流体向吸力面角区堆积,而靠近压力面一侧的端壁附面层很薄,近压力面处损失很小.另外在尾缘附近有尾缘脱落涡 T 的存在,而存在于吸力面角区的角涡 C ,不是前缘马蹄涡吸力面分支的发展,而是直接在角区处产生.

在加装端壁翼刀叶栅中(图1(b)),翼刀不但对马蹄涡压力面分支 H_p 起到一定的阻断作用,同时也减弱了端壁横向流动.在压力面-翼刀之间, H_p 不再象常规叶栅向那样直接向吸力面角区方向发展,而是向压力面方向有所偏斜,并卷吸低能流体发展形成通道涡 P_1 ,因此,端壁翼刀越向吸力面靠近, H_p 也越向吸力面靠近;而当翼刀距压力面较近时, H_p 到达翼刀后沿翼刀下行至叶栅出口.而翼刀-吸力面间气流在横向压力梯度

的作用下,在吸力面角区汇聚,发展形成通道涡 P_2 ,当翼刀距压力面越远时,这种现象越明显,但这两个旋涡 P_1 和 P_2 的强度都小于常规叶栅中通道涡 P 的强度,对应的损失也较小.相反, H_s 由于横向压力梯度的抑制,很难向流道中间发展,有一部分流线沿吸力面向上抬起而在角区处汇聚成分离线.



(a) 常规叶栅的二次流结构



(b) 具有端壁翼刀叶栅的二次流结构

图1 二次流结构简图

Fig. 1 Sketch of secondary flow structures

加装端壁翼刀叶栅中二次流结构与常规叶栅中的不同除了在于削弱相应旋涡强度外,还表现在翼刀涡 F_e 的形成和发展上. F_e 是叶栅端壁加了翼刀之后,在马蹄涡压力面分支卷起并沿翼刀抬升的过程中由于气流的相对运动所引起的,其方向与通道涡方向相反,有利于减弱通道涡强度,因此在降低近叶片吸力面二次流发展过程中起着十分重要的作用,其形成和发展过程与压力面-翼刀间气流沿流向的发展变化息息相关.在图1(b)中可以明显看到端壁翼刀凹侧翼刀涡 F_e 的发展变化情况.翼刀涡 F_e 主要是由于气流摩擦翼刀壁面诱导产生的,形成后沿流向不断发展,强度逐渐

增加,但发展到一定程度,又受到与其方向相反、强度较大的通道涡 P_1 的抑制作用,强度有减弱之势,而 P_1 也因为受到 F_e 的影响,强度变化的幅度减小.可以说, F_e 在流道内沿端壁翼刀是一个先由弱到强、再由强到弱的过程^[5],由此可以通过考虑采用合适的不同的翼刀长度,以便能更有效地控制叶栅二次流.在参考文献[20]中得到的结论中,采用最佳端壁翼刀,可使叶栅总损失降低7%~9%.

3 具有吸力面翼刀压气机叶栅的二次流结构

吸力面翼刀对压气机叶栅内二次流的影响主要体现在两个方面^[19-20]:阻断端壁附面层向叶片吸力面/端壁角区流动后沿吸力面的展向流动;反向翼刀涡 F_s 和类通道涡 P_r 的产生,如图2所示.

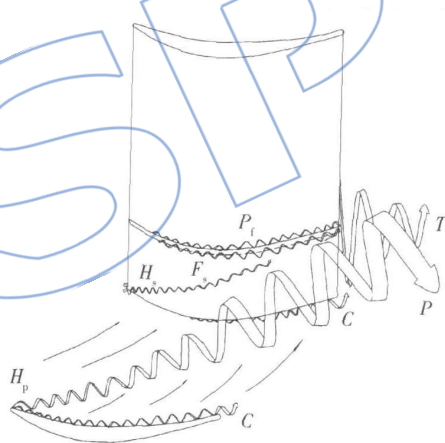


图2 具有吸力面翼刀叶栅中二次流结构

Fig. 2 Secondary flow system in compressor cascade with suction fence

同常规叶栅中的情形相似,具有吸力面翼刀的叶栅中,马蹄涡在叶片前缘分成马蹄涡压力面分支 H_p 和吸力面分支 H_s 配对进入流道. H_p 向下游发展过程中,不断卷吸低能流体从而形成强度较大的通道涡 P .而在端壁/吸力面角区处,因受到吸力面翼刀的影响,展向流动受阻,使通道涡 P 在叶展方向受到抑制,而沿节距方向加宽;而吸力面分支在横向压力梯度作用下沿吸力面发展,并最终消散在吸力面角区处,在这一变化过程中,端壁-翼刀间的展向流动由两部分组成:端区气流的展向流动和自端壁处逐渐抬起而偏向流道中部的流动.文献[20]中有数值模拟结论表明,由于吸力面翼刀对展向流动的阻断作用,使叶栅总损失降低了3%~4%.

