

DOI:10.16356/j.1005-2615.2021.04.007

锯齿尾缘叶片气动特性数值模拟研究

邹如萍¹, 李传鹏¹, 安志强², 商超群¹, 宣彬¹

(1. 南京航空航天大学能源与动力学院, 南京 210016; 2. 中国航发湖南动力机械研究所压气机研究部, 株洲 412002)

摘要: 使用数值模拟研究了静叶锯齿尾缘改型对 3.5 级压气机性能的影响, 分析了锯齿形状、布置位置等对压气机转速特性的影响。结果表明, 在进口导向叶片尾缘上全叶高开齿能够拓宽 90% 转速的压气机稳定工作范围, 且对压比、效率的影响很小, 而对 100% 转速特性影响不大; 相对于本文开展的锯齿改型而言, 齿宽小的结构优于齿宽大的锯齿, 全叶高锯齿扩稳胜于部分叶高(叶尖)锯齿。这些研究加深了锯齿尾缘叶片对压气机性能影响的认识, 为压气机扩稳研究提供了借鉴。

关键词: 多级轴流压气机; 锯齿尾缘; 气动稳定性; 数值模拟

中图分类号: TK313 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2021)04-0546-05

Numerical Simulation Research on Aerodynamic Characteristics of Sawtooth Trailing Edge Blade

ZOU Ruping¹, LI Chuanpeng¹, AN Zhiqiang², SHANG Chaoqun¹, XUAN Bin¹

(1. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Compressor Research Division, AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: In this paper, numerical simulation is used to analyze the effect of the trailing edge of the stationary blade sawtooth on the 3.5-stage compressor, and the influences of shape and positions of the sawtooth on the compressor speed. The results show that the full blade with high opening on the trailing edge of the inlet guide blade can broaden the stable range of the compressor at 90% speed, and barely impact the pressure ratio and efficiency. But it has little effect the compressor at 100% speed. In this study, a sawtooth with a small tooth width is better than that with a large tooth width, and a sawtooth with full high-opening blades is better than that with partial opening tip. This study deepens the understanding of the effect of serrated trailing edge blades on compressor performance, and provides a reference for research on improving compressor stability.

Key words: multi-stage axial compressor; serrated trailing edge; aerodynamic stability; numerical simulation

自航空燃气涡轮发动机诞生以来, 一直朝着高推重比、低耗油率、高可靠性发展。发动机性能的提高离不开更高压比的压气机, 2018 年 GE 公司完成型号认证的 GE9X 发动机性能比 GE90-115B 提高了约 30%, 耗油率降低了 5% 到 10%^[1]。其压缩系统总压比超过 60, 11 级高压压气机压比达到 27,

随着压气机系统的逆压力梯度越来越高, 压气机更加容易失稳, 这对发动机的稳定性提出了更大的挑战。

半个多世纪以来, 国内外的学者提出了压气机稳定性的不同理论模型以及判稳依据, 这些都对预测和提高压气机的稳定性有着重要作用^[2-4], 此外,

收稿日期: 2021-02-10; **修订日期:** 2021-04-21

通信作者: 李传鹏, 男, 副教授, 硕士生导师, E-mail: lichuanpeng@nuaa.edu.cn。

引用格式: 邹如萍, 李传鹏, 安志强, 等. 锯齿尾缘叶片气动特性数值模拟研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2021, 53(4): 546-550. ZOU Ruping, LI Chuanpeng, AN Zhiqiang, et al. Numerical simulation research on aerodynamic characteristics of sawtooth trailing edge blade[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2021, 53(4): 546-550.

