

文章编号: 1674-8190(XXXX)XX-001-10

1/2+1 对转压气机气动设计研究

刘景源, 吴天元

(南昌航空大学 飞行器工程学院, 南昌 330063)

摘要: 对转压气机的研制具有重要的军事及国防战略意义, 气动设计是研制对转压气机的前提。详细分析对转压气机内部流动特点, 探讨对转压气机气动设计思路及方法, 根据气动设计指标, 在权衡气动和几何设计参数、前后转子设计参数之间的协调匹配性的基础上, 设计一种 1/2+1 对转压气机, 并进行三维数值校核。结果表明: 前后转子叶片排间设计参数的协调匹配性、后排转子负荷系数和扩散因子等设计参数取值、各叶片排基元叶型参数等对对转压气机性能具有重要影响; 所设计的对转压气机满足总体气动性能指标, 并且气动性能较高。

关键词: 对转压气机; 气动设计; 设计准则; 气动性能; 数值模拟

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.XXXX.XX.01

Study on aerodynamic design of 1/2+1 counter-rotating compressor

LIU Jingyuan, WU Tianyuan

(Aircraft Engineering College, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China)

Abstract: It is of vital importance to develop counter-rotating compressor for military and national defense, and the aerodynamic design of counter-rotating compressors is a prerequisite for the purpose. A detailed analysis of the internal flow characteristics of the counter-rotating compressor was conducted, and the aerodynamic design ideas and methods of the counter-rotating compressor were explored. On the basis of balancing the aerodynamic and geometric design parameters, as well as the coordination and matching between the front and rear rotor design parameters, a 1/2+1 counter-rotating compressor aerodynamic scheme design is completed and perform three-dimensional numerical verification. The results indicate that the coordination and matching of design parameters between the front and rear rotor blade rows, the values of design parameters of the rear rotor load coefficient and diffusion factor, as well as the elementary blade profile parameters of each blade row, have a significant impact on the performance of the compressor. The full three-dimensional numerical simulation results show that the designed counter-rotating compressor meets the overall performance indexes with high aerodynamic performance.

Key words: counter-rotating compressor; aerodynamic design; design criteria; aerodynamic performance; numerical simulation

收稿日期: 2023-07-20; 修回日期: 2023-10-10

基金项目: 国家自然科学基金(11562012)

通信作者: 刘景源, jliou@163.com

引用格式: 刘景源, 吴天元. 1/2+1 对转压气机气动设计研究[J]. 航空工程进展, XXXX, XX(XX): 1-10.

LIU Jingyuan, WU Tianyuan. Study on aerodynamic design of 1/2+1 counter-rotating compressor[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, XXXX, XX(XX): 1-10. (in Chinese)

0 引言

对转压气机单级负荷高、尺寸小、重量轻,并且能够提高航空发动机的推重比,因此研制对转压气机是提升航空发动机气动性能的关键措施之一。由于对转压气机涉及的气动等问题具有一定挑战性,目前对转压气机还无法应用于航空发动机中,亟需对对转压气机开展深入研究。由于对转压气机省去了静子叶片排,并且利用反预旋提高负荷,导致内部流动结构复杂,负荷系数高于常规压气机,在进行设计参数的选取时,需充分权衡气动和几何设计参数间的协调,考虑前后转子设计参数间的匹配,这是设计高气动性能对转压气机的难点及关键点。

国外, J. H. Freedman^[1]通过提高叶尖切线速度,引入边界层抽吸,设计的三级对转压气机的总增压比达到27; J. Kirchner^[2]通过限制扩散因子和进口相对马赫数,进行了总增压比为9.1的两级对转压气机气动设计; M. Tiwari^[3]设计了一种对转压气机,并分析了其失速特性; F. Ferdaus等^[4]设计了总增压比为9.5的两级对转压气机; J. L. Kerrebrock等^[5]、T. Lengyel-Kampmann等^[6]进行了对转风扇气动设计。国内,王掩刚等^[7]设计了一种亚声速对转压气机,搭建了相关试验台,在此基础上进行了对转压气机流动机理、气动优化设计和流动控制方法的数值模拟和试验研究; 刘锡阳等^[8]分析了几种对转压气机气动布局构型,指出对转的最大特点和优势是利用反预旋来提高叶片负荷; 胡应交等^[9]提出了一种高负荷对转压气机气动设计方法; 赵庆军等^[10]开展了激波增压对转压气机气动设计研究; Sun S等^[11]给出了一种两级低反力度对转压气机的气动设计结果; Wang Z等^[12]也进行了对转压气机的设计研究; 杨小贺等^[13]、杨琳等^[14]探讨了转风扇气动设计技术; 于贤君等^[15]总结了常规高负荷轴流压气机设计参数的选取准则,并指出一维设计应合理选取气动和几何设计参数,从而保证设计的高负荷压气机具有较优的气动性能。

综上,国内外并未在详细分析对转压气机内部流动特点的基础上,充分权衡气动和几何设计参数之间的协调匹配性,进而进行对转压气机的

气动设计。通过对气动和几何设计参数之间协调匹配的充分权衡,在此基础上发展适用于对转压气机的设计参数选取准则和气动设计方法,对对转压气机气动设计具有重要的指导意义。

本文详细分析对转压气机内部流动特点,探讨对转压气机气动设计思路及方法,并在权衡气动和几何设计参数、前后转子设计参数之间的协调匹配性的基础上,完成1/2+1对转压气机气动方案设计,并通过全三维数值模拟来验证模型的气动性能。

