

外涵静子后掠对某风扇 / 增压级气动特性的影响

李晓娟¹, 金海良², 桂幸民³

(1. 中国航天工程咨询中心, 北京 100037; 2. 中航工业航空动力机械研究所, 湖南株洲 412002;
3. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)



李晓娟(1980), 女, 博士, 高级工程师, 从事航空 / 航天工程咨询工作。

基金项目: 国家自然科学基金
(50736007, 51006005)资助

收稿日期: 2012-11-07

摘要: 针对某大涵道比风扇 / 增压级外涵静子后掠降噪的优化设计目标, 采用 1 种周向平均快速特性预测计算方法和 3 维数值模拟软件 NUMECA, 对其 100% 设计转速下外涵静子无后掠及轴向后掠 22.5° 和 30° 算例的特性曲线及流场进行了对比分析, 以研究外涵静子轴向后掠对风扇 / 增压级特性及气动性能的影响规律。结果表明: 一定程度的轴向后掠角度会使静子表面静压在叶尖处增强, 而根部的叶片表面静压分布更趋均匀, 风扇 / 增压级的外涵气动特性在裕度上无明显恶化; 但严重的后掠角度则会导致叶尖叶片表面载荷显著增加, 而造成外涵的喘振裕度减小, 进而影响整个风扇 / 增压级的气动性能。

关键词: 风扇 / 增压级; 外涵静子; 降噪; 后掠; 航空发动机

Effect of Bypass Duct Backward Swept Stator Blade on Performance of Fan/Compressor

LI Xiao-juan¹, JIN Hai-liang², GUI Xing-min³

(1. China Aerospace Engineering Consultation Center, Beijing 100037, China;
2. AVIC Aviation Power Machinery Research Institute, Zhuzhou Hunan 412002, China;
3. School of Jet Propulsion, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: To meet the challenge of a high bypass ratio fan/compressor optimization design on noise reduction, using the circumferentially-averaged method and the multi-blade-row computational techniques, the aerodynamic performance of three types with swept bypass stator at 0°, 22.5° and 30° sweep angle were simulated at 100% design rotational speed, and the detailed results were analyzed respectively and compared with results obtained from 3D numerical simulation software NUMECA. The results show that the axial sweep degree will make the blade surface pressure of the stator static pressure increase in tip, and the blade surface static pressure distribution of root become more uniform, then the aerodynamic performance margine of fan/compressor bypass is changed a little. But larger sweep degree will increase blade tip surface load, decrease bypass surge margin, furthermore it affects the aerodynamic performance of the fan/compressor bypass.

Key words: fan/compressor; bypass stator; numerical simulation; noise reduction; sweep; circumferentially-averaged

0 引言

风扇 / 增压级是涡轮风扇压气机的主要核心部件, 其性能优劣将直接影响整台发动机的工作性能^[1]。因此, 风扇 / 增压级设计一直是民用大涵道比涡轮风扇发动机的关键技术^[2-3]。随着近年对飞机经济性和舒适性要求的提高, 降噪成为大风扇 / 增压级设计中的关键问题。而静子叶片“后掠”设计是 1 种极具吸引力的解决方法。试验表明^[4-5], 对于转子内存在前缘激波和通道激波的风扇级, 后掠静子能有效地减小激波噪

声的强度, 而对于转子内无激波出现的低转速风扇级, 后掠静子也能改变气动噪声, 如进气畸变噪声, 转子 - 静子干涉噪声的大小。但是, 在设计过程中除了要考虑叶片的声学性能外, 气动性能也是影响设计的 1 个重要因素^[6]。

本文根据某大涵道比风扇 / 增压级外涵静子后掠的降噪优化目标, 利用周向平均方法和 3 维数值模拟软件 NUMECA 对某大涵道比的风扇 / 增压级外涵静子无后掠、外涵静子轴向后掠 22.5° 及轴向后掠 30° 后的 100% 设计转速特性曲线进行对比分析, 同时考

