渐变反推力平面叶栅端壁流动仿真与试验

王　东,张佐伊,郝晟淳,汪　东,赵　展
(中国航发沈阳发动机研究所,沈阳 110015)

摘要:针对某型反推力装置中的渐变反推力平面叶栅,开展了性能预测和流动试验的研究与验证。结合数值仿真和性能试验,运用表面油流等测量手段,探索了反推力叶栅流线分布和流动的基本结构,揭示由不同弯角组成的反推力叶栅旋涡结构和流动特征。试验与仿真结果表明:反推力叶栅端壁呈现出 3 维非定常有旋的流动特征,其发展和演变的过程与涡轮叶栅中的流动过程相似,依据仿真结果和流道收敛的特征,确立了反推力平面叶栅的基本测量方法,并通过了试验结果的验证,对今后的反推力叶栅数值仿真和试验工作有很大的借鉴意义。

关键词: 反推力装置;流动显示;叶栅流动结构;非定常流;表面摩擦力线;航空发动机
中图分类号: V211.71　　**文献标识码:**A　　doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2018.01.012

Flow Simulation and Experiment of Gradual Reverse Thrust Plane Cascade Endwall

WANG Dong, ZHANG Zuo-yi, HAO Sheng-chun, WANG Dong, ZHAO Zhan
(**AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China**)

Abstract: Research and verification of performance predication and flow test was developed based on the gradual reverse thrust plane cascade of centain thrust reverser. The streamline distribution and the basic structure of flow for the reverse thrust cascade are investigated by using surface oil flow measurement method combined with numerical simulation and performance test. Then, the vortex structure and flow characteristics of the reverse thrust cascade with different bending angles are revealed. Experimental and simulation results show that reverse thrust cascade endwall exhibit the three-dimensional unsteady swirling flow characteristics, and its development and evolution are similar to the flow process of turbine cascade. According to the simulation results and the characteristics of channel convergence, the basic measurement method of reverse thrust plane cascade is established and verified by the test results. It will be of great significance to the numerical simulation and experimental work of the reverse thrust cascade in the future.

Key words: thrust reverser; flow visualization; cascade flow structure; unsteady flow; skin friction line; aeroengine

0　引言

反推力装置是民用和军用大涵道比涡扇发动机的重要组成部分[1],其主要功能是通过改变发动机排气流动方向来获得反向推力,使飞机高效可靠地减速,可以显著缩短飞机的着陆滑跑距离,达到刹车的效果。反推力叶栅是决定反推力装置性能的关键部件，其性能优劣直接决定了反推力装置的性能[2]。如何提高负荷水平的同时,降低叶栅内的流动损失,一直是国内外研究者追求的目标[3]。边界层的流动状况决定了叶栅的气动性能，边界层内低能流体在叶栅流道内的迁移和分离在很大程度上影响着叶栅内的二次流损失分布[4]。国外开展反推力装置试验较早，国内近年来也开始注重反推力装置的试验研究工作。

本文通过以 4 组等厚度叶栅模型组成的渐变反推力平面叶栅作为研究对象,运用数值仿真、流动显示和探针测试技术等手段，探索反推力装置平面叶栅的流动模型，研究不同弯角反推力叶栅端壁流动结构及引起的损失机理。开展了变攻角、变马赫数试验,探讨叶栅流道内附面层、涡系的产生和演变的过程,对详细了解反推力装置叶栅内部细节流动特征具有重要意义,为研制高负荷、高效率反推力装置提供有益借鉴。

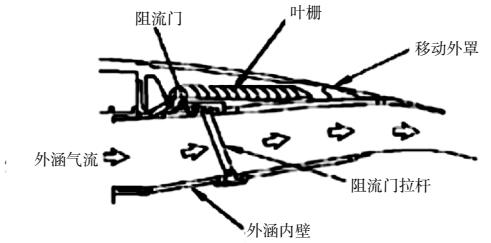
收稿日期:2017-08-11　　**基金项目:**国防重点科研项目资助
作者简介:王东(1961)男,高级工程师,从事平面叶栅试验技术研究工作;E—mail:458628749@qq.com。

引用格式:王东,张佐伊,郝晟淳,等.渐变反推力平面叶栅端壁流动仿真与试验[J].航空发动机,2018,44(1):63-68. WANG Dong, ZHANG Zuoyi, HAO Sheng-chun, et al. Flow simulation and experiment of gradual reverse thrust plane cascade Endwall[J]. Aeroengine, 2018, 44(1): 63-68.