1 1/2+1对转压气机特点分析

对转压气机气动布局在提升压气机进口相对马赫数、级增压能力,减少叶片排数等方面效果明显^[10]。这决定了对转压气机的气动性能与常规压气机存在明显差别,并导致对转压气机气动设计存在以下问题:

首先,对转压气机的特点决定了其将工作于较高的负荷系数下,高负荷系数对对转压气机内部流动产生巨大影响。第二排转子的高扩散因子,高相对马赫数,以及激波、边界层和叶顶泄漏流相互作用进一步强,导致流动分离,致使流动堵塞,影响各级压气机以及发动机各部件之间的匹配,还会出现失速裕度低等问题,最终易导致压气机喘振。

其次,负荷系数高导致通道内周向压力梯度较大,有利于二次流的形成,导致效率明显下降。另外,高相对马赫数使得叶片表面和端壁摩擦损失增加,边界层对通道内部流动的影响增强。

再次,级载荷的提升、相邻两排转子中间静子叶片排的取消,高负荷对转压气机内部的非定常流动现象如尾迹涡、叶顶泄漏流干涉等尤为突出,相邻两排转子的叶尖泄漏流动,由于两排转子间不存在静子,导致流动更剧烈的直接干涉效应;受前排转子叶尖泄漏流动的影响,后排转子叶尖存在更强的流动非定常效应,前后排转子叶片间的流场存在强烈的动-动干涉作用^[16],转子间内部流动机理更复杂。

最后,负荷沿弦向和叶高的合理分布对边界层、二次流和泄漏流等的控制具有重大意义。要

继续提高对转压气机的气动性能,必须对其激波、旋涡结构、激波与边界层干扰、粘性与无粘干扰、二次流动等三元粘性流动进行更深入的研究。由于目前还不能精确数值模拟压气机内部复杂流场,所以仍采用严密的理论分析和丰富的经验相结合的工程科学方法进行对转压气机气动设计。

由于对转的上述特点,对转压气机的设计准则需要重点权衡和考虑。

2 1/2+1 对转压气机气动设计方法探讨

2.1 气动设计指标

首先确定 1/2+1 对转压气机的气动设计指标如表 1 所示。表 1 的指标是对标 NASA Stage 35 典型单级压气机设计参考及文献[10]的 1/2+1 对转压气机设计指标选取确定的,设计指标的确定具有一定的先进性、典型性及可实现性。对转压气机设计目标是在保证效率的前提下,实现较高压比,并确保在一定流量范围内稳定工作。

表 1 1/2+1 对转压气机的气动设计指标
Table 1 Aerodynamic design indexes of the
1/2+1 counter-rotating compressor

参数	数值
质量流量 $\dot{m}/(\text{kg}\cdot\text{s}^{-1})$	21
绝热效率 η	>0.85
总增压比 π^*	>3
R1 转速 $n_{R1}/(\text{r}\cdot\text{min}^{-1})$	17 100

2.2 总体设计原则

为在保证效率的前提下,满足总增压比指标,从而实现高负荷的对转压气机设计,确定以下总体设计原则。

1) 为充分利用前排转子提供的反预旋,后排转子出口气体的平均绝对流动方向比进口更加偏离轴向,需要将气流方向调整至接近轴向,即气流偏离轴向的角度需小于 10° ,为下游的部件提供适当的进气方向。

2) 采用“高压比设计,降压比使用”的工程方法^[17],即对转压气机的设计点总增压比需高于设

计指标。

3) 考虑到真实叶片与端壁之间的倒角,会减小对转压气机的真实流量,因此设计流量应比设计指标大一些,但不超过 1%^[18]。

4) 子午流道采用等外径设计方案,以在提升效率的同时兼顾稳定裕度^[19]。采用等外径设计亦可充分利用较高的叶尖切线速度,提高 R2 的加功能力。此外,从负荷系数与扩散因子(D 因子)选取的角度考虑,亦可采用等外径方案。

5) 合理选取反预旋角度的大小,充分利用 R1 提供的反预旋,提升 R2 的加功能力。

6) 合理选取转子叶片排的负荷系数,以控制激波强度;适当加大 R1 叶根的气动弯角,以提升加功能力。气动弯角受到叶型表面特别是吸力面边界层形成和发展的限制^[20],合理选择各叶片排的扩散因子,以控制基元叶型损失、保证效率。

7) 初始设计时选取较低的流量系数,同时保证 R1 出口相对气流角在合适的范围之内。

8) R1 采用较小的进口轮毂比,从而控制 R1 进口相对马赫数,轮毂比取过小的值,会造成气动设计的困难^[20],故需限制轮毂比的最小值;同时减小 R1 叶片展弦比,以控制 R1 叶尖切线速度。

9) R2 高进口相对马赫数产生的激波损失和叶型损失是对转压气机的主要损失来源^[13],R2 叶尖切线速度显著影响对转压气机效率,故需合理选择 R1 与 R2 的转速比。

2.3 一维设计参数

合理选取无量纲和有量纲的设计参数,是一维设计的关键。各设计参数的权衡主要为:

1) 气动设计参数和几何设计参数之间的协调匹配,即通过气动设计参数,确定对转压气机初始几何。

2) 前后两排转子之间,各设计参数的协调匹配性。这也是对转压气机与常规压气机的设计参数选取的主要区别。

基于以上考虑,一维设计参数选取的分析如下(注:由于采用等外径设计,各设计参数均为叶尖处取值):

1) 为合理控制叶尖切线速度,降低 R2 高进口相对马赫数产生的激波损失和叶型损失,从而提

高气动效率,转速比不能太高,但转速比太低则达不到对转压气机压比的要求。经权衡及计算,R1和R2的设计点转速比取0.82,对应叶尖切线速度分别为420、340 m/s。