还探索了许多扩大稳定裕度的手段,如叶尖喷气、附面层吹/吸、等离子体气动激励、机匣处理等控制手段。本文探索一种在静子尾缘进行锯齿改型的压气机扩稳的可能途径。

对于锯齿尾缘的研究可以追溯至20世纪50年代NACA的Smith和Schaefer^[5]通过切割翼型尾缘的研究,之后Howe^[6]在1978年率先对锯齿尾缘的声学特性进行了研究,在这之后又有大量学者跟进研究^[7-9],并将锯齿结构实际应用在发动机吊舱以降低气动噪声。此外,国内学者也对于锯齿尾缘展开了许多研究,如许影博等发现锯齿的齿形会影响声音低频部分^[10];全帆等使用大涡模拟方法研究了锯齿尾缘的降噪效果,并初步阐释了涡破碎的机理^[11];武威通过实验探究了锯齿尾缘对叶栅的影响^[12];陈明等通过分离涡模拟研究了叶栅锯齿尾缘对流动的影响^[13]。

本文针对某3.5级压气机开展了静叶锯齿尾缘改型对其性能和稳定性影响的研究。

1 物理模型与计算方法

1.1 研究对象

本文所研究的3.5级压气机如图1所示。在静子叶片尾缘开齿的齿高 H 均为4 mm,齿宽 W 分别为2和3 mm。研究了在进口导叶IGV、第一级静叶S1、第二级静叶S2进行全叶高和叶尖附近叶片尾缘锯齿改型对压气机性能和稳定性的影响,对比分析了13种构型的结果,为了便于区分,采用IGV-H4W3-4Z方式命名各构型,IGV表示在进口导叶叶片开锯齿,H4W3表示锯齿齿高和齿宽,4Z表示叶尖有4个齿,如无4Z这组标识符,则表明为全叶高开齿。锯齿尾缘叶片和原型叶片如图2所示。

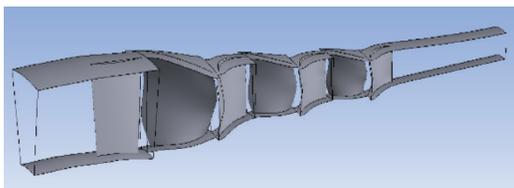
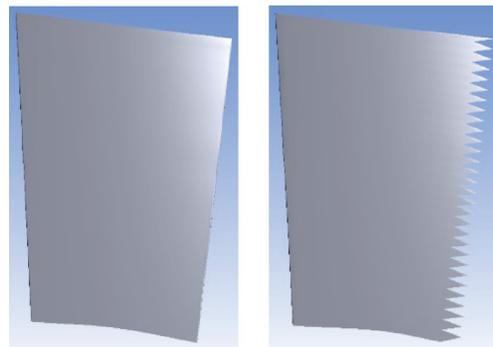


图1 压气机示意图

Fig.1 Schematic diagram of compressor

1.2 数值方法与边界条件

本文数值计算采用ANSYS CFX进行,使用全隐式多网格耦合求解技术,具有准确性、鲁棒性、计算速度和灵活性上都比较好的优点^[14]。原型叶片使用ANSYS TurboGrid绘制网格,改型叶片网格使用ANSYS ICEM绘制,两者整体拓扑结构一



(a) Prototype blade (b) Serrate trailing edge blade

图2 锯齿尾缘改型

Fig.2 Serrated trailing edge modification

致,都为H-O-H结构化网格。计算使用定常计算,湍流模型选用 $k-\epsilon$ 方程,王蕴源^[15]在其研究中已验证了该模型在锯齿尾缘叶片流动模拟具有较好精度。

计算中进口边界条件为总温288.15 K、总压101 325 Pa;出口使用背压出口,100%转速为38 000 r/min。

以原型压气机(baseline)进行网格无关性分析表明,500万以上网格的计算结果变化甚微,故后续算例以500万网格为基础,仅就开齿静叶通道的网格进行重新网格加密处理,而保持其他叶排网格不变。IGV锯齿尾缘叶片网格如图3所示,在锯齿尾缘附近进行了局部加密,第一层网格高度为0.01 mm。

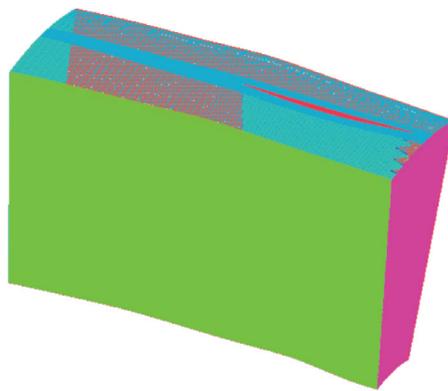


图3 IGV锯齿尾缘叶片网格

Fig.3 IGV serrated trailing edge blade grid

2 计算结果与讨论

2.1 全叶高锯齿改型对压气机的影响

对原型压气机、IGV-H4W3、IGV-H4W2、S1-H4W3、S1-H4W2、S2-H4W3、S2-H4W2计算了90%转速和100%转速的特性曲线,分别如图4和图5所示。可以看出,在90%转速下,与原型压气机相比,在IGV上进行全叶高开齿能够非常

