

基于通流程序的低速模拟气动设计及数值验证^{*}

杨晓飞, 高海洋, 孟德君

(中国航发沈阳发动机研究所, 辽宁 沈阳 110015)

摘要: 为了验证多级轴流压气机出口级性能, 开展四级重复级低速模拟气动设计, 并坚持以二维设计为主, 三维数值验证为辅。利用相同的设计系统, 建立了高低速压气机之间相似的二维流场和叶表无量速度分布。随后, 低速与高速压气机三维数值计算结果对比表明, 压升系数特性吻合, 流场相似, 且叶表无量纲速度由设计点到失速点保持一致的变化趋势, 进一步验证了二维设计的可行性; 利用相同的系统设计高、低速压气机, 有利于形成高速-低速-高速的良性循环, 有利于完善基于通流程序的设计体系, 积累设计经验。

关键词: 低速模拟; 轴流压气机; 通流; 气动设计; 数值验证

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2020) 09-2031-07

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 200165

Aerodynamic Design and Numerical Verification of Low-Speed Simulation Based on Throughflow Program

YANG Xiao-fei, GAO Hai-yang, MENG De-jun

(AECC Shenyang Engine Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: Low-speed simulation aerodynamic design with four repeating stages was conducted for verifying performance of a multistage axial compressor exit stage, and two-dimensional design was given first place with three-dimensional numerical verification as a supplement. Similar 2D flowfield and profile surface normalized velocity distributions were established between low and high-speed compressor used the same design system. Then, the comparison between the 3D numerical results of the low and high-speed compressors showed that the pressure rise coefficient characteristics were consistent, the flowfield was similar, and the dimensionless velocity of the blade surface kept the same trend from the design point to the stall point, which further validated the feasibility of 2D design. Using the same design system is conducive to forming a benign cycle of high-low-high speed, improving the design system based on throughflow program and accumulating design experience.

Key words: Low-speed simulation; Axial compressor; Throughflow; Aerodynamic design; Numerical verification

1 前言

多级轴流压气机端壁附面层由进口至出口逐渐积累, 主流区的面积逐渐压缩, 至压气机出口气流具有强烈的三维效应; 同时, 出口级叶片径向高度较

小, 典型高压压气机出口叶片高度在 20mm ~ 30mm 左右, 难以开展流场的精细化测量, 即使经试验验证、满足设计要求的多级轴流压气机, 其出口级的流动状况及细节分布是否达到设计要求仍是未知的。多级轴流压气机的出口级首先感应到发动机下游高

^{*} 收稿日期: 2020-03-26; 修订日期: 2020-05-19。

通讯作者: 杨晓飞, 硕士, 工程师, 研究领域为风扇压气机气动设计。E-mail: 844935263@qq.com

引用格式: 杨晓飞, 高海洋, 孟德君. 基于通流程序的低速模拟气动设计及数值验证[J]. 推进技术, 2020, 41(9): 2031-2037. (YANG Xiao-fei, GAO Hai-yang, MENG De-jun. Aerodynamic Design and Numerical Verification of Low-Speed Simulation Based on Throughflow Program[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(9): 2031-2037.)

压涡轮进口或喷管喉道面积的变化,因此,要求出口级具有宽广的流量裕度,保证压气机处于稳定工作状态。尽管求解雷诺平均的定常 Navier-Stokes 方程已在轴流压气机设计和分析中广泛应用,但三维定常数值计算由于湍流模型、转静交接面等简化处理产生的误差,难以满足多级压气机设计的需求^[1]。如何给定设计参数、分配负荷以及开展三维造型设计,得到性能优异的出口级并对整台压气机的性能有利,都依赖于出口级的试验验证。

为了测量出口级性能,研究者曾尝试相似放大、增加轴向间隙等方式^[2],但经济、实用、能提升压气机出口级气动设计的有效方法是低速模拟。1969年,Smith 展示了一台 12 级轴流压气机的轴向速度和总温径向分布的重复性特征^[3],这为开展低速模拟设计,利用重复级研究出口级流动提供了基础。