2) 负荷系数决定级压比^[21],同时影响级效率。参考常规高负荷转子叶片排的叶尖负荷系数可取0.65以上,确定对转压气机的负荷系数。但因R2高加功量、且转速低于R1,负荷系数取0.71,R1则取0.48。

3) 流量系数同时影响级压比和级效率,与轴向马赫数(流通能力)密切相关。流量系数取值过高则导致级效率和失速裕度的降低^[22]。R1取0.35,R2转速低于R1,流量系数取0.30。

4) 扩散因子亦决定级压比,并与级效率相关联。由于采用对转增压,R2的扩散因子取值应比R1大,并且为控制基元边界层分离而产生的叶型损失,R1、R2和S2的D因子分别取0.46、0.63和0.58。

5) 进口单位迎风环面流量,与进口轴向马赫数和压气机的径向尺寸有关,故影响气动与几何设计参数。对转压气机在保证效率的前提下,应尽可能提高进口单位迎风环面流量。但为避免流动通道发生堵塞、导致效率降低,选取进口单位迎风环面流量 G_d 约为 $160 \text{ kg}/(\text{s}\cdot\text{m}^2)$ 。

6) 展弦比取值显著影响级压比,但过小的展弦比加剧通道内的二次流动,导致效率下降;展弦比过小亦会导致压气机轴向长度的增加和几何尺寸的增大,对减重不利^[23]。综合考虑气动性能和部件尺寸重量,R1、R2和S2展弦比分别取0.83、0.65和1.22。

7) 稠度较小时,单排叶片数量更少,对减重有利^[24],但稠度过小导致压气机效率的急剧下降,权衡后R1、R2和S2稠度分别取1.47、1.84和1.64。

8) 压气机级的进口轮毂比减小,有利于减小径向尺寸,进而减轻部件重量,但过小的轮毂比使设计难度增加。R1、R2和S2进口轮毂比分别取0.50、0.69和0.73。

根据以上权衡分析,完成了压气机的一维气动设计的基元速度三角形如图1所示,其中红线、蓝线分别代表R1进、出口速度三角形,黑线、绿线分别为R2进、出口速度三角形。

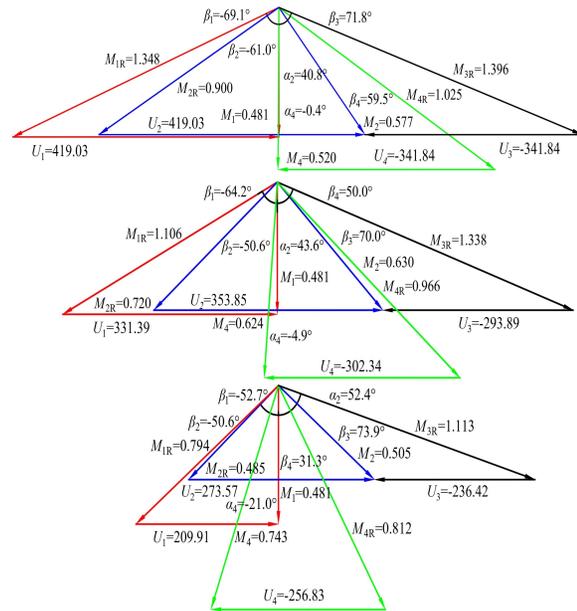


图1 基元速度三角形(从上到下依次为叶尖、中径和叶根,切线速度单位:m/s)

Fig. 1 Elementary velocity triangle (from top to bottom, including blade tip, mean diameter, and blade root, tangential velocity unit: m/s)

设计的对转压气机子午面流道如图2所示。其中,与流动方向近似垂直的黑线为准正交线,红线是叶片的前、后缘,绿线是叶片排交界面。

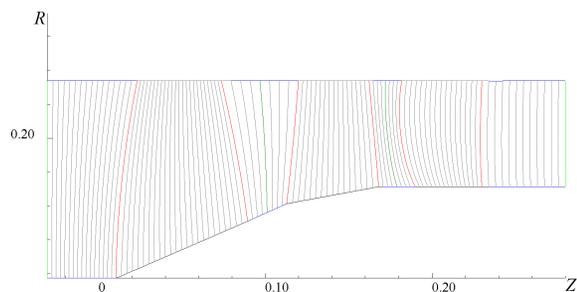


图2 子午面流道(长度单位:m)

Fig. 2 Meridian plane flowpath (length unit: m)

2.4 二维气动设计

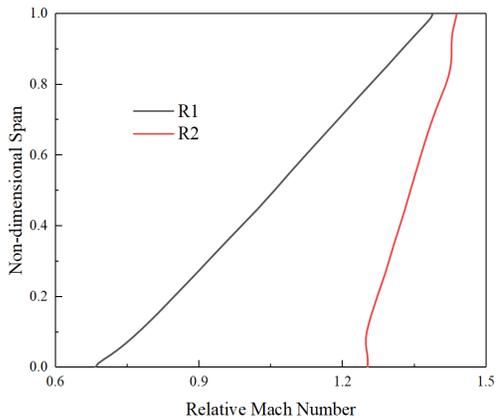
2.4.1 S_2 流面的二维通流设计

二维通流设计结合损失模型,对 S_2 流面求解,进行对转压气机气动设计。

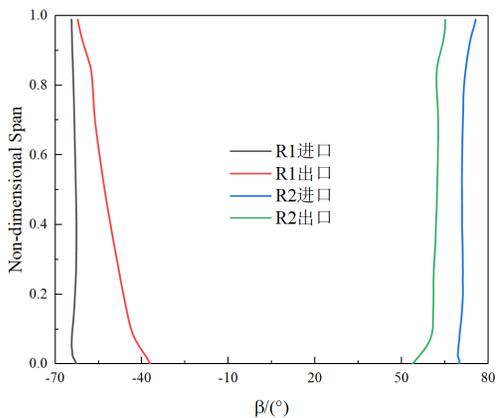
二维通流设计采用正问题方法,通过改变对转压气机各叶片排、不同叶高处基元的进、出口几何角,调整加功量沿流向和展向的分布。根据二维通流计算结果,调整各叶片排、不同叶高处基元的进、出口几何角和弦长,以及叶尖间隙和叶片排轴向间隙。叶尖间隙和叶片排轴向间隙的取值显

