

离心叶轮圆钝型叶片前缘对燃气涡轮 起动机性能的影响

樊小倩^{1,2}, 黄松^{1,2}, 白杰^{1,2}, 朱家桢^{1,2}

(1. 中国航空工业集团公司 金城南京机电液压工程研究中心, 江苏 南京 211106;
2. 中国航空工业集团公司 航空机电系统综合航空科技重点实验室, 江苏 南京 211106)

摘要: 本文以某燃气涡轮起动机的离心叶轮为研究对象, 首先采用试验方法研究了加工导致的圆钝型叶片前缘(圆弧过度的钝头前缘)形状对燃气涡轮起动机整机性能的影响, 进一步采用CFD数值仿真方法对原模型(I型)及两种圆钝型前缘(II型、III型)离心压气机部件的性能进行了对比研究。研究表明: 离心叶轮叶片的圆钝型前缘使起动机整机的正常起动时间增加11.6%, 失效起动输出轴脱开转速降低10.7%, 最大输出功率减小16.8%, 起动机性能显著下降; 圆钝型叶片前缘导致压气机的堵塞流量下降, 最高压比下降, 峰值效率下降, 主要归因于离心叶轮叶片附面层损失及尾缘流动损失增大。

关键词: 燃气涡轮起动机; 离心叶轮; 前缘形状; 圆钝型; 输出功率

中图分类号: V231.3 文献标识码: A DOI: 10.16146/j.cnki.rndlgc.2024.10.009

[引用本文格式] 樊小倩, 黄松, 白杰, 等. 离心叶轮圆钝型叶片前缘对燃气涡轮起动机性能的影响[J]. 热能动力工程, 2024, 39(10): 76-85. FAN Xiaoqian, HUANG Song, BAI Jie, et al. Influence of circular blunt leading edge of centrifugal impeller blade on performance of gas turbine starter[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2024, 39(10): 76-85.

Influence of Circular Blunt Leading Edge of Centrifugal Impeller Blade on Performance of Gas Turbine Starter

FAN Xiaoqian^{1,2}, HUANG Song^{1,2}, BAI Jie^{1,2}, ZHU Jiazhen^{1,2}

(1. AVIC Jincheng Nanjing Electromechanical and Hydraulic Engineering Research Center, Nanjing, China, Post Code: 211106;
2. Key Laboratory of Integrated Aviation Science and Technology of Aviation Electromechanical System of AVIC, Nanjing, China, Post Code: 211106)

Abstract: Taking the centrifugal impeller used on a gas turbine starter as research object, experimental methods were used firstly to study the influence of circular blunt leading edge (blunt leading edge with excessive arc) shape due to processing on the overall performance of gas turbine starter. Further analysis was conducted using CFD numerical simulation to compare the performance of the original model (model I) and two types of circular blunt leading edges (model II, model III) centrifugal compressors. The research results indicate that centrifugal impeller blade with circular blunt leading edge increases the normal starting time of the starter by 11.6%, reduces output shaft disengagement speed of defunct starting by 10.7%, reduces maximum output power by 16.8%, the performance of starter is degraded significantly; and the circular blunt leading edge reduces the blocking flow, the maximum pressure ratio and the peak efficiency of compressor. The main reason is the increase in boundary layer loss and flow loss at the trailing edge of the centrifugal impeller blade.

Key words: gas turbine starter, centrifugal impeller, leading edge shape, circular blunt, output power

收稿日期: 2024-04-14; 修订日期: 2024-06-19

基金项目: 中国航空工业集团创新专项(Y Y20012-02)

Fund-supported Project: AVIC Innovation Special Project (Y Y20012-02)

作者简介: 樊小倩(1989-), 女, 中国航空工业集团公司金城南京机电液压工程研究中心工程师。

引 言

离心压气机是燃气涡轮起动机核心部件之一。受加工设备、加工工艺及加工成本限制,实际加工制造的离心压气机叶片前缘与设计要求存在不可避免的几何偏差,由此导致燃气涡轮起动机输出功率分散性大,影响了起动机性能。

压气机叶片前缘形状一直是国内外流体机械领域科研工作者聚焦的重点。国外, Walraevens 等人^[1]对比了圆弧形叶片前缘和椭圆形叶片前缘对流场的影响,发现椭圆形前缘可以抑制附面层发展,扩大了叶片攻角范围、降低流动损失。Suder 等人^[2]通过实验方法研究了高速轴流压气机动叶的叶片表面粗糙度和厚度对叶片气动性能的影响,结果表明,相对于叶片其他部位,叶片前缘的局部表面形状变化能直接影响附面层发展,对叶片的性能有决定性的作用。Goodhand 等人^[3]引入 11 个叶片优化参数并对椭圆形前缘进行了优化,优化设计后,前缘吸力峰消除,叶型攻角范围扩大。在国内,初雷哲等人^[4],刘火星等人^[5],董雷等人^[6]的研究也表明椭圆形前缘能够改善叶片前缘流动,提升压气机性能。在圆弧和椭圆叶片前缘的基础上,陆宏志等人^[7-8]提出了一种带平台的圆弧形前缘,宋寅等人^[9-10]提出了一种曲率连续的叶片前缘,改善了压气机的性能。