Wisler 首先在多级压气机研究中引入低速模拟。利用气动相仿原理,对高速压气机开展模化设计,利用低速试验找出高损失区域,并提出修改措施,成功提高了高速压气机性能^[4-5]。基于低速模拟的研究结果已融入 GE 公司叶轮机的气动设计和分析中^[6],为多级高压压气机发展做出重要贡献。在 Leap-56 发动机工程研制中,总共设计了 14 台低速模拟试验件,约占总试验件的 45%^[7]。可见,低速模拟因其试验成本低、便于测量,并可模拟高压压气机后面级高速流动,如今已成为多级轴流高压比压气机发展不可或缺的技术手段。NASA^[8]、克兰菲尔德大学^[9]、剑桥大学^[10]等亦利用低速模拟开展了关键技术研究,以提升压气机气动设计水平。

目前,中国也开展了低速模拟研究。南京航空航天大学建立了国内首个 4 级重复级低速模拟试验台,并开展低速模拟压气机的气动设计和试验研究^[11]。北京航空航天大学刘宝杰、于贤君等研究了低速模拟转换准则,并建立了低速模拟试验台,开展试验研究^[12-14]。中科院工程热物理所^[15]、上海交通大学^[16]等亦探索了低速模拟技术。孟德君等研究了低速模拟技术在大小叶片设计中的应用^[17]。总体而言,国内已经积累了一定的低速模拟设计经验,但尚未建立完整的设计体系,未完成高速-低速-高速的设计循环。

本文利用已有的压气机设计系统,针对一台多级高压比轴流压气机的出口级开展四级重复级低速模拟设计。首先利用通流程序进行低速模拟的 S2 流场和叶片造型设计,建立相似的 S2 流面参数分布和 S1 流面叶表速度分布;随后,开展三维数值计算验证,对比表明,建立的低速模拟级(第三级)与高速被模拟级

具有相似的流场分布和叶表无量纲速度分布。

利用相同的设计系统开展高、低速压气机设计,除能够验证出口级性能,形成高速-低速-高速循环外,关键在于可以利用试验数据验证二维流场的参数分布设计是否合理,有利于完善基于 S2 通流计算程序的压气机设计体系,积累设计经验。

2 低速模拟设计

2.1 设计流程

低速模拟的设计流程如图 1 所示,设计以二维设计为主,三维数值模拟为辅,核心是 S2 流面的流场设计和叶片造型。流场设计基本确定了流动状态,并为叶片造型提供边界条件;叶片造型为流场服务,并直接影响压气机内部流动。

低速模拟设计的目标是实现与高速被模拟级相似的流动,“利用几何上的不相似来补偿高速情况气流的压缩性影响,从而使得压气机流动中最为关键的扩压流动过程相似”^[12]。为了实现这一目标,关键