著影响对转压气机气动性能^[25-27],应合理选取。重复以上过程直至二维通流计算得到的攻角、内部脱轨角和落后角等参数总体位于合理区间。

二维通流设计给出的对转压气机各转子叶片排部分气动参数沿叶片展向的分布如图3所示。从图3(a)可以看出:R1和R2叶尖进口相对马赫数均控制在1.4,但R1为跨声速转子叶片排,R1提供的进口反预旋提高了R2相对马赫数,因此R2为全展向超声速叶片排。从图3(b)可以看出:R1相对气流转折角从叶根的35°逐渐减小到叶尖的2°,为常规叶片负荷;R2负荷较高,相对气流转折角的展向变化幅度较小,因此R2主要通过激波增压,而不是气流转折增压。



(a) 进口相对马赫数



(b) 进、出口相对气流角

图3 各转子叶片排气动参数的展向分布

Fig. 3 Spanwise distribution of aerodynamic parameters for each rotor

2.4.2 S_1 流面的基元叶型设计

S_1 流面的计算精度对基元叶型设计具有重要影响。基元叶型设计采用正问题方法,应用计及

损失及子午面流道的收缩效应的计算模型,进行 S_1 流面计算,校核气流转折和损失,设计对转压气机各叶片排适用的叶型。选取 S_1 流面中定义的初始叶型,调整各叶片排的叶根、中径和叶尖3个相对展向高度叶型截面的最大厚度及其相对弦长的位置,叶型最大挠度相对中弧线的位置,前缘及后缘形状、半径和轴比等,改善叶片后缘部分的边界层分离和叶栅通道内的激波强度,及强逆压梯度,减小流动分离损失,并进行迭代计算,直至获得合理的计算结果。

为通过基元叶型设计实现二维通流设计所期望的负荷分配,叶型的选择很重要。选取多圆弧叶型为初始叶型,并对各叶片排不同叶高处的基元叶型进行优化,以降低激波损失。将基元叶型的最大厚度相对位置后移可降低激波损失,因此在基元叶型设计中,R1和R2的基元叶型最大厚度相对位置后移到了70%相对弦长之后;另外调整各叶片排前后缘半径为叶型最大厚度的5%~10%。叶型前缘形状对基元叶型的临界马赫数有较大影响,优化前缘形状,确保激波强度弱、损失小。叶型后缘厚度分布对落后角影响较大,应合理选取叶片的后缘半径。对转压气机各叶片排均采用椭圆形前、后缘,以减少损失。

基于上述分析,所设计的压气机不同截面叶型如图4所示,其中红色为各叶片排叶尖、绿色为中径和蓝色为叶根的叶型。

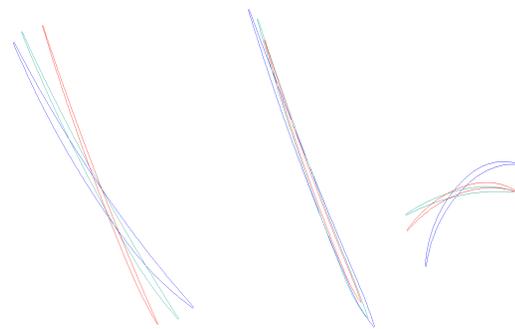


图4 不同压气机截面叶型

Fig. 4 Different cross-sectional blade profile of the counter-rotating compressor

2.5 三维叶片造型

叶片三维造型是成功设计高气性能对转压气机的关键。根据二维气动设计结果,确定基元叶型的积叠规律、叶片的弯角及掠角沿叶高的分

布,进行三维叶片造型。最后进行全三维CFD数值计算校核,进行修型,并迭代给出最佳设计方案。基于全三维CFD数值计算的结果进行设计、优化的方法在一定程度上弥补了 S_1 和 S_2 流面流场求解方法无法完全考虑粘性损失的不足,提高了设计精准度和可靠性。对转压气机各排叶片均采用重心积叠后,所设计的三维叶片造型如图5所示。