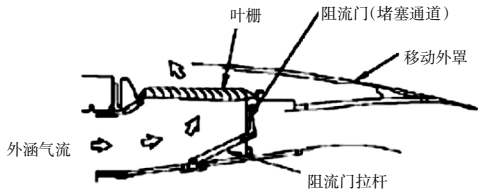
PDF pdfFactory Pro　www.fineprint.cn

1 反推力装置工作原理

叶栅式反推力装置结构紧凑，反推力产生得比较平稳[5]，其基本工作原理是在正推力状态下，风扇气流从外涵喷管喷出产生正推力，移动外罩后移，露出叶栅，阻流门挡住发动机外涵道，使外涵气流转入导流叶片中，并沿叶栅从偏转方向排出，从而产生反推力。反推力装置有叶栅式、折流板式等多种类型[6]。叶栅式反推力装置如图 1 所示。



(a) 正推力状态

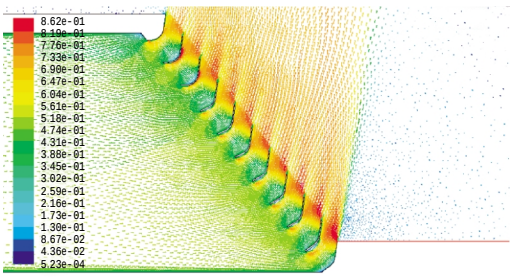


(b) 反推力状态

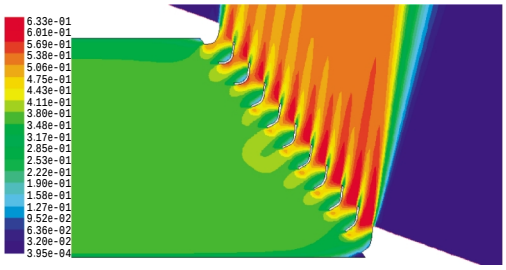
图 1 叶栅式反推力装置

2 数值仿真

采用商业 CFD 软件对渐变反推力平面叶栅流场进行仿真模拟，如图 2 所示。计算湍流模型为 SST k-Ω 2 方程模型，流固耦合传热中考虑辐射换热的影响，加入辐射传热计算模型 DO 模型，采用 2 维流场进行计算，计算所需求解连续性方程、动量方程、能量方程及组分传输方程，均采用 2 阶迎风差分格式进行离散，并运用耦合显示求解迭代计算得出。



(a) 速度分布(β_1=53°、Ma_2=0.8)



(b) 速度分布(β_1=53°、Ma_2=0.5)

图 2 渐变平面叶栅计算结果

采用商业 CFD 软件以叶栅式反推力装置 4 组叶片模型中的 β_{1k}=53°试验模型进行几何建模，第 1 组 3 维流场计算模型如图 3 所示。计算采用的控制方程为湍流 N-S 方程和 k-ε 湍流模型，差分格式采用中心差分格式辅以矢通量分裂算法，4 阶 Runge-Kutta 法迭代求解。为了加速收敛，计算中应用多重网格技术。叶片采用 O 型网格，由 Numeca/AutoGrid 生成，网格质量较好。另 3 组数值计算模型建模方式与第 1 组相同。

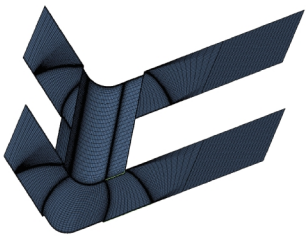


图 3 第 1 组 3 维流场计算模型

将叶栅划分成 6 个模块，节点总数量为 559650，网格加密后进行边界条件定义，计算边界条件包括进口边界、出口边界、周期性边界和固壁边界。在进口边界给定总压、总温、湍流黏性和气流方向，在出口边界给定平均壁面静压，壁面条件为无滑移和绝热。从图 2 中可知，尾迹高损区随弯角减变小，当经过 β_{1k}=83°的叶栅模型后，随弯角减小而增大；β_{1k}=78°、83°叶栅模型速度特性保持较好，叶栅模型气流偏转功能实现较好。

3 试验设备与试验件

3.1 试验设备

反推力叶栅流动试验在某高亚声速平面叶栅试验器上进行，试验器是连续式常温开口射流式平面叶栅试验器，试验段的最大风口面积为 100 mm×250 mm，叶栅进口马赫数 Ma_1≤0.95，出口马赫数 Ma_2≤1.5，试验器及详细技术指标见文献[7]。