吸力面翼刀对二次流的影响除了表现在阻断

气流的展向流动外,还表现在翼刀周围反向翼刀涡 F_s 的形成,这个旋涡与通道涡 P 方向相反,可以削弱通道涡强度.随着端壁-翼刀间展向流动的逐渐增强,翼刀涡 F_s 强度也逐渐增加.但伴随着通道涡的形成和不断发展,并且最终到达吸力面角区附近,翼刀涡 F_s 的发展受到抑制,强度得到削弱.总的来看,自叶片或者说是吸力面翼刀前缘至尾缘,翼刀涡 F_s 的发展变化是一个由弱到强、再由强到弱的过程.

另外,因为翼刀和端壁平行,如果把翼刀看作一个小端壁,那么与吸力面/端壁角区的气流流动状况相似,在吸力面/翼刀角区也有一类似通道涡 P 的负的涡量产生,方向与通道涡方向相同,可以暂且称其为类通道涡 P_t ,其强度和波及范围都低于通道涡 P .前缘吸力面附近,横向压力梯度较小,吸力面翼刀壁面附面层较薄,类通道涡强度和波及面也较小,随着气流流动向下游方向发展,翼刀壁面附面层也逐渐加厚,类通道涡强度也随之增强.但需要注意的是,类通道涡存在以及气流状况都在不断发生变化,也就是说形成类通道涡 P_t 的气流可能沿吸力面向下游发展,也可能脱离吸力面,随后而来的新的气流又构成了类通道涡的一部分,再加上翼刀高度较小,位置距端壁较远,横向流动较弱,翼刀壁面附面层较薄,类通道涡 P_t 自始至终都远弱于通道涡 P .类通道涡 P_t 的发展变化也与吸力面型线有很大的关系,在靠近尾缘处,气流会沿着与吸力面相切的方向向流道出口发展,并逐渐偏离吸力面,不会再有足够的气流在吸力面翼刀上方形成类通道涡 P_t ,其发展受到抑制,因此,近尾缘处的类通道涡 P_t 强度又有减弱之势.总的来说,类通道涡 P_t 的发展变化过程与翼刀涡 F_s 相似,也是一个由弱到强、再由强到弱的过程.

除此之外,还有角涡 C 的存在以及在尾缘附近区域中,尾缘脱落涡 T 的存在.所以,在靠近叶栅出口吸力面/端壁角区处的流动情况是十分复杂的.

4 具有组合翼刀压气机叶栅的二次流结构

对组合翼刀来说,由于同时采用了端壁翼刀和吸力面翼刀,叶栅中的二次流结构不但具有端壁翼刀叶栅二次流结构的特点,也兼顾了吸力面翼刀叶栅中二次流的特点,二次流旋涡结构表现得更为复杂^[20-21],其结构简图如图3所示.

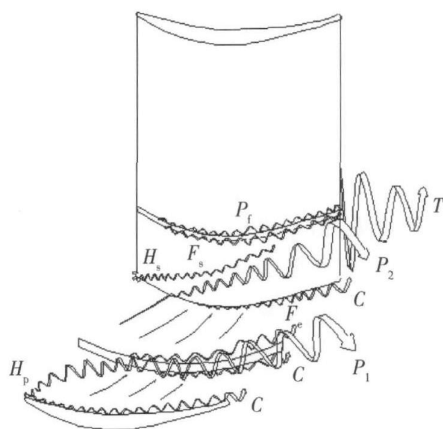


图3 具有组合翼刀叶栅中的二次流结构

Fig.3 Secondary flow system in compressor cascade with combined fence

马蹄涡在叶片前缘分成马蹄涡压力面分支 H_p 和吸力面分支 H_s 后,受横向压力梯度的影响, H_s 紧贴吸力面发展,并最终消散,在加装吸力面翼刀的叶栅中,由于受到翼刀抑制,这种趋势表现得更为明显. H_p 在横向压力梯度作用下向吸力面角区方向发展的过程中受到端壁翼刀的阻断,而沿端壁翼刀向下游流方向发展,并卷吸压力面-翼刀间低能流体形成通道涡 P_1 ;翼刀-吸力面间气流最终发展形成通道涡 P_2 .同时,在吸力面角区处还发现了角涡 C 的存在,这是由端壁的部分低能流体在那里堆积卷起形成的.叶片尾附近区域存在一个尾缘脱落涡 T ,强度小于仅采用端壁翼刀或仅采用吸力面翼刀叶栅中的强度.此外,由于端壁翼刀的存在,气流摩擦翼刀壁面并受通道涡 P_1 的影响而诱导产生反向翼刀涡 F_s ,其方向与通道涡相反,自翼刀前缘至尾缘的发展变化是一个由弱到强、再由强到弱的过程,与 H_p 和 P_1 的发展之间存在一定的相互影响. H_p 在接触翼刀之前,在较强横向流动作用下,发展比较迅速,而在接触翼刀之后,由于受到翼刀涡的影响, H_p (也可以说 P_1) 发展速度变慢,但其强度依然仍呈逐渐增强的趋势.如果把翼刀看做一个小叶片,则在翼刀根部也有一角涡 C 出现,强度要弱于叶片角涡,旋向却与其相同.