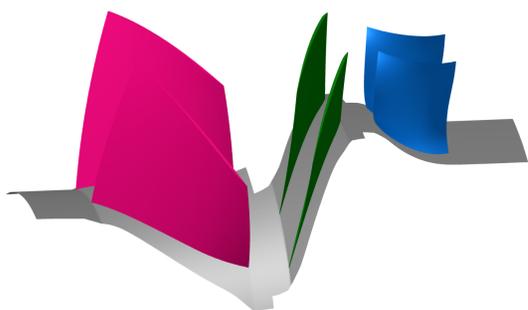


图5 三维叶片造型

Fig. 5 Three-dimensional blade modeling

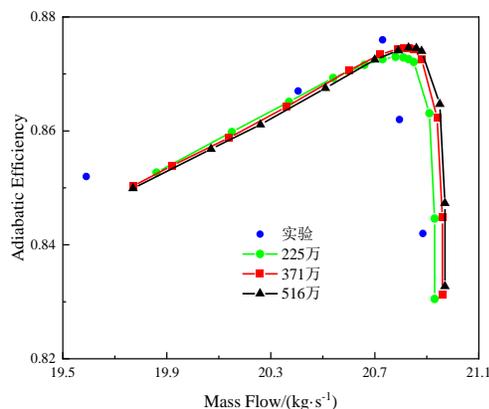
3 三维数值校验

3.1 数值方法验证

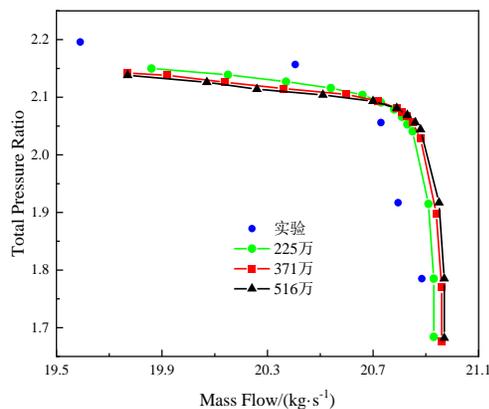
采用Jameson发展的有限体积法,求解RANS方程组及S-A湍流模型方程。数值模拟选用二阶中心差分格式,采用四阶Runge-Kutta方法进行时间推进求解,数值模拟的 $CFL=3$,选择多重网格和隐式残差光滑等数值技术加速流场解的收敛。流场区域的交界面采用文献[28]提出的完全非匹配混合平面方法进行插值处理。由于各叶片排具有周期对称性,因此为提高计算效率、节约计算成本,取对转压气机的单通道进行数值计算^[29]。在确保网格长宽比、正交性、相邻网格增长比满足要求的前提下,并进行了网格无关性验证,使计算结果可靠。

为检验上述数值计算方案的可行性及精度,选择的验证算例为轴流转子Rotor37。该高负荷转子入口为跨声速流动,并且其设计流量与本文的对转压气机相当。采用 2.25×10^6 、 3.71×10^6 及 5.16×10^6 等3套网格节点进行数值计算。数值模拟的气动性能曲线与实验测量结果对比如图6所示,可以看出:数值模拟给出的压气机效率和压比曲线与实验结果^[30]基本相符;网格节点数为 3.71×10^6 时,已能够满足网格无关性。表明本文

采用的数值模拟方法满足压气机流场求解精度的要求。



(a) 绝热效率 VS 质量流量



(b) 总增压比 VS 质量流量

图6 实验与数值模拟的Rotor 37性能对比曲线
Fig. 6 Comparison of the performance of Rotor 37 between experimental and numerical results

3.2 整体气动性能

全三维CFD数值计算得到1/2+1对转压气机的气动性能曲线如图7所示。气动性能曲线由选取背压比2.3~3.0每间隔0.1,以及最高效率点、设计点和近失速点共11个工况点的计算得到。对转压气机设计点性能为质量流量21kg/s,绝热效率88.44%,总增压比3.097。

S_2 、 S_1 流面计算和全三维CFD数值计算得到的1/2+1对转压气机最终设计方案的总体气动性能如表2所示,其中 η 为绝热效率, π^* 为总增压比, \dot{m} 为质量流量。可以看出: S_1 和 S_2 流面数值模拟结果,能够预估对转压气机的气动性能。

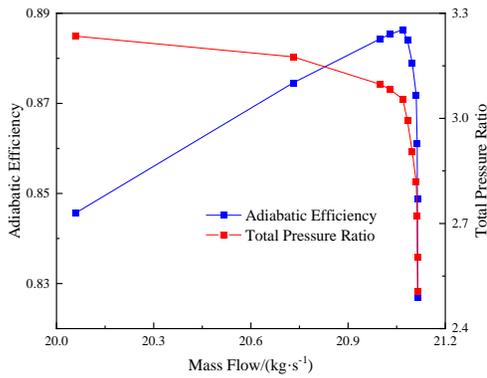


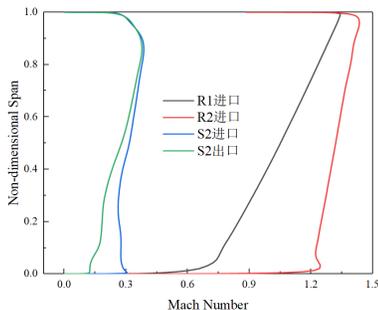
图7 设计的对转压气机性能预示曲线
Fig. 7 Performance prediction of the designed counter-rotating compressor

表2 各数值计算类型计算得到的设计点工况气动性能
Table 2 Aerodynamic performance comparison of different numerical calculation types at design point operating condition

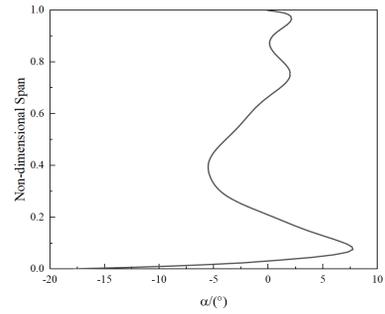
Type	$\eta/\%$	π^*	$\dot{m}/(\text{kg}\cdot\text{s}^{-1})$
S ₂ 计算	84.48	3.108	21.57
S ₁ 计算	87.86	3.046	21.64
CFD	88.44	3.097	21.00