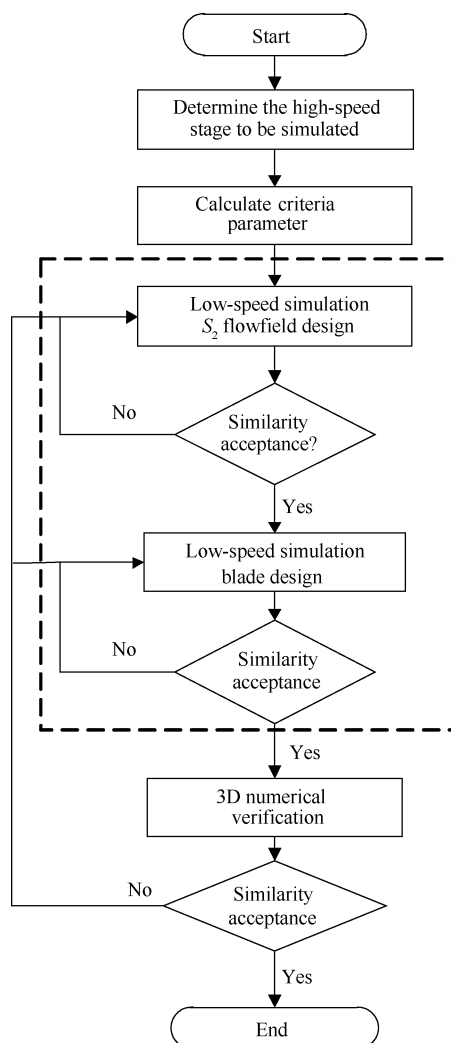


Fig. 1 Design flow chart

的准则参数必须满足。根据国内外的研究,本次设计遵循的准则参数主要包括流量系数、压升系数、扩散因子、转子进口预旋角、损失系数、稠度、展弦比、轴向间隙等。

2.2 高速被模拟级

高速被模拟级的确定需考虑多级环境、引气、重复级的构建等因素。本文的高速被模拟级为一台带进口导流叶片的多级高压比轴流压气机的出口级,该级在转子叶片进口根部进行了波浪壁设计。根据高速被模拟级 S2 流场确定高低速转换准则参数的分布,其中,压升系数、静子出口气流角、损失系数以及根据流量系数确定的进口流量作为低速模拟的设计输入。

2.3 低速模拟级设计

低速模拟压气机为四级重复级,其中一、二级实现重复级流动,并产生与高速级转子进口相似的流场,第三级为试验级,末级提供所需的多级环境。本文的低速模拟采用带进口导流叶片的单级设计,子午示意图如图 2 所示,图中 IGV 表示进口导流叶片,用于提供一级转子所需的进口预旋角;R1,S1 分别表示一级转、静子。低速压气机设计的气流流动马赫数在 0.2 左右,气流可忽略压缩性影响,根、尖流路半径沿程基本保持不变;在单级设计完成后,将一级转子、静子复制三次得到四级重复级,且各排叶片之间应满足轴向间隙要求。

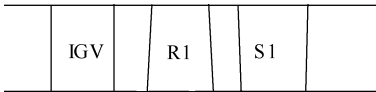


Fig. 2 Meridional section

低速模拟压气机设计转速为 1200r/min,进口轮毂比为 0.85,低速级流道高度为高速级的 3.8 倍,低速、大尺寸设计有利于流场的详细测试。在此转速和轮毂比下,进行相似的低速模拟压气机二维流场设计,低速级与高速级叶中参数偏差见表 1,表中除角度与厚度参数为绝对偏差外,其余量值均为低速对高速的相对变化量。低速模拟设计进口流量系数与高速被模拟级一致,为了弥补压缩性影响,提高了低速级的加功系数,保证转子扩散因子一致。加功系数提升意味着转子做功能力增强,气流转角增加,因此,低速级转子出口气流角(轴向)比高速被模拟级转子低。低速模拟不考虑气流压缩性,转子出口流量系数要比高速被模拟级高,根据速度三角形,静子进口绝对气流角降低,所以,静子气流转角减小,扩散因子降低。同时,设计过程中,保证了与高速一致的稠度和相近的展弦比。

Table1 Comparison of design parameters

Design parameters	Difference
Inlet flow coefficient/%	0.0
Work coefficient/%	1.6
Reaction ratio/%	-1.2
Rotor inlet relative air angle/(°)	0.0
Rotor outlet relative air angle/(°)	-3.0
Stator inlet absolute air angle/(°)	-0.7
Stator outlet absolute air angle/(°)	0.0
Rotor/stator diffusion factor/%	0.0/-2.2
Rotor/stator aspect ratio/%	3.2/2.4
Rotor/stator solidity/%	0.0/0.0
Rotor/stator incidence/(°)	-3.2/-3.4
Rotor/stator deviation/(°)	1.7/0.0
Rotor/stator camber angle/(°)	7.9/4.1
Rotor/stator maximum thickness/Chord	0.75/0.0
Rotor/stator maximum thickness location	0.03/0.0