在吸力面与翼刀之间,形成的通道涡 P_2 受到吸力面翼刀的阻断,形状沿展向发生变化.另外,在吸力面翼刀对叶展方向流动阻断的过程中,在翼刀周围诱导产生了反向翼刀涡 F_s ,自翼刀前缘至尾缘, F_s 的发展变化也是一个由弱到强、再由强到弱的过程,同时,通道涡 P_2 因为受到 F_s 的影响并相互作用,在近叶片尾缘处, P_2 的发展

程度受到了抑制. 另外, 在吸力面翼刀/吸力面角区也有一个小旋涡 P_1 出现, 即类通道涡, 其方向与通道涡一致, 但强度弱于 P_2 , 其发展趋势与翼刀涡 F_s 一致, 也是先由弱到强、再由强到弱并逐渐消散的.

由此可见, 由于端壁翼刀和吸力面翼刀共同作用的结果, 组合翼刀叶栅中的二次流结构更为复杂, 但是最佳组合翼刀并不是最佳端壁翼刀和最佳吸力面翼刀的简单组合, 在叶栅中同时加装了这两种翼刀后, 由于它们之间的相互作用, 总体的作用效果未必就很好, 这需要一个更详细的优化过程. 但在文献[20]所得的最佳组合翼刀叶栅中, 大多数旋涡的强度都较常规叶栅、端壁翼刀叶栅和吸力面翼刀叶栅中相应旋涡强度为小, 所以说, 组合翼刀在控制二次流方面的作用是不可忽视的.

5 结 论

1) 端壁翼刀压气机叶栅中, 翼刀不但对马蹄涡压力面分支 H_p 起到一定的阻断作用, 同时也减弱了端壁横向流动. 在压力面-翼刀和翼刀-吸力面之间发展形成通道涡 P_1 和通道涡 P_2 . 翼刀涡 F_s 的形成和发展过程与压力面-翼刀间气流沿流向的发展变化息息相关, 其方向与通道涡方向相反, 在降低近叶片吸力面二次流发展过程中起着重要的作用.

2) 吸力面翼刀对压气机叶栅内二次流的影响主要体现在两个方面: 阻断端壁附面层向叶片吸力面/端壁角区流动后沿吸力面的展向流动; 反向翼刀涡 F_s 和类通道涡 P_1 的产生.

3) 组合翼刀叶栅中的二次流结构不但具有端壁翼刀叶栅二次流结构的特点, 也兼顾了吸力面翼刀叶栅中二次流的特点, 其内部旋涡结构表现得更为复杂. 最佳组合翼刀并不是最佳端壁翼刀和最佳吸力面翼刀的简单组合, 它需要一个更详细的优化过程. 在最佳组合翼刀中, 大多数旋涡的强度都较常规叶栅、端壁翼刀叶栅和吸力面翼刀叶栅中相应旋涡强度为小, 因此组合翼刀在控制压气机叶栅二次流方面的作用不可忽视.

参考文献:

[1] Betz A. Über die Vorgänge an den schaufelenden von Kaplan-turbinen[R]. Berlin: Hydraulische Probleme, VDF-Verlag, 1926:161-179.

[2] Cater A D, Cohen E M. Preliminary investigation into the three-dimensional flow through a cascade of aerofoils [R].

Aeronautical Research Council Reports and Memoranda, No. 2339, 1946.