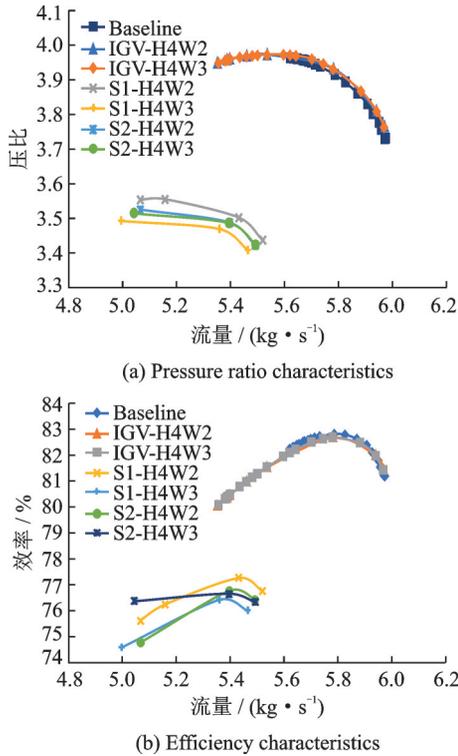


图4 90%转速原型压气机和改型压气机特性曲线

Fig.4 Characteristic curve of 90% speed prototype compressor and modified compressor

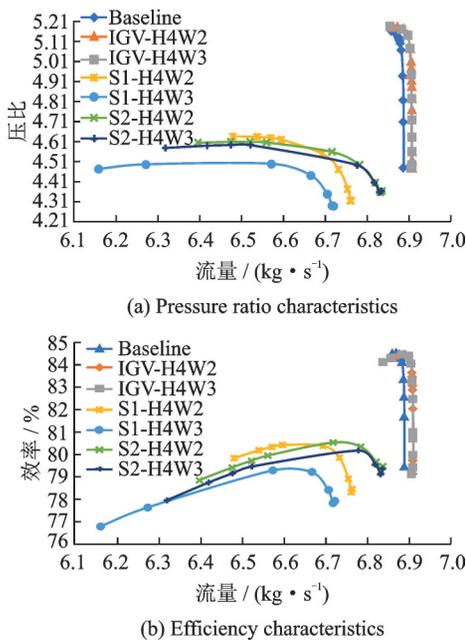


图5 100%转速原型压气机和改型压气机特性曲线

Fig.5 Characteristic curve of 100% speed prototype compressor and modified compressor

明显地提高压气机的稳定工作范围。原型压气机在90%转速下最小流量为5.61 kg/s,IGV全叶高开齿改型的最小流量分别降低到5.354和5.3541 kg/s,最低流量分别下降了0.256 kg/s和0.259 kg/s。改型压气机流量压比曲线略微右移,通流能力略微增加,流量效率曲线左移,效率

下降。在100%转速下,IGV-H4W2和IGV-H4W3与原型压气机特性曲线十分接近。此外,在S1、S2叶片上进行全叶高尾缘开齿改型的性能均不同程度降低,说明开齿叶片所在的叶排非常关键。

对于全叶高锯齿改型中只有在IGV叶片上进行的两种锯齿改型在90%转速工作范围增加,100%转速下未出现性能下降,对比不同叶排开齿对压气机性能和稳定边界影响后发现,IGV锯齿尾缘改型的效果最好。结合IGV叶片要比S1、S2更大,认为相对叶片大小,更小的锯齿参数效果更好,且相对叶片大小过大的锯齿会过度破坏叶型,使得叶片组织气流流动的能力大幅下降。