察了外涵静子轴向后掠对静子内流场的影响,以研究外涵静子轴向后掠对风扇/增压级特性及气动性能的影响规律。

1 数值计算

1.1 计算方法

叶片后掠设计是从飞机后掠翼的思路发展来的,主要目的是当来流马赫数超声速时,减小垂直于前缘的马赫数,从而减小前缘脱体波的损失;当槽道中激波面与波前气流速度矢量斜交时,减小激波损失。但后掠设计的叶片由于在叶片尖部施加了1个弱的端壁流使得局部气动负荷增加,尾缘处附面层变厚,通常会造成喘振裕度减小,影响工程实用性^[7]。所以,考核外涵静子降噪后掠后对多级风扇/增压级的全工况下流量裕度的影响至关重要。同时,在风扇/增压级的外涵静子后掠降噪的优化过程中,要达到既满足降噪又对整个风扇/增压级气动特性不产生恶化影响的目标,要经过多次重复的计算、设计、实验和修正,尤其是在优化设计初期阶段,对风扇/增压级这种多叶片排,计算网格个数几百万甚至上千万的研究对象来说,若每次修正均采用3维数值模拟软件对其全工况的气动特性进行预测不现实也没有必要,所以,此时能够快速预测多叶片排的风扇/增压级的设计点及非设计点的气动特性显得非常必要。因此,采用自主研发的周向平均 Euler 方法特性预测程序^[8]对外涵静子后掠优化处理的风扇/增压级算例进行了内外涵联算的快速气动性能评估,确定近设计压比点后利用3维数值软件 NUMECA 对流场细节进行深入考核,以便快速找到后掠的最优化设计结果。

根据声学降噪分析^[9]提供的数据可以确定以声学设计转静干涉噪声为标准的最优后掠角为 $22^{\circ}\sim 23^{\circ}$ 。因此,对于某大涵道比风扇/增压级降噪优化措施是其外涵静子沿积叠线轴向后掠 22.5° (如图1所示)。

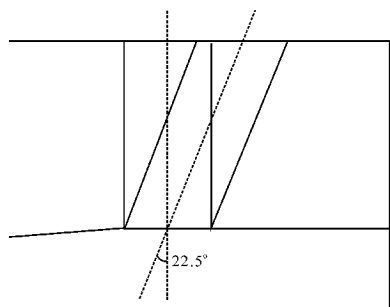


图1 外涵静子后掠角

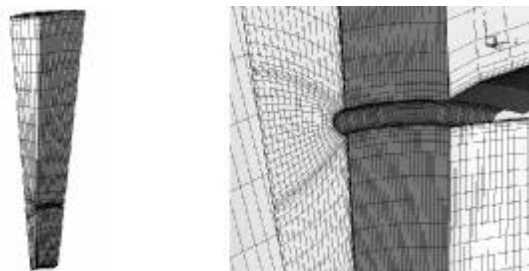
为进一步了解风扇/增压级外涵静子后掠对风扇/增压级特性的影响,还增加了外涵静子后掠 30° 的算例进行分析比较。计算时,先利用周向平均方法对外涵静子后掠优化处理的100%设计转速算例进行了内外涵联算的快速气动性能评估(相关数据做了无量纲化处理),确定近设计压比点后利用3维数值软件对流场细节进行深入分析。

1.2 计算网格

研究表明,对于双涵道的风扇/增压级性能计算是不同于单涵道的轴流压气机的,决定其工作状态的参数不仅有进口的总温、总压及总流量,还有另外1个重要参数——涵道比,而涵道比又同时受到进口参数、内外涵出口背压、流道几何参数特别是分流环几何参数的影响。

另外,在 CFD 模拟过程中,通过检查计算的收敛性对网格进行依赖性试验是十分重要的。因此,分流环处的计算网格尺寸应受到严格控制,并应作出特别的优化处理^[10]。