3.3 设计工况气动参数沿展向分布

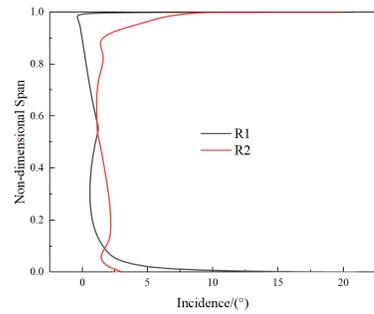
设计点工况各叶片排气气动参数的展向分布如图8所示。图8(a)为各叶片排马赫数分布,其中R1和R2为相对马赫数,S2为绝对马赫数。可以看出:R1、R2分别为跨声速、超声速转子叶片排;S2出口平均马赫数减小。图8(b)为S2出口气流角沿叶高的分布,可见除轮毂边界层区域外,其他展向高度的出口气流角均小于10°,满足设计要求。图8(c)为转子叶片排进口攻角的分布。为保证效率,R1采用较小的进口攻角,并减小了叶尖的攻角;R2流速较快、攻角较大,因此气动负荷较高。图8(d)是转子叶片排总增压比的分布,可见R1和R2的总增压比从叶根到叶尖总体上升,设计结果合理。



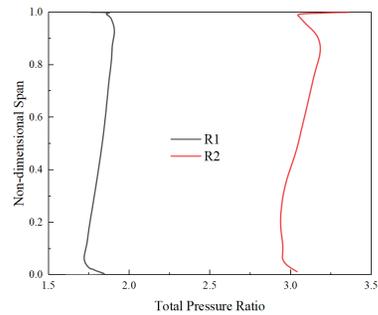
(a) 进、出口马赫数



(b) S2出口气流角



(c) 进口攻角



(d) 总增压比

图8 各叶片排气气动参数展向分布
Fig. 8 Spanwise distribution of aerodynamic parameters for each blade rows

综上所述,应用所提出的设计方法设计的对转压气机满足要求。

3.4 峰值效率工况流场马赫数分布

峰值效率工况如图9所示,对转压气机98%、50%和2%相对叶高流场马赫数分布云图。图中,沿气体流动方向从左至右依次为R1、R2和S2,其中转子叶片排R1和R2为相对马赫数,静子叶片排S2是绝对马赫数。从图9(a)和图9(b)可以看出:R1和R2流动通道内均存在前缘激波与通道激波组成的激波系,各叶片排流动通道均未出现大尺度的分离流动。图9(c)中,R2近轮毂端壁低速区

的产生原因,为R2流动通道中强逆压梯度、激波/边界层干扰诱导的边界层分离流动;S2的5%相对叶高流场,由于气流转折角较大,边界层分离,流动损失有所增加。但各叶片排流动通道均未出现大尺度的分离流动,因此所设计的压气机通流特性较好,能够满足气动性能指标。

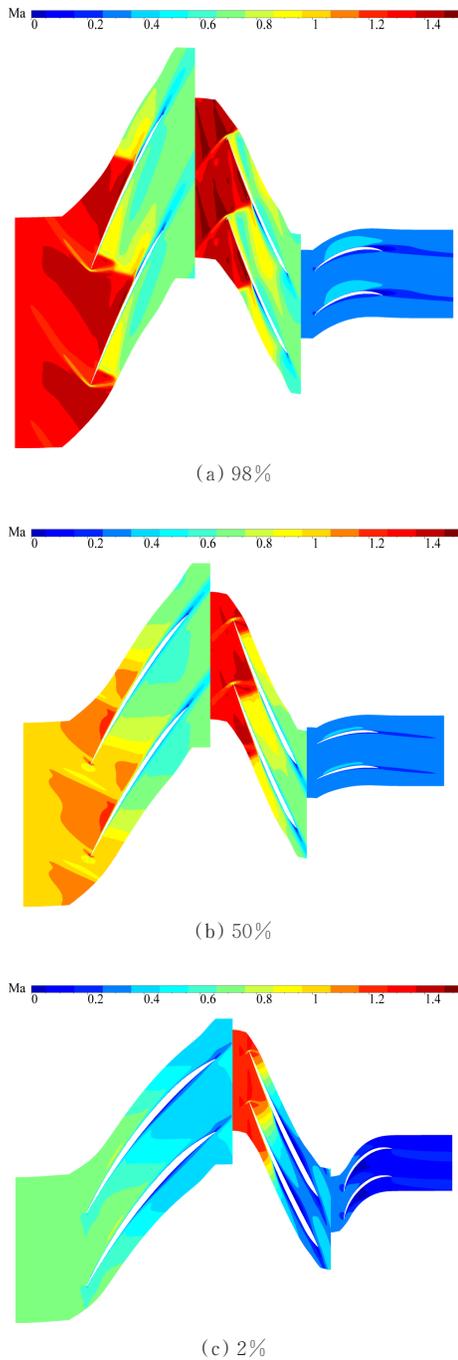


图9 峰值效率工况不同相对叶高流场马赫数
Fig. 9 Flowfield Mach number for different blade heights of peak efficiency operating condition

3.5 轮毂附近流动结构

设计的对转压气机的R1轮毂附近空间流线与R1出口截面熵分布云图如图10所示。图中的流动方向为从左到右。图中红色流线为R1流动通道的边界层流线、绿色及蓝色分别为马蹄涡压力面和吸力面的分支流线^[29]。轮毂端壁附近虽然存在二次流动效应,但强度较弱。