3.2 试验件

渐变反推力平面叶栅试验件由 4 组叶片和栅板组成，其中 3 组叶栅模型由 3 个叶片组成，另 1 组叶栅模型由 2 个叶片组成，且保持栅距、叶片厚度和出口构造角相等。4 组叶栅参数见表 1。

PDF pdfFactory Pro www.fineprint.cn

表 1　等厚度叶栅参数

参数	第 1 组	第 2 组	第 3 组	第 4 组
稠 度	1.120	1.165	1.175	1.185
进口构造角 /(°)	53	78	83	90
出口构造角 /(°)	45	45	45	45

3.3　测控系统与测量方法

测控系统由探针、位移机构、位移控制系统和叶栅测量系统组成。叶栅测量系统由压力采集模块 PSI9010、DSA3217 和其它受感部等组成，其中 PSI9010 和 DSA3217 压力测量精度为 0.05%FS[8]。测量方法如图 4 所示。在流场测量过程中,1—1 测量截面选距前缘 1 倍弦长处;2—2 测量截面选距后缘 $0.6\times b\times\sin\beta_{2k}$ 倍弦长处,在测量过程中由伺服电机带动探针沿测量截面移动,测点间距 0.25 mm,采用自动对向方式测量所测位置的总压、静压和气流角度。

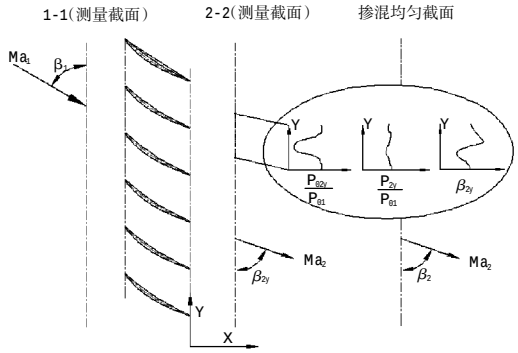
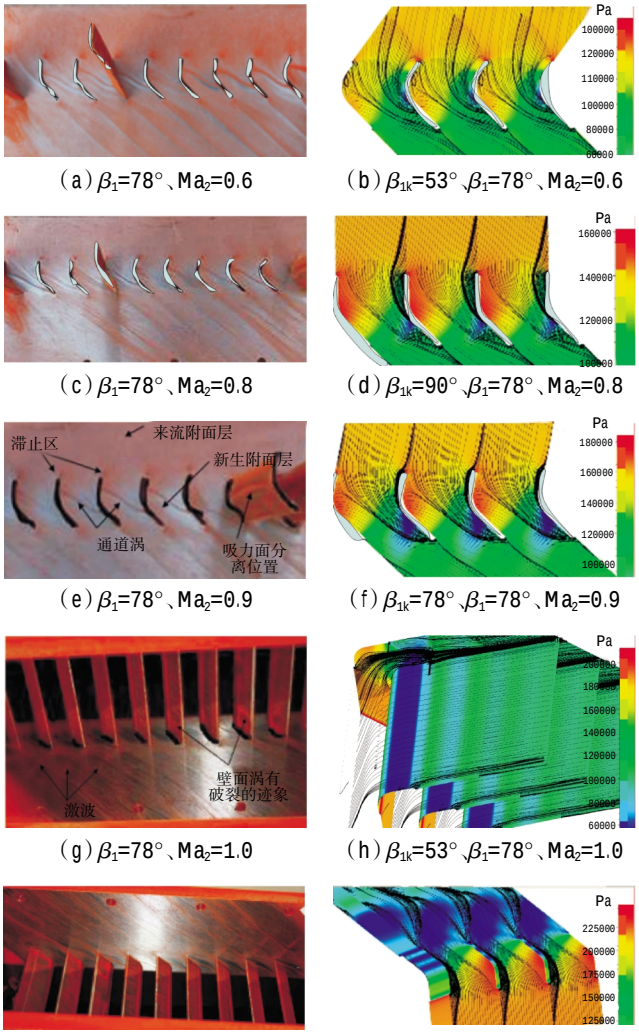