文献[11]曾对分流环处3维计算网格(如图2所示)的处理进行过详细研究,研究结果显示,在内、外涵进口前增加1个包含分流环一小部分固壁面的网格块的网格结构能够明显的表现:气流在分流环端部的滞止现象以及分流环形状特征对风扇/增压级整个流场的影响,同时与试验特性曲线的比较发现,这种网格结构由于提高了分流环处的气流流动对背压变化的敏感性,因此,更能真实反映风扇/增压级内、外涵的气动特性,尤其是对风扇/增压级的内涵特性曲线影响更为显著。因此,使用周向平均计算方法的算例里,都使用了与3维网格处理相似的网格结构,处理细节如图3所示。



(a) 分流环网格块

(b) 分流环网格块位置细节

图2 风扇/增压级3维计算网格

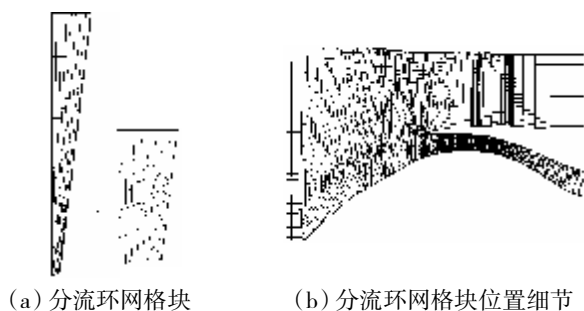


图 3 风扇 / 增压级 2 维计算网格

1.3 风扇 / 增压级特性曲线的计算方法

风扇 / 增压级的特性曲线与单涵道风扇特性曲线不同,具有内、外涵 2 组特性曲线,一般测试风扇 / 增压级特性的试验方法是:

(1)内涵特性。将外涵节气门固定在工作压比点附近,调节内涵节气门,当状态点稳定后,采集并处理数据,得到内涵特性。

(2)外涵特性。将内涵节气门固定在工作压比点附近,调节外涵节气门,当状态点稳定后,采集并处理数据,得到外涵特性。

为了和试验结果进行有效地比较,在对风扇增压级进行特性计算时也采用与试验方法相似的手段,具体的计算过程为:

(1)内涵特性。将外涵背压固定在设计压比点附近,改变内涵背压进行计算,得到内涵特性曲线。

(2)外涵特性。将内涵背压固定在设计压比点附近,改变外涵背压进行计算,得到外涵特性曲线。

2 计算结果及分析

在风扇 / 增压级 100%设计转速下,外涵静子后掠不同角度时内涵特性曲线(无量纲化)的对比如图 4 所示。文献[8,12]使用周向平均方法程序对某风扇 / 增压级原型 100%、96%、88%、80%设计转速下的内、外涵特性进行了数值模拟研究,并与试验和 3 维数值模拟结果进行了对比分析,研究发现,相对于 3 维数值模拟软件,周向平均方法程序计算得到的结果裕度普遍偏大,这与程序中引入的叶片损失模化形式和选取的稳定边界判定方法有着必然的联系^[8,12],但是,在相同的计算工具下,内涵效率和压比特性曲线几乎不受外涵静子后掠角度的影响,因此,着重研究了后掠对风扇 / 增压级外涵气动特性的影响。

外涵静子不同后掠角下风扇 / 增压级在 100%设计转速下的外涵特性曲线(无量纲化)的对比如图 5

所示,从图中可见,尽管周向平均方法与 NUMECA 3 维数值模拟软件相比计算的效率偏高且压力偏大,但在同一计算工具下,各后掠角的外涵压比曲线相当接近,在后掠角 ν 由 0° 增至 30° 的过程中,风扇 / 增压级外涵裕度没有出现明显的减小,甚至在后掠角 $\nu=22.5^\circ$