基于相似的 S2 流场开展低速模拟叶片造型设计,目的是高、低速叶表无量纲速度分布相似。为此,重新设计了低速模拟转子、静子的攻角和落后角,增加了转子、静子叶型的弯角,叶中截面转子、静子各增加约 7.9° 和 4.1°,见表 1;并且,转子叶片厚度增加,最大厚度位置前移,静子叶片最大厚度及位置分布保持不变,转子、静子前加弯量增加。低速模拟转子、静子叶片叶中截面中弧线相对弯角随弦长 Chord 的分布与高速被模拟级的差值如图 3 所示,可见,相同轴向位置低速模拟转子相对弯角最大比高速被模拟级高 6.0%,静子最大高 5.5%。

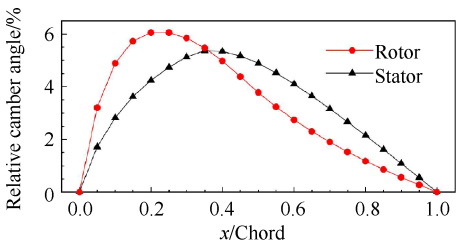


Fig. 3 Chordwise relative camber angle

在设计阶段,利用 S1 流面计算进行评估,验证叶片表面无量纲速度分布是否相似。若不相似,则调整叶片造型参数,乃至二维流场,迭代设计直至无量纲速度分布相似。低速模拟压气机转子和静子设计点叶中截面无量纲速度分布与高速级对比分别如图 4(a)和(b)所示。前 20% 相对弦长的速度分布对比表明叶型的工作状态一致;由前缘至尾缘速度分布基本吻合,尤其是在叶背;在 40% 相对弦长处,因

转捩位置不同造成低速叶型无量纲速度偏高。

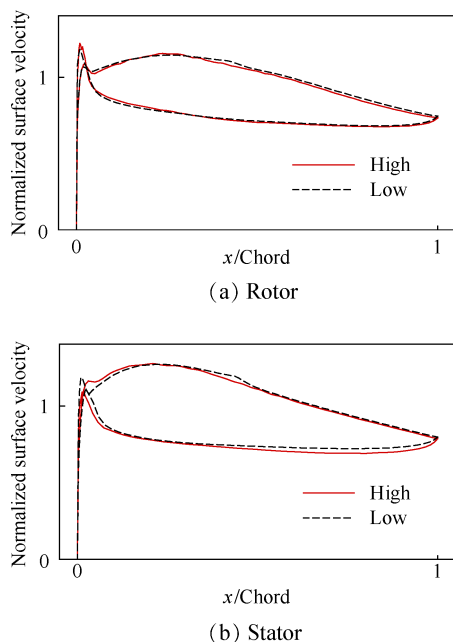


Fig. 4 Normalized surface velocity

3 数值验证结果与分析

3.1 特性计算结果

利用 Numeca 软件对高速、低速压气机进行三维定常数值计算和分析。为了降低网格依赖性,在保证计算周期前提下计算精度能够满足要求,首先开展了网格无关性验证。利用 300 万、500 万、700 万量级网格开展四级低速压气机特性计算,各排叶片单通道平均网格数依次为 33.3 万、55.6 万和 77.8 万。整个低速压气机不同量级网格的计算特性如图 5 所示,由图可得,网格由 500 万提升至 700 万,计算特性变化较小,相同出口静压下的流量偏差不得超过 0.2%,效率偏差不得超过 0.04%,因此,700 万量级网格