取IGV-H4W2、IGV-H4W3和原型压气机90%转速下流量分别为5.7802、5.7788和5.7848 kg/s的工作状态探究锯齿对压气机的影响。图6给出了IGV出口截面附近的总压云图,锯齿结构对尾迹有明显的削弱作用。在图6中,两种改型压气机尾迹的强度减弱,体现在尾迹与主流区的边界有与锯齿结构一致的波浪条纹,在波谷主流区域的流体与尾迹区域的流体掺混,且改型压气机总压云图中尾迹的中心区域总压比原型更高。

在S1、S2进行锯齿切割对流动会带来不利影响,尤其对其叶根区域,观察图7中改型叶片和原型叶片的叶片表面极限流线,在S1叶片尾

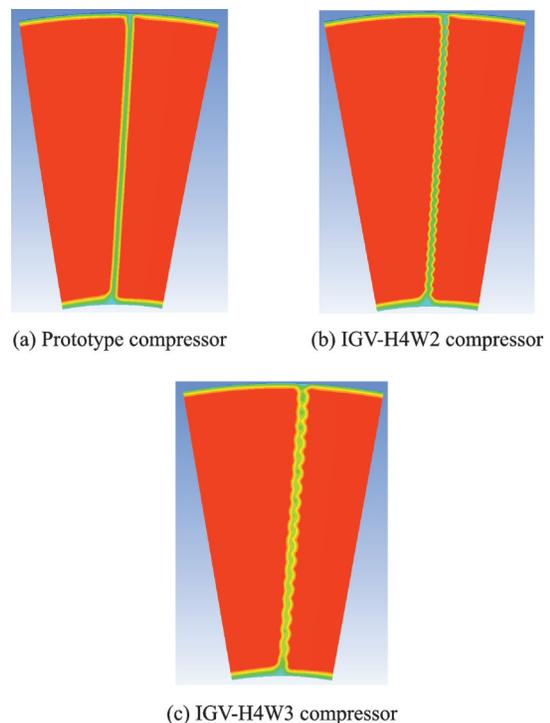


图6 IGV出口截面总压云图

Fig.6 Total pressure cloud diagram of IGV exit section

缘开齿对其吸力面的流动影响十分巨大,而在 S2 进行锯齿改型时,锯齿对吸力面的影响则要小得多,且总体而言,大的锯齿结构带来的不利影响更大。

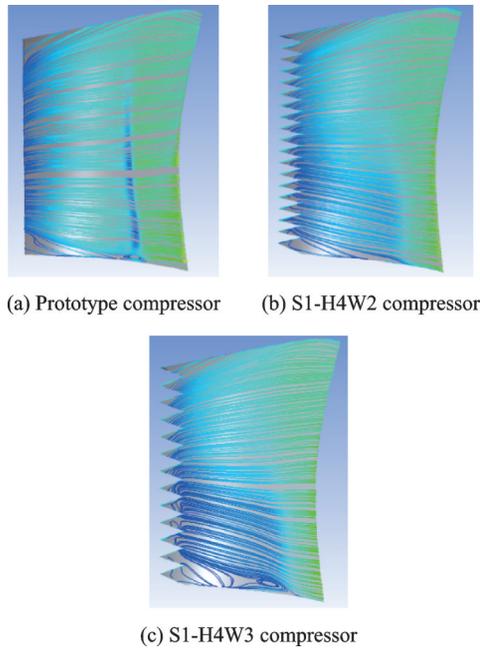
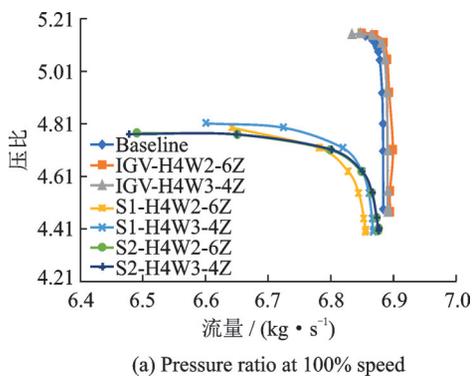