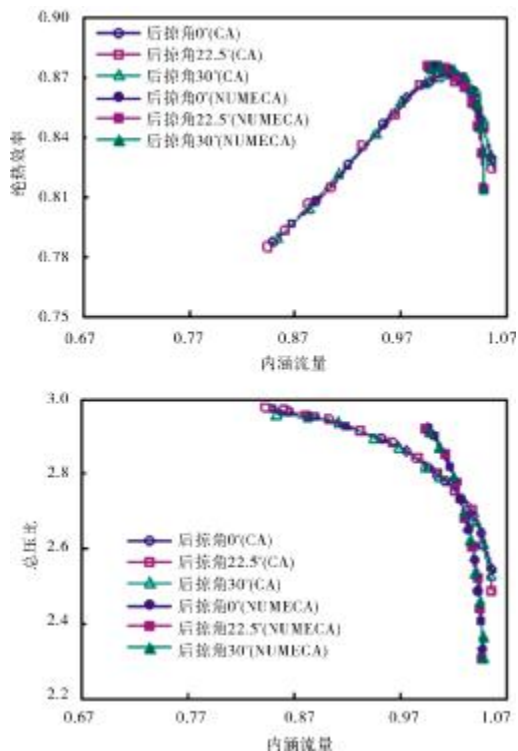


图 4 不同后掠角下风扇 / 增压级的内涵特性曲线对比

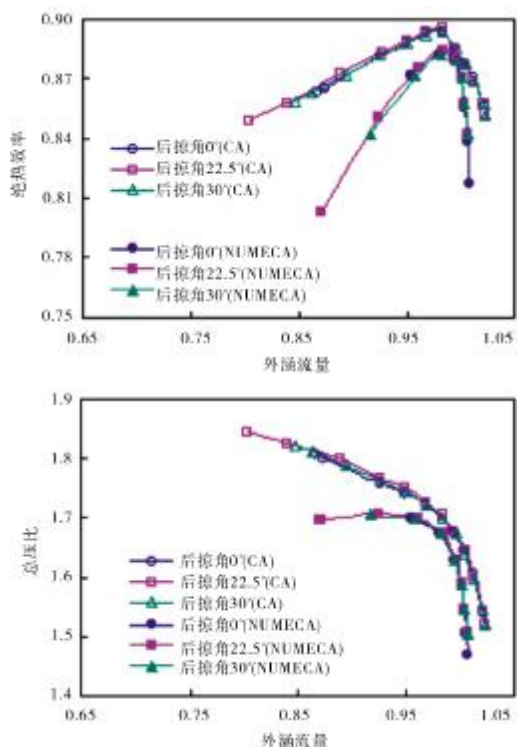


图 5 不同后掠角下风扇 / 增压级的外涵特性曲线对比

时,裕度有提高趋势,且其最高效率点略微大于 $v=0^\circ$ 时风扇/增压级最高效率点的效率。而当 $v=30^\circ$ 时最高外涵效率与 $v=0^\circ$ 时最高外涵效率几乎没有差别。

在外涵近设计压比工况下,外涵静子不同后掠角风扇/增压级周向平均面相对马赫数等值线分布情况对比如图6所示,从图中对比可见,外涵静子的后掠对外涵静子前后以及风扇/增压级整体的周向平均面的相对马赫数分布并没有产生非常明显的影响。但是外涵静子叶尖和叶根部分流场性能由于静子的后掠还是发生了变化。