图 4　测量截面及数据处理方法

4　仿真与试验结果对比分析

4.1　反推力平面叶栅端壁流动特性

在叶轮机械中,造成损失的原因有固壁面的摩擦、附面层内剪应力、主流与泄漏流的掺混、激波、二次流、尾迹以及热传导等[9-10]。油流测量显示结果如图 5 所示。在图 5(a)、(c)、(e)、(g)、(i)中,显示油吹干净的区域是流动未分离区,显示油堆积的区域是分离区[11]。通道内主要存在的旋涡结构有马蹄涡、通道涡、壁面涡、角区分离涡、以及马蹄涡的衍生涡 5 种形式,同时也验证了图 5(b)、(d)、(f)、(h)、(j)的计算结果,其发展和演变的过程与涡轮叶栅中的流动过程相似；从图 5 (b)、(d)、(f)、(h)、(j)中数值仿真结果分析,计算模型显示均有通道涡的痕迹，位置和尺度与油流图谱显示的结果相近,通道涡的存在性由 Herzig[12]在 1954 年的烟迹显示结果中得到证明;从图 5(g)、(h)中可见,叶片吸力面和端壁所在的角区成对出现的壁面涡,在同马赫数下,随着弯角增大,壁面涡由弱变强直到发散破裂;从图 5(i)、(j)中可见,在高马赫数条件下,油流图谱和数值计算结果均发现了激波生成的迹象,且燕尾波外冲波特征明显。



(a) β_1=78°、Ma_2=0.6　(b) β_{1k}=53°、β_1=78°、Ma_2=0.6
(c) β_1=78°、Ma_2=0.8　(d) β_{1k}=90°、β_1=78°、Ma_2=0.8
(e) β_1=78°、Ma_2=0.9　(f) β_{1k}=78°、β_1=78°、Ma_2=0.9
(g) β_1=78°、Ma_2=1.0　(h) β_{1k}=53°、β_1=78°、Ma_2=1.0
(i) β_1=78°、Ma_2=1.1　(k) β_{1k}=90°、β_1=78°、Ma_2=1.1

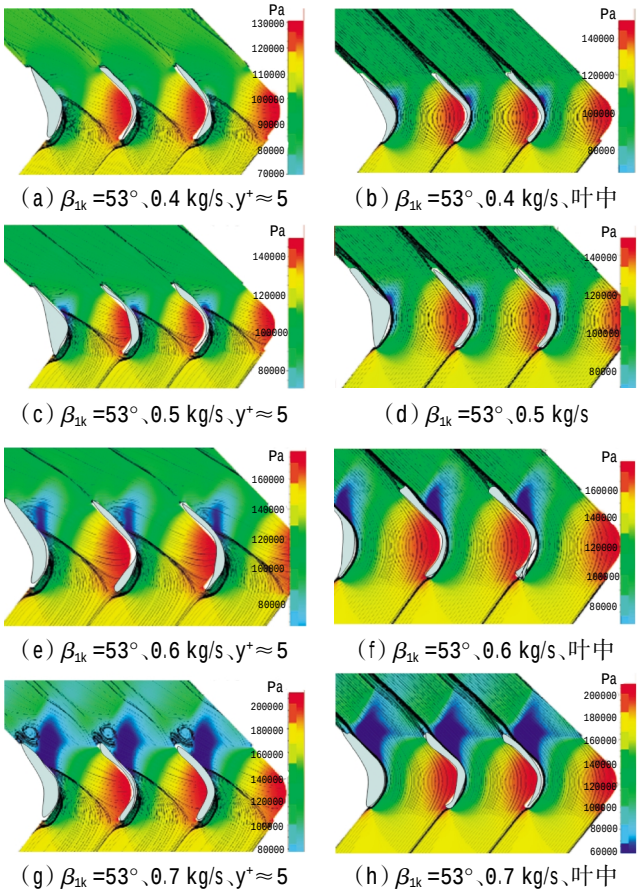
图 5　油流测量显示结果

对于叶栅试验的 4 组模型，叶栅端壁前缘处均可见马蹄涡、马蹄涡压力面分支和吸力面分支,而且在叶片前缘有明显的油流堆积迹象,表明此处有滞止区域。叶栅表面油流图谱表明气体沿流向经过马蹄涡吸、压力面分支后,在端壁堆积的油流层有明显差异,意味着附面层有明显变化,表明端壁附面层明显变薄,在出口马赫数为 0.4～0.9 的范围内叶栅流道内压力面分支附近有堆积的低能流体，这种气体流动留下的痕迹明显是通道涡的迹象。4 组叶栅模型叶栅在一定进气角条件下,随着进口构造角增大,从通道涡的迹象来看,通道涡在压力面起始位置有后移的趋势。