图 7 叶片表面极限流线

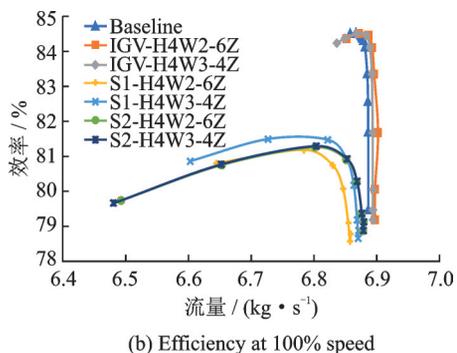
Fig.7 Limit streamlines of blade surface

2.2 叶尖锯齿改型对压气机的影响

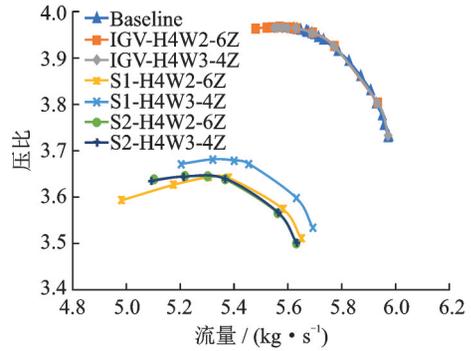
如图 8 所示,在 IGV 进行的两种叶尖锯齿改型在 90% 转速下仍然有一定的扩稳效果,在 100% 转速下则无明显变化;而在 S1 和 S2 进行的叶尖锯齿改型仍然造成了性能的恶化。对于 S1、S2 叶片而言,对比图 4、图 5 和图 8,可以看出取消叶根处的锯



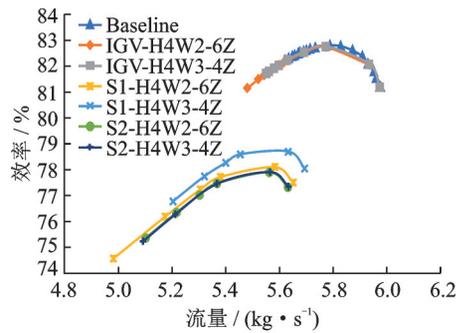
(a) Pressure ratio at 100% speed



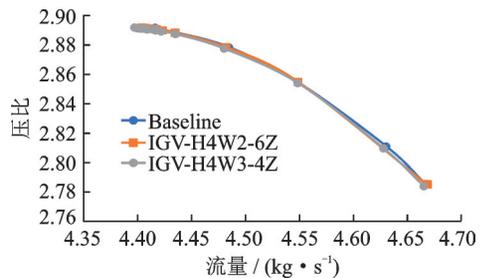
(b) Efficiency at 100% speed



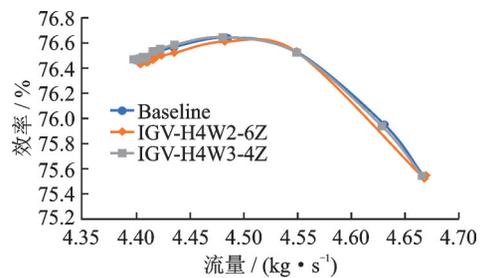
(c) Pressure ratio at 90% speed



(d) Efficiency at 90% speed



(e) Pressure ratio at 80% speed



(f) Efficiency at 80% speed

图 8 叶尖锯齿改型压气机及原型压气机特性曲线

Fig.8 Characteristic curves of blade tip sawtooth modified compressor and prototype compressor

齿对压气机造成性能恶化的程度有所减小,验证了上文中锯齿参数对叶片破坏过多是造成性能恶化的原因这一结论。

与 100%、90% 转速不同,在 80% 转速下观察 IGV 出口截面附近的总压云图,如图 9 所示,可以看出在低转速下锯齿对尾迹的改善已经不明显,表现为总压云图中叶尖部分的尾迹边界的锯齿结构已经不明显,与原型压气机无明显差别。

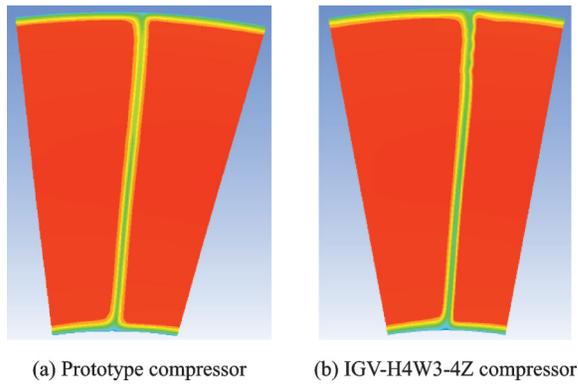


图9 80%转速IGV出口总压云图

Fig.9 IGV outlet total pressure cloud diagram at 80% speed

3 结 论

本文通过CFD数值模拟研究了某3.5级压气机及其12种改型在不同转速下的流场及性能,得出以下结论:

(1) 在不同静叶进行相同参数的锯齿改型时,在IGV上的效果最好,S1、S2则会造性能恶化;

(2) 在IGV上进行的锯齿尾缘改型在90%转速下具有明显的扩稳效果,在100%转速和80%下则没有明显的扩稳效果;

(3) 对静叶而言,尺寸过大的锯齿会对压气机性能造成负面影响,压比、效率和流量都会大幅下降;

(4) 在同一叶片上,相对叶尖尺寸合适的锯齿参数可能相对叶根而言过大,从而对压气机性能造成负面影响。

参考文献:

- [1] 陈光. GE9X的发展与设计特点[J]. 航空动力, 2018(5): 26-30.
CHEN Guang. Development and design features of GE9X[J]. Aerospace Power, 2018(5): 26-30.
- [2] 刘大响, 叶培梁, 胡骏, 等. 航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2004.
- [3] Ю.Н. 聂恰耶夫. 航空动力装置控制规律与特性[M]. 单凤桐, 等译. 北京: 国防工业出版社, 1999.
- [4] PAMPREEN R C. Compressor surge and stall[M]. [S.l.]: Concepts ETI Inc, 1993.
- [5] SMITH H A, SCHAEFER R F. Aerodynamic characteristics at reynolds numbers of 3.0×10^6 and 6.0×10^6 of three airfoil sections formed by cutting off various amounts from the rear portion of the NACA0012

airfoil section: NACA TR-TN-2074[R]. [S.l.]: [s.n.], 1950.

- [6] HOWE M S. The influence of vortex shedding on the generation of sound by convected turbulence[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1978, 76(4): 711.
- [7] BROOKS T F, POPE D S, MARCOLINI M A. Airfoil self-noise and prediction: MASA-RP-1218[R]. [S.l.]: [s.n.], 1989.
- [8] BROOKS T F, BURLEY C L. Rotor broadband noise prediction with comparison to model data[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2001, 49(1): 28-42.
- [9] BROOKS T F, HODGSON T H. Trailing edge noise prediction from measured surface pressures[J]. Journal of Sound & Vibration, 1981, 78(1): 69-117.
- [10] 许影博, 李晓东. 锯齿型翼型尾缘噪声控制实验研究[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(1): 120-124.
XU Yingbo, LI Xiaodong. An experiment study of the serrated trailing edge noise[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(1): 120-124.
- [11] 全帆, 乔渭阳, 王良锋, 等. 仿生学翼型尾缘锯齿降噪机理[J]. 航空学报, 2015, 36(9): 2911-2922.
TONG Fan, QIAO Weiyang, WANG Liangfeng, et al. Noise reduction mechanism of bionic trailing edge serrations[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(9): 2911-2922.
- [12] 武威. 锯齿尾缘叶片的气动性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
WU Wei. The aerodynamic research on the serrated trailing edge of blade[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016.
- [13] 陈明, 李传鹏, 邵小坤, 等. 锯齿尾缘对压气机叶栅影响的数值模拟[J]. 重庆理工大学学报(自然科学), 2018(7): 83-93.
CHEN Ming, LI Chuanpeng, SHAO Xiaokun, et al. Numerical simulation on the effect of serrated trailing edge on the compressor cascade[J]. Journal of Chongqing University of Technology (Natural Science), 2018(7): 83-93.
- [14] 谢龙汉, 赵新宇. ANSYS CFX 流体分析及仿真[M]. 北京: 电子工业出版社, 2013.
- [15] 王蕴源. 静子尾缘锯齿分布对高速轴流压气机的影响研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
WANG Yunyuan. Research on the effect of trailing edge serrated distribution of stator on high speed axial compressor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2020.