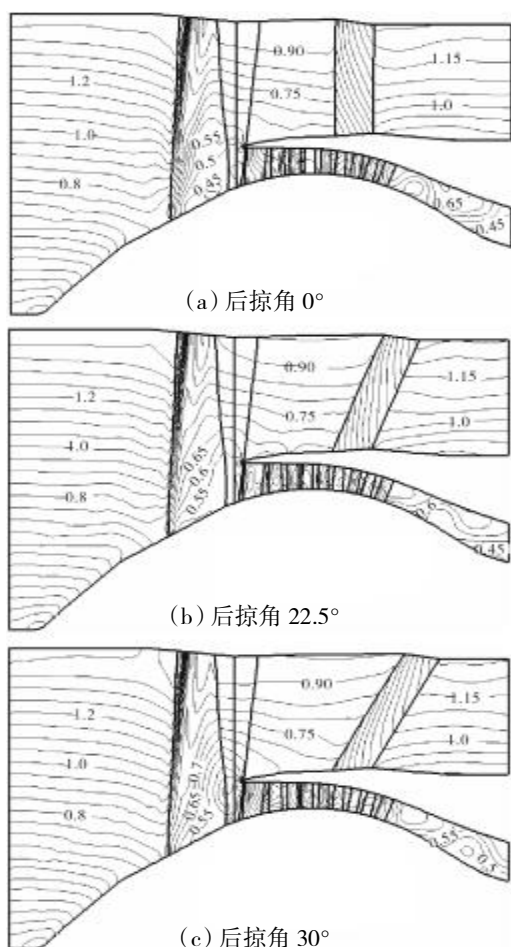


图6 不同后掠角风扇/增压级周向平均面相对马赫数等值线分布

不同后掠角外涵近设计压比状态出口特性参数分布如图7所示,从图中可见,在外涵近设计压比工况下,外涵出口的总压,总温和效率参数从根到尖的分布情况,强烈的后掠使得外涵静子近设计压比状态点出口叶尖部分的总压上升而根部总压有所下降,从而引起了外涵出口效率参数沿相对叶高分布的变化。

各掠角下外涵近设计压比状态点通道出口的总

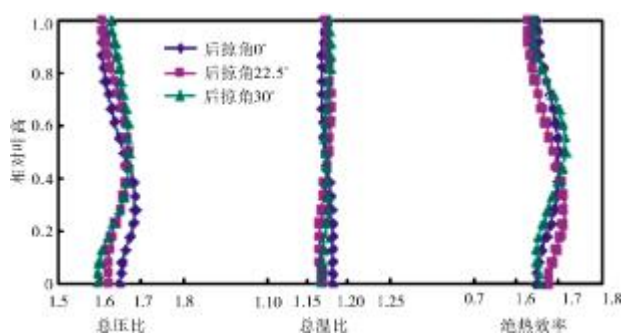


图7 不同后掠角外涵近设计压比状态出口特性参数分布

压恢复系数如图8所示,从图中可见,在一定的后掠角的范围内,外涵的总压恢复系数并不会降低。而在后掠角超出某个范围后,外涵的总压恢复系数开始有明显迅速降低的趋势。

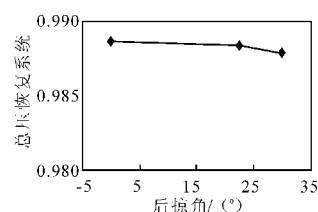


图8 不同后掠角外涵静子总压恢复系数

为了深入考察后掠对外涵静子周围流场细节的影响,借助3维数值模拟软件NUMECA的帮助,对风扇/增压级100%设计转速内、外涵同时处于近设计压比条件下的工况状态进行了3维流场的数值模拟。

风扇/增压级外涵静子无轴向掠角($v=0^\circ$),后掠 22.5° 以及后掠 30° 在近设计压比状态时吸、压力面静压沿相对叶展的分布如图9所示,曲线根据相对于轴向弦长50%位置上的静压沿相对叶展方向连接而成。从图中可见,静子通道中部,靠近吸力面一侧形成了“ε”形的展向静压分布。与无后掠叶片相比,叶片后掠对压力面静压沿叶型表面的基本分布规律没有剧烈的影响。但是,外涵静子叶片后掠以后使得吸力面静压沿展向的分布规律发生了明显的变化。在叶尖部分静压显著增加,叶根略微减弱,特别是在 $v=30^\circ$ 时叶尖静压增强非常明显。这样会使低能气流在压差力的作用下不断向通道根部聚集,导致根部损失增加、从而降低外涵效率。因此,在进行风扇/增压级外