PDF pdfFactory Pro　www.fineprint.cn

4.2 仿真的叶栅流动特征

叶栅流动特征仿真结果如图 6 所示。从图中可见，叶中截面叶盆内没有回流迹象，在 y+≈5 截面，叶盆内回流迹象并不明显，随着流量的增加，在尾缘出现燕尾波的迹象，从图 5(i)、(j)中油流测量显示结果和仿真结果中均可发现明显的燕尾波，且外冲波比较强。而决定叶栅内二次流大小的因素主要有 2 种：壁面黏性效应；壁面压力梯度的大小和方向[14]。从图中还可见，流体越靠近端壁，壁面黏性效应越强；而负荷越重，壁面压力梯度越大，流体流动越复杂。叶片负荷的增大势必导致叶片吸力面附面层更易发生分离。[13]



(a) β_{1k} =53°、0.4 kg/s、y^+≈5　(b) β_{1k} =53°、0.4 kg/s、叶中

(c) β_{1k} =53°、0.5 kg/s、y^+≈5　(d) β_{1k} =53°、0.5 kg/s

(e) β_{1k} =53°、0.6 kg/s、y^+≈5　(f) β_{1k} =53°、0.6 kg/s、叶中

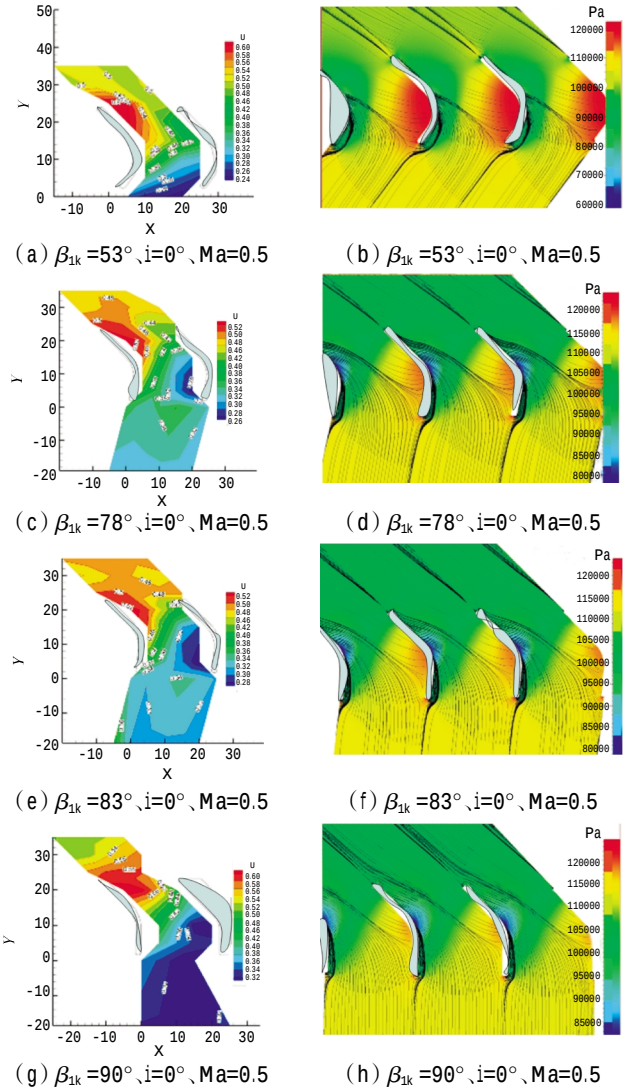
(g) β_{1k} =53°、0.7 kg/s、y^+≈5　(h) β_{1k} =53°、0.7 kg/s、叶中

图 6　叶栅流动特征仿真结果

4.3 渐变反推力平面叶栅试验测量结果

4.3.1 反推力平面叶栅速度云图

4 组叶栅模型的槽道等速线和马赫数分布测量结果如图 7(a)、(c)、(e)、(g)所示，y+≈5 截面的流线和压力分布如图 7(b)、(d)、(f)、(h)所示。测量和计算结果表明，4 组叶栅模型回流区迹象不明显，β_{1k}=78°、83°叶栅模型加速效果相对较好；4 组叶栅模型的流道内具有加速的流动特征，与涡轮叶栅流动特征相似。在零攻角下，弯角越大，马蹄涡传送低能流体变差，随着弯角减小，吸力面局部出现负压区且有增强的趋势，壁面负压越小，说明流体的惯性力增加（也就是流速增加），流体能够更好地克服黏性力，但当达到一定程度后，随着马赫数的增大，叶背处负压明显增强，如图 6(g)、(h)所示，波阻损失降低了叶栅的效率，表明反推力叶栅高速性能变差。