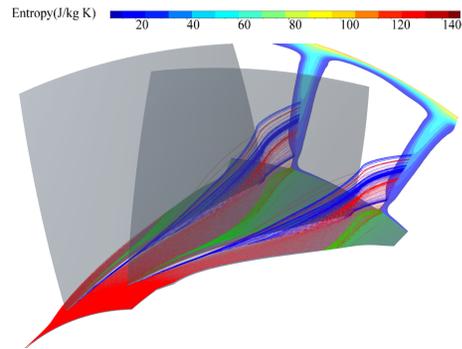


图10 R1轮毂附近空间流线及出口熵分布云图
Fig. 10 Spatial streamline distributions near hub of the rotor1 and entropy distribution contour at outlet section of the rotor1

对转压气机R2轮毂附近空间流线分布图如图11所示,图中红、绿及蓝色流线含义见图10的阐述,此处从略。R2通道内虽然存在激波,但由于通过精细设计叶型和三维叶片造型,通道内的流场较为合理,未出现大尺度分离流动。

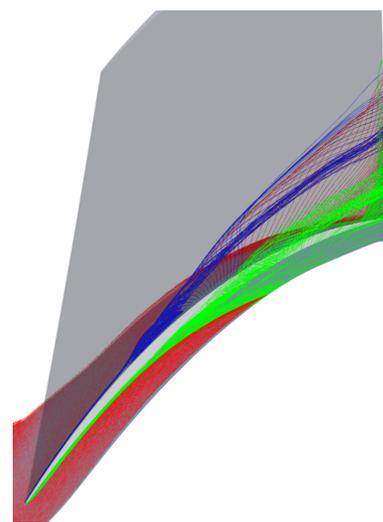


图11 R2轮毂附近空间流线
Fig. 11 Spatial streamline distributions near hub of the rotor2

4 结 论

1) 转子叶片排 R1 和 R2 间设计参数的协调匹配,对最终设计结果有至关重要的影响。R2 负荷系数和 D 因子等无量纲气动设计参数取值应充分权衡,避免所设计的压气机内部出现大尺度流动分离。

2) 应合理选取各叶片排基元叶型最大厚度和最大厚度的相对位置,及基元叶型前、后缘形状,以减少叶型损失,确保激波强度小、损失小。

参 考 文 献

- [1] FREEDMAN J H. Design of a multi-spool, high-speed, counter-rotating aspirated compressor [D]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, 2000.
- [2] KIRCHNER J. Aerodynamic design of an aspirated counter-rotating compressor [D]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, 2002.
- [3] TIWARI M. Axial compressor design with counter-rotation and variable RPM for stall mitigation [D]. Daytona Beach: Embry-Riddle Aeronautical University, 2014.
- [4] FERDAUS F, KUMAR N, SAKTHIVEL G, et al. Stage reduced counter-rotating axial compressor for jet engine [J]. International Journal for Simulation and Multidisciplinary Design Optimization, 2021, 12: 1-11.
- [5] KERREBROCK J L, EPSTEIN A H, MERCHANT A A, et al. Design and test of an aspirated counter-rotating fan [J]. Journal of Turbomachinery, 2008, 130(2): 293-302.
- [6] LENGYEL-KAMPMANN T, BISCHOFF A, MEYER R, et al. Design of an economical counter rotating fan: comparison of the calculated and measured steady and unsteady results [C]// Proceedings of ASME Turbo Expo 2012. Copenhagen: ASME, 2012: 323-336.
- [7] 王掩刚, 刘波, 陈云永, 等. 双级对转压气机流场分析研究 [J]. 西北工业大学学报, 2006, 24(1): 97-101.
WANG Yangang, LIU Bo, CHEN Yunyong, et al. Flow field investigation of dual stage counter-rotating compressor [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2006, 24(1): 97-101. (in Chinese)
- [8] 刘锡阳, 赵晓路. 高负荷对转压气机基本分析及设计 [C]// 2007 年热机气动热力学学术会议. 绍兴: 中国工程热物理学会, 2007: 251-258.
LIU Xiyang, ZHAO Xiaolu. Basic analysis and design of high load counter-rotating compressor [C]// 2007 Academic Conference on Thermodynamics of Heat Engine Aerodynamics. Shaoxing: Chinese Society of Engineering Thermophysics, 2007: 251-258. (in Chinese)
- [9] 胡应交, 王松涛. 一种对转压气机气动设计方法及其验证 [J]. 航空动力学报, 2014, 29(5): 1135-1144.
HU Yingjiao, WANG Songtao. An aerodynamic design method and verification for counter-rotating compressor [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(5): 1135-1144. (in Chinese)
- [10] 赵庆军, 周小勇, 赵巍, 等. 对转压气机内部流动机理及设计方法研究 [J]. 中国科学: 技术科学, 2020, 50(10): 1359-1375.
ZHAO Qingjun, ZHOU Xiaoyong, ZHAO Wei, et al. Counter-rotating compressor flow mechanism and aerodynamic design [J]. Scientia Sinica Technologica, 2020, 50(10): 1359-1375. (in Chinese)
- [11] SUN S, WANG S, ZHANG L, et al. Design and performance analysis of a two-stage transonic low-reaction counter-rotating aspirated fan/compressor with inlet counter-swirl [J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 111(3): 1-17.
- [12] WANG Z, YUAN W, LI Q, et al. Experimental investigation on the stall inception of a counter-rotating compressor [C]// Proceedings of ASME Turbo Expo 2012. Copenhagen: ASME, 2012: 2405-2415.
- [13] 杨小贺, 单鹏. 两类对转风扇的设计与气动特征数值研究 [J]. 航空动力学报, 2011, 26(10): 2313-2322.
YANG Xiaohe, SHAN Peng. Aerodynamic design and investigation of two counter-rotating fans [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(10): 2313-2322. (in Chinese)
- [14] 杨琳, 陈雷, 孙海, 等. 对转风扇设计技术研究 [J]. 航空学报, 2014, 35(5): 1226-1235.
YANG Lin, CHEN Lei, SUN Hai, et al. Investigation of counter rotating fan design technology [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(5): 1226-1235. (in Chinese)
- [15] 于贤君, 梁军, 符渡, 等. 高性能高负荷轴流压气机设计参数选取分析 [J]. 工程热物理学报, 2020, 41(8): 1883-1894.
YU Xianjun, LIANG Jun, FU Du, et al. Analysis for design parameters of high-performance and highly loaded axial compressors [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2020, 41(8): 1883-1894. (in Chinese)
- [16] 高丽敏, 王磊, 茅晓晨, 等. 缝式机匣处理对对转压气机的扩稳机理 [J]. 航空动力学报, 2023, 38(3): 640-654.
GAO Limin, WANG Lei, MAO Xiaochen, et al. Mechanism of stability improvement with slot casing treatment in counter-rotating compressor [J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(3): 640-654. (in Chinese)
- [17] 陈江, 刘太秋, 李孝堂, 等. 五级轴流压气机气动设计数值研究 [J]. 工程热物理学报, 2010, 31(6): 943-946.
CHEN Jiang, LIU Taiqiu, LI Xiaotang, et al. Aerodynamic design of five stage axial compressor by numerical simulation [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2010, 31(6): 943-946. (in Chinese)
- [18] 王立志, 阳诚武, 张香华, 等. 级负荷系数为 0.42 的小流