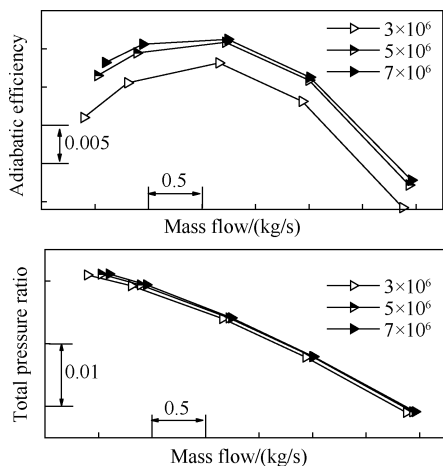


Fig. 5 Result of mesh independence

计算精度已满足要求。

采用 700 万量级网格开展低速模拟级与高速级的对比分析。低速级计算域为包括 IGV 在内的四级重复级,网格拓扑为结构化 O4H,网格正交性不小于 20° ,长宽比不大于 4800,膨胀比不大于 3.5,偏差角不大于 14° ,第一层网格距壁面距离为 $1\mu\text{m}$;流体介质为真实气体,求解方程为采用带壁面函数的 Spalart-Allmaras 湍流模型,并针对低速计算进行了低速流控制,采用周向守恒掺混面和中心差分格式,计算考虑了叶尖间隙;高速级计算域包括被模拟级及前后各一级,以实现多级环境,并避免级数过多导致的计算误差积累。高速级每排叶片单通道网格数、拓扑结构及采用的湍流模型等计算设置与低速级相同。

计算的高、低速转子流量系数-总压升系数特性如图 6 所示,图中的流量系数和压升系数利用高速设计点和失速点数值进行了归一化处理。由图可得,在高速级设计点到失速点的工作范围内二者的总压升系数特性吻合良好。

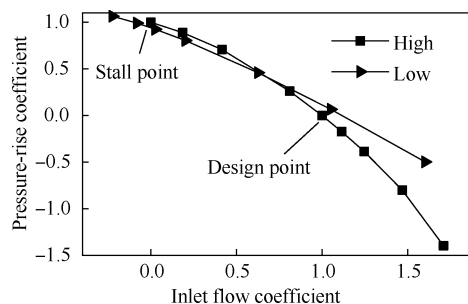


Fig. 6 Comparison of simulated results between high and low-speed compressors

3.2 流场分析

对低速模拟压气机的第三级与高速被模拟级进行分析。转子进口的流量系数对比如图 7(a)所示,低速模拟级转子进口流量系数径向分布与高速级相似,根部的差异来自波浪壁设计;高速级为优化根部流动,采用了波浪壁的设计,即高速级叶根进口参数同时受到上游出口场和根部流路的影响,这给低速模拟叶根设计带来困难。转子出口流量系数对比如图 7(b)所示,径向分布趋势与高速级基本一致,由于压缩性影响,低速出口流量系数更高。转子进口预旋角对比见图 8,相对气流角对比如图 9 所示,对比可知,低速模拟前面级静子提供的预旋角达到预期,转子进口相对气流角分布与高速级相似,而低速级压升能力更高,因此,气流转角更大,出口相对气流角更小。