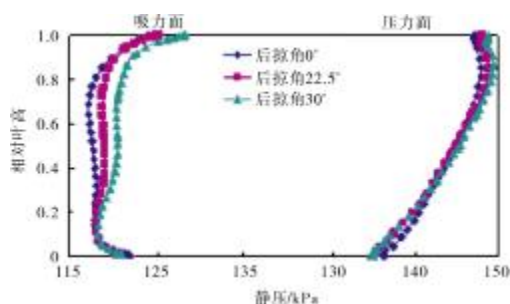


图9 不同后掠角外涵静子叶片表面静压沿叶展分布

涵静子叶片后期设计及降噪优化的工作过程中,在考虑静子叶片后掠已达到降噪要求的前提下,应尽量选择合适的后掠角度,以保证风扇/增压级的外涵效率不受到影响。

在近设计压比状态下外涵静子叶根、叶中和叶尖3个跨叶片平面上,叶片尾缘主流速度沿周向相对尺寸由吸力面到压力面的分布情况如图10所示,从图

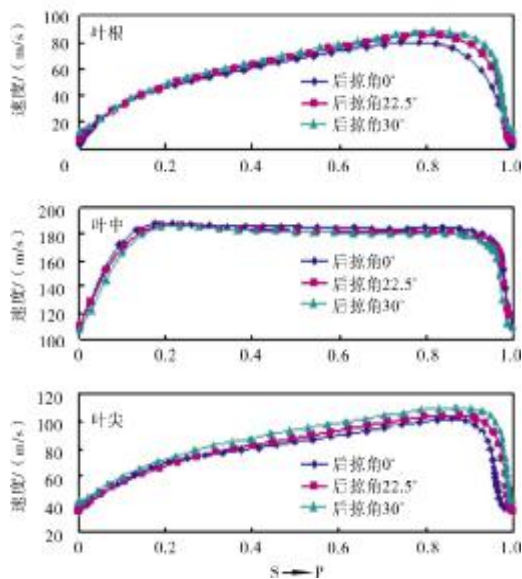


图10 不同后掠角外涵静子叶片尾缘主流速度沿周向分布

中可见,叶片的轴向后掠对叶中附近的流动状态影响并不大,而对于叶根和叶尖部分产生了一定的影响,

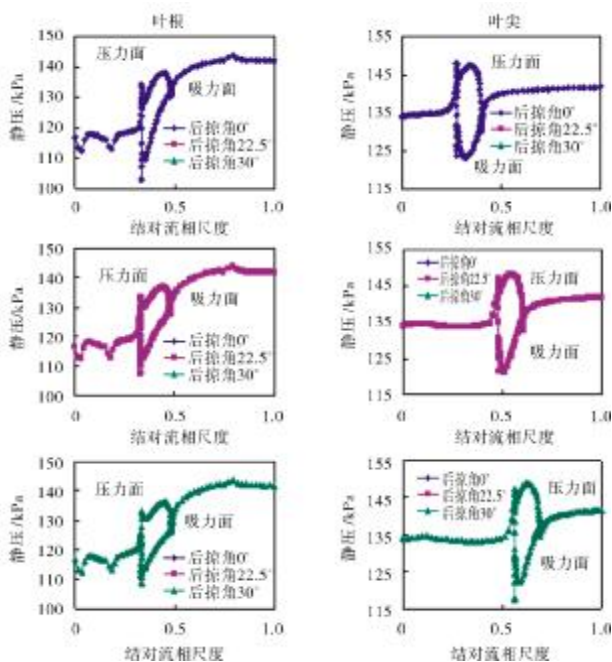


图11 不同后掠角情况下外涵静子根和尖叶片表面静压沿流向分布

后掠静叶片提高了叶片根、尖部尾缘的主流速度,改善了局部流场的气动特性。

风扇/增压级外涵静子在不同后掠角的情况下,根、尖叶片表面静压沿流向的分布规律如图11所示,从图中可以看出,相对于无后掠叶片,后掠叶片使叶片根部叶型上的载荷分布趋于均匀化,而进口段的逆压梯度大大减小,从而控制了边界层在此处的发展以及分离的发生,使叶片端壁附近的气动性能有所改善,而在叶尖部分,后掠不仅加剧了叶型载荷分布的不均匀性,还增强了逆压梯度,导致该部分的气动性能恶化。