- 量轴流压气机设计与试验验证[J]. 航空发动机, 2016, 42(3): 54-60.
WANG Lizhi, YANG Chengwu, ZHANG Xianghua, et al. Design and measurements for a smallflow rate axial compressor with stage work coefficient of 0.42 [J]. Aeroengine, 2016, 42(3): 54-60. (in Chinese)
- [19] 李清华, 安利平, 徐林, 等. 高负荷轴流压气机设计与试验验证[J]. 航空学报, 2017, 38(9): 161-171.
LI Qinghua, AN Liping, XU Lin, et al. Design and test validation of high load axial-flow compressor[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(9): 161-171. (in Chinese)
- [20] 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.
GUI Xingmin, TENG Jinfang, LIU Baojie, et al. Compressor aerothermodynamics and its applications in aircraft engines[M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2014. (in Chinese)
- [21] DICKENS T, DAY I. The design of highly loaded axial compressors [J]. Journal of Turbomachinery, 2011, 133(3): 1-10.
- [22] CUMPSTY N A. Compressor aerodynamics[M]. Harlow: Longman Scientific & Technical, 2004.
- [23] 陈懋章. 风扇/压气机技术发展和对今后工作的建议[J]. 航空动力学报, 2002, 17(1): 1-15.
CHEN Maozhang. Development of fan/compressor techniques and suggestions on future researches [J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(1): 1-15. (in Chinese)
- [24] 刘永泉, 刘太秋, 季路成. 航空发动机风扇/压气机技术发展的若干问题与思考[J]. 航空学报, 2015, 36(8): 2563-2576.
LIU Yongquan, LIU Taiqiu, JI Lucheng. Some problems and thoughts in the development of aero-engine fan/compressor [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(8): 2563-2576. (in Chinese)
- [25] 刘波, 茅晓晨, 张鹏, 等. 对转压气机叶尖间隙效应对其性能影响的研究[J]. 推进技术, 2016, 37(5): 815-825.
LIU Bo, MAO Xiaochen, ZHANG Peng, et al. Research on effects of tip clearance on performance of a contra-rotating compressor [J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(5): 815-825. (in Chinese)
- [26] 王掩刚, 牛楠, 刘波, 等. 双级对转压气机轴向间隙对性能的影响[J]. 航空动力学报, 2010, 25(3): 531-536.
WANG Yangang, NIU Nan, LIU Bo, et al. Investigation into effects of axial spacing on performance of a dual-stage counter-rotating compressor [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(3): 531-536. (in Chinese)
- [27] 高丽敏, 李瑞宇, 李晓军, 等. 轴向间隙对对转压气机失速性能的影响[J]. 推进技术, 2015, 36(12): 1802-1808.
GAO Limin, LI Ruiyu, LI Xiaojun, et al. Effects of axial gap on stall characteristics of contra-rotating compressor [J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(12): 1802-1808. (in Chinese)
- [28] 邓小明, 高丽敏, 高磊, 等. 对转压气机叶排交界面参数传递的数值研究[J]. 航空动力学报, 2015, 30(6): 1460-1469.
DENG Xiaoming, GAO Limin, GAO Lei, et al. Numerical investigation of parameters transmission on blade rows interface of contra-rotating compressor [J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(6): 1460-1469. (in Chinese)
- [29] 吴天元, 刘景源. 叶片倒角对1/2+1对转压气机气动性能影响的数值研究[J]. 气动研究与试验, 2023, 1(5): 80-92.
WU Tianyuan, LIU Jingyuan. Numerical study on effects of blade fillets on aerodynamic performance of 1/2+1 counter-rotating compressor [J]. Aerodynamic Research & Experiment, 2023, 1(5): 80-92. (in Chinese)
- [30] SUN S, WANG S, CHEN S, et al. The impact of various forward sweep angles on the performance of an ultra-high-load low-reaction transonic compressor rotor [J]. Applied Thermal Engineering, 2019, 150: 953-966.
- 作者简介:**
刘景源(1976—),男,博士,副教授。主要研究方向:航空宇航推进理论与工程。
吴天元(1993—),男,硕士,工程师。主要研究方向:对转压气机气动设计。

(编辑:马文静)