转子、静子扩散因子对比依次如图 10(a), (b) 所示, 低速转子和高速级转子径向分布基本一致, 低速转子根部相对较高, 尖部相对较低, 这是低速

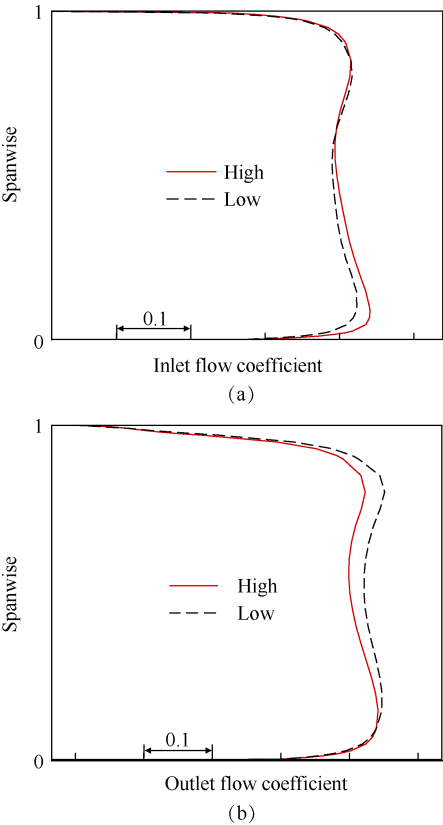


Fig. 7 Comparison of flow coefficient

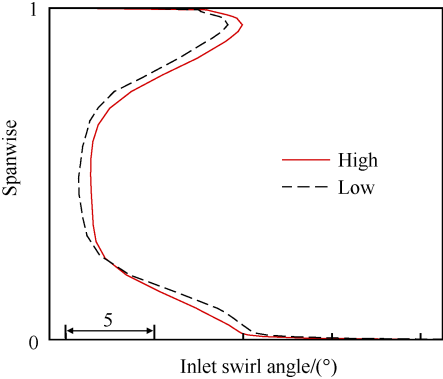


Fig. 8 Inlet swirl angle of rotor

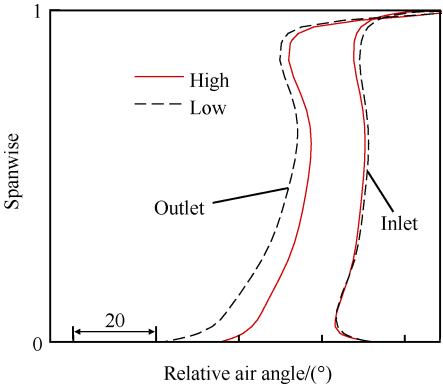


Fig. 9 Relative air angles of rotor

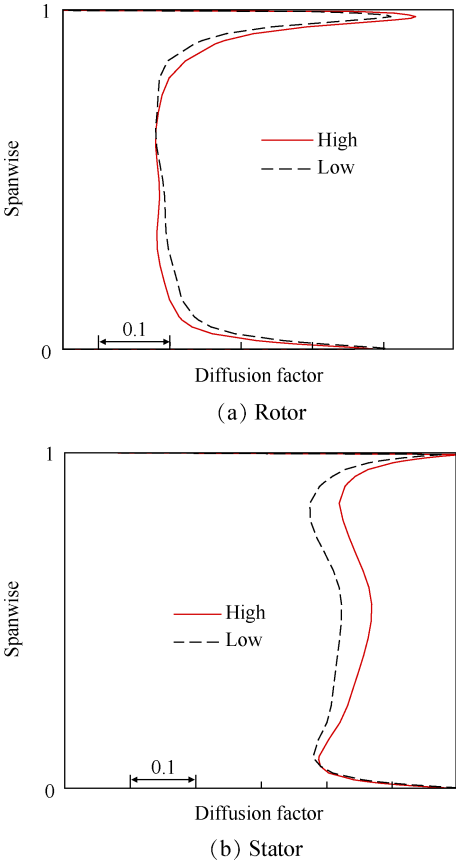
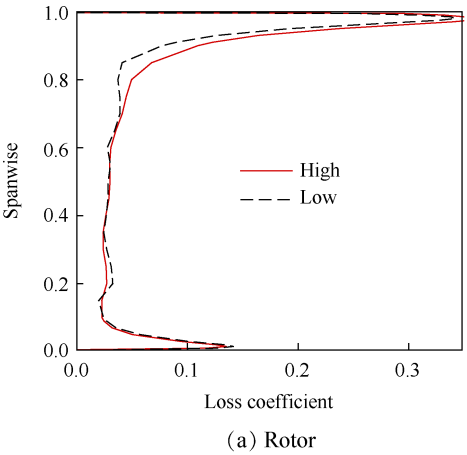
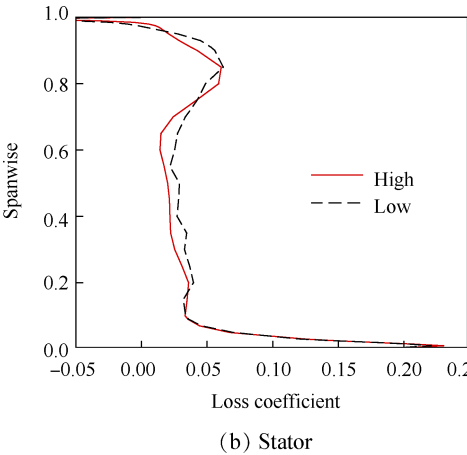