- [3] Denton J D. Loss mechanism in turbomachines [R]. ASME Paper 93-GT-435.
- [4] Sieverding C H. Recent progress in the understanding of basic aspects of secondary flows in turbine blade passages [J]. ASME J. of Eng. for Gas Turbines and Power, 1985, 107(2):248-257.
- [5] Harthorne W R. The application of secondary flow analysis to internal flow problems [J]. Fluid Mechanics of Internal Flow, Elsevier, G. Sovran, 1974:391-401.
- [6] Herzig H Z, Hanson A G. A visualization of secondary flows in cascade [R]. NASA Report 116, 1953.
- [7] Klein A. Investigation of the entry boundary layer on the secondary flow in the blading of axial turbine [R]. BHRA T-1004, 1996.
- [8] Langston L S. Cross flow in a turbine cascade passage [J]. ASME Journal of Engineering for Power, 1980, 102:866-874.
- [9] Sharma O P, Butler T L. Prediction of end wall losses and secondary flows in axial flow turbine cascade [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1987, 109:229-236.
- [10] Goldstein R J, Spores R A. Turbulent transport on the end wall in the region between adjacent turbine blades [J]. ASME Journal of Heat Transfer, 1988, 110:862-869.
- [11] Shakiba I M, Bradshaw P. Turbulent flow measurement in an idealized wing-body junction [J]. AIAA J, 1981, 19:131-132.
- [12] Teruel M F N. An experimental and computational study of flow in the endwall region of a turbine cascade passage [D]. California: PhD Dissertation, Dept. of Mechanical Engineering, Stanford University, 1995.
- [13] Wang H P. Flow Visualization in a linear turbine cascade of high performance turbine blade [R]. ASME Paper 95-GT-7.
- [14] Tatsuo KAWAI, Shuji SHINOKI, Tsutomu ADACHI. Visualization study of three-dimensional flows in a turbine cascade endwall region [J]. JSME International Journal, Series II, 1990, 33(2):256-262.
- [15] 钟兢军, 刘艳明, 冯国泰. 端壁翼刀控制压气机叶栅二次流的数值研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(6):817-821. ZHONG Jingjun, LIU Yanming, FENG Guotai. Numerical investigation of the secondary flow control in a compressor cascade using endwall fences [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(6):817-821. (in Chinese)
- [16] 刘艳明, 钟兢军, 黄洪雁, 等. 不同高度端壁翼刀对压气机叶栅二次流影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(6):828-833. LIU Yanming, ZHONG Jingjun, HUANG Hongyan, et al. Numerical simulation of the influence of endwall fence height on the secondary flow in compressor cascade [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(6):828-833. (in

- Chinese)
- [17] 刘艳明,钟兢军,王松涛,等. 不同冲角下端壁翼刀最佳位置变化规律的数值研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(6):811-815.
- LIU Yanming, ZHONG Jingjun, WANG Songtao, et al. Numerical investigation of the optimal endwall fence location with the variation of Incidences [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(6):811-815. (in Chinese)
- [18] 刘艳明,钟兢军,李海滨,等. 不同长度端壁翼刀对压气机叶栅二次流影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(5):197-201.
- LIU Yanming, ZHONG Jingjun, LI Haibin, et al. The influence of endwall wing fence length on secondary flow in compressor cascade [J]. Journal of Aerospace Power. 2004, 19(5):197-201. (in Chinese)
- [19] 刘艳明,钟兢军,伍耐明,等. 吸力面翼刀对压气机叶栅内二次的影响[J]. 推进技术, 2006, 27(4):316-320.
- LIU Yanming, ZHONG Jingjun, WU Naiming, et al. Effect of using blade boundary layer fences on the secondary flow in compressor cascade [J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(4):316-320. (in Chinese)
- [20] 刘艳明. 翼刀控制压气机叶栅二次流的数值研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2004.
- LIU Yanming. Numerical simulation on compressor cascade secondary flow with different fences. [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2004. (in Chinese)
- [21] 刘艳明,钟兢军,伍耐明,等. 组合翼刀压气机叶栅的气动特性及其寻优过程[R]. 中国工程热物理学会,2005 年第十一届学术会议. 编号:052011, 2005.
- LIU Yanming, ZHONG Jingjun, WU Naiming, et al. Aerodynamic performance and its optimization of compressor cascade with combined fences[R]. The 11th Chinese Engineering Thermophysics Academy, No. 052011, 2005. (in Chinese)
- [22] 刘艳明. 可控扩散叶型压气机叶栅气动特性的实验研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2001.
- LIU Yanming. Experimental investigation of aerodynamic performance in compressor cascade with controlled diffusion airfoils [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2001. (in Chinese)
- [23] 田夫. 端壁翼刀控制压气机叶栅二次流的实验研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2002.
- TIAN Fu. Experimental investigation of compressor cascade secondary flow control with endwall fences [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2002. (in Chinese)
- [24] 朱东保. 不同参数的翼刀对 CDA 叶栅端壁流动控制的实验研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2003.
- ZHU Dongbao. Experimental investigation of CDA cascade endwall flow control using different fences [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2003. (in Chinese)