3 结论

在对某大涵道比风扇/增压级100%设计转速下的特性及周向平均面流场特征的分析研究的基础上,对风扇/增压级外涵静子进行了后掠优化的研究,通过开发的周向平均方法程序以及3维数值模拟软件对外涵静子后掠的风扇/增压级的气动特性联合模拟研究发现,外涵静子后掠一定角度,对风扇/增压级内涵气动特性影响非常有限;但对外涵来说,一定程度的轴向后掠角度会使外涵静子通道中吸力面形成的“ε”型展向静压分布规律发生明显变化,在叶尖处静压增强,叶根处则略有减弱;同时,外涵静子适度后掠使根部的叶片表面静压分布更趋均匀,叶尖和叶根尾缘部分周向流动状态有一定的改善,外涵出口参数沿叶高的分布情况产生变化,但风扇/增压级的整体外涵气动特性并没有受到严重不良影响,裕度没有明显减小;当然,严重的后掠角度还是会导致叶尖叶片表面载荷分布的恶化,从而影响外涵的整个气动性能。因此,在进行外涵静子设计和后掠优化过程中,选择合适的后掠角度可以保证风扇/增压级外涵的气动特性不受影响,甚至产生改善。

参考文献:

- [1] Walter O, Hale A. A three dimensional Turbine Engine Analysis Compressor Code (TEACC) for steady state inlet distribution[R]. ASME 1997-GT-124.
- [2] 刘大响, 陈光. 航空发动机 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2003:3-4.
- LIU Daxiang, CHEN Guang. Aeroengine [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2003:3-4. (in Chinese)
- [3] 郑涛. 弹用涡喷、涡扇发动机发展概况 [J]. 推进技术,