Fig. 10 Diffusion factor



(a) Rotor



(b) Stator

Fig. 11 Loss coefficient

模拟轮毂比更小所致;静子扩散因子的径向分布与二维流场设计结果一致。转子、静子总压损失系数分布依次如图 11(a),(b)所示,在 0.7 相对叶高以下,高、低速转子损失分布吻合良好;在近端壁区,由于低速模拟的转子扩散因子较小,所以损失偏小,同时,端壁流动受间隙影响,低速模拟的目标是流动相似,而不是几何相似,因此,数值计算时叶尖相对间隙保持一致是否合理仍有待研

究;低速静子损失系数分布趋势一致,达到设计预期。

转子、静子不同叶高截面表面无量纲速度分布对比如图 12 和图 13 所示。在设计点和近失速点,根、中、尖截面均保持相似的无量纲速度分布,这表明建立的低速模拟级与高速被模拟级叶片通道内的流动相似,四级重复级低速模拟压气机达到设计预期。

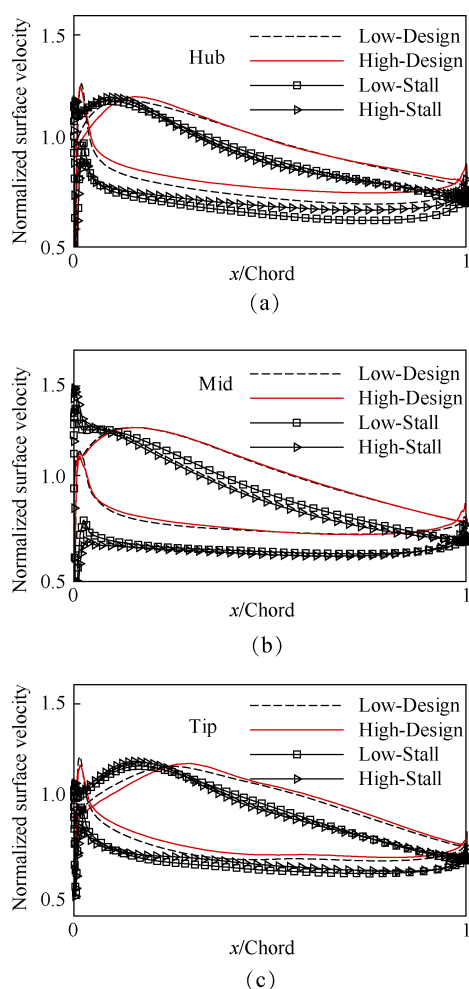


Fig. 12 Normalized surface velocity of rotor

4 结 论

为验证一台多级高压比轴流压气机出口级性能,开展低速模拟设计,并经过数值验证,主要得到以下结论:

(1) 三维数值计算表明,高速级和低速级转子总压升系数由设计点到失速点的变化趋势一致,流场关键参数径向分布、由根到尖叶表无量纲速度分布相似。

(2) 利用通流计算程序,在二维层面进行 S2 流场和叶片造型设计,进而建立与高速被模拟级扩压流

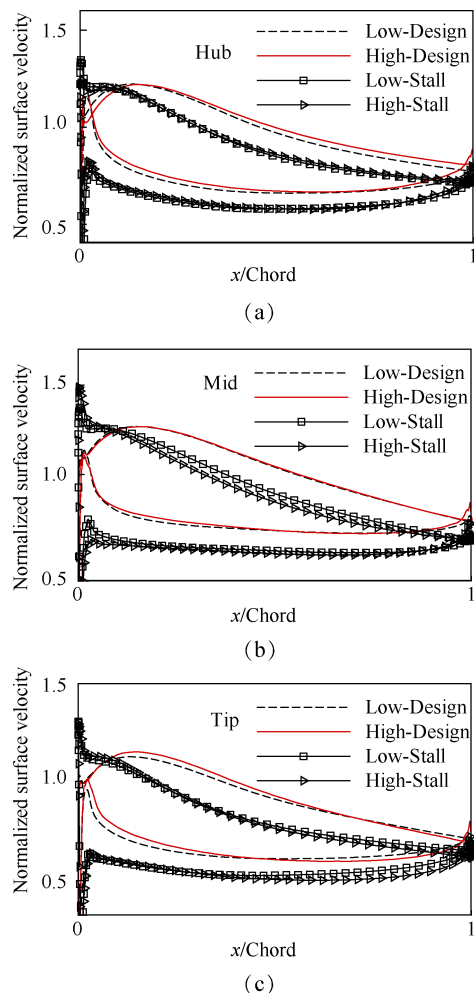


Fig. 13 Normalized surface velocity of stator

动相似的低速重复级压气机在数值层面是可行的。

(3) 采用相同的设计系统完成高、低速压气机设计,有利于形成高速-低速-高速的良性循环,并且,利用低速试验结果验证试验、二维流场设计、三维数值模拟三者之间的异同,便于完善、升级设计系统。

不可否认的是,本文的研究仍有不足之处,尤其是波浪壁的模拟准则,以及相对间隙的给定方式仍有待研究及验证。

参考文献

[1] 桂幸民, 滕金芳, 刘宝杰, 等. 航空压气机气动热力学

- 理论与应用[M]. 上海:上海交通大学出版社, 2014.
- [2] 蒋浩兴. 国外发展风扇/压气机设计体系的一些经验和启示[J]. 航空发动机, 2001, 27(2): 45-57.
- [3] Compsty N A. Compressor Aerodynamics[M]. Malabar: Krieger Publishing Company, 2004.
- [4] Wisler D C. Core Compressor Exit Stage Study Volume I -Blading Design[R]. NASA CR-135391.
- [5] Wisler D C. Loss Reduction in Axial-Flow Compressors Through Low-Speed Model Testing[J]. ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1985, 107: 354-363.
- [6] Wisler D C. Improving Compressor and Turbine Performance Through Cost Effective Low-Speed Testing [R]. ISABE 99-7073.
- [7] 杜 辉. 高压压气机亚音级若干关键技术研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2014.
- [8] Wasserbauer C A, Weaver H F, Senyitko R G. NASA Low-Speed Axial Compressor for Fundamental Research [R]. NASA-TM 4635.
- [9] Lyes P A. Low Speed Axial Compressor Design and Evaluation; High Speed Representation and Endwall Flow Control Studies [D]. Milton Keynes: Cranfield University, 1999.
- [10] Gallimore S J, Bolger J J, Cumpsty N A, et al. The Use of Sweep and Dihedral in Multistage Axial Flow Compressor Blading, Part II : Low and High Speed Designs and Test Verification[J]. Journal of Turbomachinery, 2002, 124(4): 533- 541.
- [11] 王志强, 胡 骏, 王英锋, 等. 用于低速模拟试验的低速模型压气机气动设计[J]. 航空学报, 2010, 31(4): 715-723.
- [12] 于贤君, 袁现立, 刘宝杰, 等. 压气机二维叶型的低速模拟分析[J]. 工程热物理学报, 2016, 37(4): 721-728.
- [13] 刘宝杰, 张传海, 于贤君. 压气机静子叶型低速模拟方法研究[J]. 工程热物理学报, 2019, 40(1): 41-48.
- [14] 刘宝杰, 张 帅, 于贤君. 4级重复级低速模拟压气机的试验与计算[J]. 航空发动机, 2018, 44(5): 56-64.
- [15] Yu C, Ma N, Wang K, et al. A Similitude Method and the Corresponding Blade Design of a Low-Speed Large-Scale Axial Compressor Rotor [J]. Journal of Thermal Science, 2014, 23(2): 145-152.
- [16] 李艳开, 黄天豪, 孟德君, 等. 压气机转子叶片叶尖流场的低速模化设计[J]. 航空动力学报, 2015, 30(1): 237-247.
- [17] 孟德君, 于贤君, 刘宝杰. 低速模拟设计技术在大小叶片压气机中的应用[J]. 推进技术, 2017, 38(9): 1965-1974. (MENG De-jun, YU Xian-jun, LIU Bao-jie. Low-Speed Similarity Design for a Compressor Stage with Splittered Rotor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(9): 1965-1974.)

(编辑:张 贺)