(a) β_{1k} =53°、i=0°、Ma=0.5　(b) β_{1k} =53°、i=0°、Ma=0.5

(c) β_{1k} =78°、i=0°、Ma=0.5　(d) β_{1k} =78°、i=0°、Ma=0.5

(e) β_{1k} =83°、i=0°、Ma=0.5　(f) β_{1k} =83°、i=0°、Ma=0.5

(g) β_{1k} =90°、i=0°、Ma=0.5　(h) β_{1k} =90°、i=0°、Ma=0.5

图 7　槽道测量速度显示结果

4.3.2 反推力平面叶栅速度云图

4 组模型仿真与试验结果如图 8 所示。图 6～8 表明，气流以零攻角方向进入叶栅通道，由于惯性作用流体填满叶盆，在叶盆最深处流体压力达到最大，在叶片吸力面出现负压区，气流加速流出叶栅通道。随着模型弯角增大，叶盆处压力增加的幅度明显增强，当弯角处于 β_{1k}=78°、83°时，增速效果好于另 2 个模型的。流体的流速增加，在叶背处流体加速流动状态，因而壁面压力

PDF pdfFactory Pro www.fineprint.cn

先减小;而后流体沿叶背折转后,实际流通面积增加,马蹄涡传输低能流体增强,有利叶背处的壁面压力进一步降低,因而流体在流出叶栅通道时速度是增加的。而叶栅气动负荷的大小可以从叶栅压力面和吸力面的静压差值大小关系反映[15]。从图 8(a)中压力面和吸力面的压差表明,β_{1k}=53°在马赫数 0.5 状态时,反推效果较好。

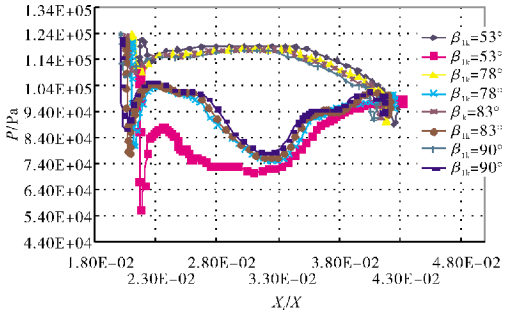


图 8　4 组模型仿真与试验结果

5　结论

通过叶栅试验数据和数值仿真结果,可得以下结论:

(1)试验和数值仿真表明,反推力叶栅端壁呈现出 3 维非定常有旋的流动特征,其发展和演变的过程与涡轮叶栅中的流动过程相似,研究不仅掌握了反推力装置叶栅模型的内部流动规律,而且对详细了解叶栅通道内的旋涡结构和细节流动特征具有重要意义。

(2)在反推力装置叶栅流动值仿真方面,采用商业 CFD 软件和对试验流场进行计算,通过对 4 组模型的对比,得出与试验结果符合性较好的模型,对今后的反推力叶栅数值仿真工作有很好的借鉴意义。

(3)油流图谱和 PIV 流场测试结果表明,4 组模型流动过程中均存马蹄涡、通道涡、壁面涡、角区分离涡、以及马蹄涡的衍生涡等形式出现,在同一工况下,随着弯角减小,流体的流动面积增大,通道涡传送低能流体增强,涡系产生损失减小,在叶栅出口处的向前速度分量增大,但弯角减少到一定程度,叶栅高度特性变差。

(4)试验和仿真表明,计算和试验吻合度较好,对于几何参数 β_{1k}=53°的叶栅试验模型,低速特性比较平稳,反推力叶栅效率相对较高,高速特性变差;对于几何参数 β_{1k}=78°、83°的叶栅试验模型,其低速和高速特性均比较平稳,叶栅工作比较稳定,反推力叶栅效率相对较高。

参考文献:

[1] 陈著. 叶栅式反推力装置结构和气动性能研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2014:2-3.
CHEN Zhu . Research on structure and aerodynamic performance of cascade thrust reverser [D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014:2-3.(in Chinese)

[2] Sasaki T,Breugelmans F A E. Comparison of sweep and dihedral effects on compressor cascade performance [J]. Journal of Turbomachinery, 1998,120(2):454-464.