- 1995,16(1):7-12.
- ZHENG Tao. Development of turbojet and turbofan engines for missiles [J]. Journal of Propulsion Technology, 1995,16(1): 7-12. (in Chinese)
- [4] Hayden R E, Bliss D B, Murray B S, et al. Analysis and design of high-speed low noise aircraft fan incorporating swept leading edge rotor and stator blades [R]. NASA -CR-135092, 1977.
- [5] Bliss D B, Murray B S. Design for a novel low noise fan stage [R]. AIAA-76-577.
- [6] 孙晓峰,胡宗安,周盛. 后掠叶栅发声机理的研究[J]. 北京航空航天大学学报,1989,1(1):39-49.
- SUN Xiaofeng, HU Zongan, ZHOU Sheng. Noise generation by swept cascade [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1989,1(1):39-49. (in Chinese)
- [7] 彭泽琰,刘刚. 航空燃气轮机原理[M]. 北京:国防工业出版社,2000: 68-69.
- PENG Zeyan, LIU Gang. Principles of aircraft gas turbine[M]. Beijing: Defense Industry Press, 2000: 68-69. (in Chinese)
- [8] 李晓娟,金海良,桂幸民. 风扇/增压级内外涵联算的特性数值模拟[J]. 航空动力学报,2009,24(12):2719-2724.
- LI Xiaojuan, JIN Hailiang, GUI Xingmin. Performance numerical investigation of double-channel fan/compressor [J]. Journal of Aerospace Power, 2009,24 (12):2719-2724. (in Chinese)
- [9] 王晓宇,孙晓峰. 某型风扇/增压级降噪报告[R]. 北京:北京航空航天大学能源与动力工程学院,2004.
- WANG Xiaoyu, SUN Xiaofeng. Research of influence factors on a fan/compressor performance and noise[R]. Beijing: School of Jet Propulsion, Beihang University, 2004.(in Chinese)
- [10] Wang J, Mueller N. Performance of array arrangement on ducted Composite Material Marine Current Turbines (CMMCTs)[J]. Ocean Engineering, 2012, 41(2): 21-26.
- [11] 李晓娟. 风扇/增压级叶尖间隙流动数值模拟研究 [D]. 北京:北京航空航天大学,2004.
- LI Xiaojuan. Numerical simulation of tip-clearance flow in fan/ compressor [D]. Beijing: Beihang University, 2004. (in Chinese)
- [12] 李晓娟. 风扇/增压级内流场特性数值模拟与设计研究 [D]. 北京:北京航空航天大学,2009.
- LI Xiaojuan. Performance numerical simulation investigation and design of fan/compressor[D]. Beijing: Beihang University, 2009. (in Chinese)
- (上接第18页)
- aerodynamic-aeromechanic design optimization for turbomachinery blades using adjoint method [R]. ASME 2009-GT-59240.
- [29] 季路成,李伟伟,伊卫林. 伴随方法用于叶轮机优化设计的回顾与展望[J]. 航空发动机, 2011,37(5):53-57.
- JI Lucheng, LI Weiwei, YI Weilin. Retrospect and prospect for adjoint method applying to turbomachinery optimization design [J]. Aeroengine, 2011,37(5):53-57. (in Chinese)
- [30] Ji L C, Li W W, Tian Y, et al. Multi-stage turbomachinery blades optimization design using adjoint method and thin shear layer N-S equations [R]. ASME 2012-GT-68537.
- [31] Dereguel P, Tan C S. Impact of rotor wakes on steady-state axial compressor performance [R]. ASME 96-GT-253.
- [32] Dawes W N. A numerical study of the interaction of a transonic compressor rotor over-tip leakage vortex with the following stator blade row [R]. ASME 94-GT-156.
- [33] Ladwig M, Fottner L. Experimental investigations of the influence of incoming wakes on the losses of a linear turbine cascade[R]. ASME 93-GT-394.
- [34] Halstead D E, Wisler D C, Okiishi T H, et al. Boundary layer development in axial compressor and turbines. Part 2 of 4: compressor[R]. ASME 95-GT-462.
- [35] Huber F W, Johnson P D, Sharma O P, et al. Performance improvement through indexing of turbine airfoils, Part 1—experimental investigation[R]. ASME 95-GT-27.
- [36] Dorney D J, Sharma O P. A study of turbine performance increases through airfoil clocking[R]. AIAA-96-2816.
- [37] Ji L C, Chen J, Xu J Z. Numerical investigations about aerodynamic performance of cascades in unsteady environment[R]. ASME 2003-GT-38288.
- [38] 周盛,侯安平,陆亚钧,等. 关于轴流压气机的非定常两代流型[J]. 航空学报,2005,26(1):1-7.
- ZHOU Sheng, HOU Aiping, LU Yajun, et al. Two generations of unsteady flow type for axial compressor [J]. ACTA Aeronautica et Astronautica Sinica. 2005,26(1):1-7. (in Chinese)
- [39] Ji L C, Chen J, Edge matching—Part I: theory and implementation[R]. ASME 2005-GT-68474.
- [40] Ji L C, Li W, Xu J Z, et al. A new freedom for turbomachinery design: edge-matching technique [R]. ISABE-2003-1100.
- [41] 季路成,王延荣,邵卫卫,等. 缘线匹配主导下的叶轮机非定常设计[J]. 工程热物理学报,2008,29(10):1667-1672.
- JI Lucheng, WANG Yanrong, SHAO Weiwei, et al. Unsteady design for turbomachinery under the guidance of edge-matching technology [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008,29(10): 1667-1672. (in Chinese)
- [42] 季路成,邵卫卫,陈江. 缘线匹配对非定常流动影响初探 [J]. 工程热物理学报,2008,29(1):89-92.
- JI Lucheng, SHAO Weiwei, CHEN Jiang. Exploration of influence of edge matching on unsteady flow of turbomachinery [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008, 29(1):89-92. (in Chinese)
- [43] Ji L C, Chen J, Yan Z, et al. Maxing 3D clocking effect by the guidance of edge matching[R]. ASME 2007-GT-27619.