[3] Wennerstrom A J. Highly loaded axial flow compressor: history and current development [J]. Journal of Turbomachinery,1990,112 (10): 567-578.

[4] 张华良,潭春青,陈海生,等. 低负荷弯叶栅流谱结构与气动性能的实验研究[J]. 实验流体力学,2013,27(1):46-51.
ZHANG Hualiang,TAN Chunqing,CHEN Haisheng,et al. Experimental investigation on flow pattern structures and aerodynamic performance of low-loaded dihedral cascades [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics,2013,27(1):46-51. (in Chinese)

[5] 单勇,沈锡钢,尚守堂,等. 叶栅参数对反推力装置气动性能影响规律[J]. 中国民航大学学报,2010,28(3):9-15.
CHAN Yong,SHEN Xigang,SHANG Shoutang,et al. Numerical study for the effects of cascade geometry parameters on cascade-type thrust reverser performance[J]. Journal of Civil Aviation University of China, 2010,28(3):9-15. (in Chinese)

[6] 邵万仁,叶留增,沈锡钢,等.反推力装置关键技术及技术途径初步探讨[C]// 中国航空学会 2007 年学术年会论文集.北京:中国航空学会, 2007:1-9.
SHAO Wanrin,YE Liuzeng,SHEN Xigang,et al. Preliminary discussion on key technology and technical approach of thrust reverser[C]//The 2007 Academic Annual Meeting of the China Aeronautical Society. Beijing: China Aeronautical Society,2007:1-9. (in Chinese)

[7] 王东,武卉,赵展,等.平面叶栅流场测控系统开发与应[J].测控技术, 2016,35(增刊 1):131-137.
WANG Dong,WU Hui,ZHAO Zhan,et al. Development and application of the measurement control system in the plane cascade flow field[J].Measurement Control Technology,2016,35(S1):131-137. (in Chinese)

[8] 王东,雷志军,刘建明,等. 七孔复合探针在平面叶栅流场测量中的应用[J]. 航空发动机,2016,42(3):67-73.
WANG Dong, LEI Zhijun ,LIU Jianming, et al. Application research of the typical composite probe in the measurement of the plane cascade flow field[J]. Aeroengine,2016,42(3):67-73. (in Chinese)

[9] Denton J D. Loss mechanisms in turbomachines [J]. Journal of Turbomachinery,1993,120:131-140.

[10] Denton J D. Loss mechanisms in turbomachines part-I [J]. Journal of Turbomachinery,1993,115:621-623.

[11] 祝成民, 忻鼎定, 庄逢甘. 改进油流显示法研究层流和湍流下绕椭球分离流[J].空气动力学报,2002(3):31-61.

PDF pdfFactory Pro　www.fineprint.cn

ZHU Chengmin, XIN Dingding, ZHUANG Fenggan. Investigation of separate flow around a prolate spheroid in laminar and turbulent flow by an improved oil-flow visualization technique [J]. Journal of Aerospace power,2002(3):31-61.(in Chinese)

[12] Herzig H Z, Hansen A G,Costello G R. Visualization study of secondary flow in Cascades[R]. NACA-1954-TN -1163.

[13] 陈浮,陈绍文,郭爽,等. 高负荷压气机叶栅分离与流场结构研究[J]. 工程热物理学报,2009,28(1):201-202.

CHEN Fu,CHEN Shaowen,GUO Shuang,et al. Investingation of separation and flow filed structure in high-loading compressor cascades[J]. Journal of Engineering Thermophysics,2009,28(1):201-202.(in Chinese)

[14] Hall E J,Crook A J,Delaney R A.Aerodynamic analysis of compressor casing treatment with a 3-D Navier-stokes solver[R].AIAA-94-2796.

[15] 曹朝辉,王如根,周敏,等.从压力面到吸力面开槽后叶栅特性的数值分析[J].航空动力学报,2007,22(5):814-817.

CAO Chaohui,WANG Rugen,ZHOU Min,et al. Numerical simulation on cascade characteristics with solt from pressure surface to suction surface[J]. Journal of Aerospace Power,2007,22(5):814-817.(in Chinese)

(编辑:李华文)

PDF pdfFactory Pro www.fineprint.cn