然而,以上研究在对压气机部件的性能影响因素进行探讨时并未结合压气机工程实际中由于加工精度、道具磨损、残余应力等因素造成的加工的误差^[11-12]。Garzon^[13]对大量压气机叶片进行测量,结果表明,加工误差客观存在且大小及位置表现出高度的随机性,而这样的偏差会导致叶片性能无法满足设计要求。Roberts^[14]的研究指出,压气机叶片前缘加工误差会导致单位推力燃油消耗率增加 3%,甚至更多,由此可见叶片前缘加工质量的重要性。Lange 等人^[15]对高压压气机进行研究时发现,与叶片最大厚度误差、弦长误差等几何参数比,前缘半径误差对等熵效率的影响最为显著。Goodhand

等人^[16]的数值研究表明,叶片前缘加工误差会导致叶片稳定工作范围减少 10%。Elmstrom 等人^[17]数值方法分析了涂层厚度非均匀分布的前缘形状对叶型损失的影响,得出非均匀涂层的厚度参数在 0.25 以下或偏差值在 0.005 mm 时对压气机性能的影响较小,但实际加工很难实现。近几年国内学者开始关注叶片前缘加工误差对压气机叶片气动性能的影响。文献[18]对 50 个发动机叶片前缘和尾缘轮廓的三坐标测量结果进行统计分析,发现前缘圆弧形状占 75%,而前/尾缘削边、平头等加工缺陷占比达 25%。高丽敏等人^[19],刘佳鑫等人^[20]的研究结果表明,叶型前缘的半径、形状误差是影响性能的主要因素。程超等人^[21]的研究表明,叶片前缘加工误差对压气机叶片的效率、压比均有显著影响。吴东等人^[22]利用试验方法研究了叶片加工中常见的几种特殊前缘,平头前缘和尖头前缘的叶型将会放大本来的叶型损失。李乐等人^[23]和王浩浩等人^[24]重点研究了加工误差导致的钝头前缘,结果表明钝头前缘会使叶片的气动性能恶化。

对于批量加工的离心压气机叶片,工程实际中采用 100% 外观检测 + 叶型抽检的方式。尖边、削边、平头形态的前缘在过程控制阶段可以识别,而呈圆弧过度的钝头前缘(圆钝前缘)及轻微偏头的前缘无法识别。本文对 30 件即将安装于燃气涡轮起动机离心叶轮进行叶型的三坐标计量,结果表明,8 件叶轮叶片前缘呈圆钝型。虽然众多学者研究了叶片前缘形状对压气机性能的影响,但前缘形状对整机性能影响的研究较少。

本文将不同前缘形状的离心叶轮装于同一台起动机进行对比试验,揭示由于加工导致的圆钝型前缘对燃气涡轮起动机整机性能的影响,并利用数值方法深入分析圆钝型前缘对离心压气机气动性能的影响机理。

1 试验研究

1.1 研究对象

本文试验所用的燃气涡轮起动机结构如图 1 所示。该起动机由起动电机、伞齿轮箱、燃气发生器、

后端齿轮箱组件、燃油调节与控制系统、滑油系统、点火系统及电气系统组成。结构和工作原理类同于1台小型燃气轮机。图2为起动机结构简图,核心零件由1级离心压气机(包括离心叶轮、径向扩压气器及轴向扩压器)、环形回流燃烧室、1级燃气涡轮、1级动力涡轮组成,燃气涡轮与离心压气机同轴,动力涡轮为自由涡轮。

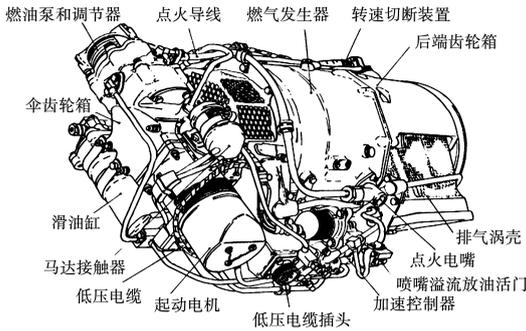


图1 燃气涡轮起动机结构

Fig.1 Gas turbine starter structure

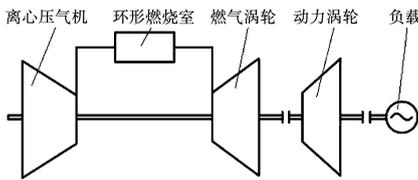


图2 起动机结构简图

Fig.2 Structural diagram of starter

燃气涡轮起动机在飞机上的工作方式分为地面启动主发动机及冷运转发动机。地面启动发动机的启动过程为:电机带动燃气涡轮轴转动,同时供油点火,燃气涡轮转速在10 s内加速至63 000~65 000 r/min的稳定转速。动力涡轮通过传动比为11:1的减速器与输出轴连接,输出轴与主发动机连接,当输出轴带动主发动机从零转速加速到一定转速时,发动机点火工作,此后在发动机涡轮提供的部分功及起动机动力涡轮输出轴功的共同作用下带动发动机加速。当发动机转速带转到 $5\,720 \pm 100$ r/min时,在离合器的作用下,起动机输出轴与发动机脱开。冷运转发动机的启动过程为:发动机不点火,起动机带转发动机运转 60^0_{-2} s后,起动机停止工作。

本文的研究对象为图3所示的离心叶轮,叶轮直径为129.54 mm,13个叶片沿圆周均匀分布,采用三坐标计量。图3中叶片B、C、D、E截面的空间点坐标,生成叶片截面的离散点轮廓。三坐标的计量精度与测量对象的特征长度有关。本文研究的叶轮叶型最远点的计量误差为 $\pm 2.5 \mu\text{m}$ 。

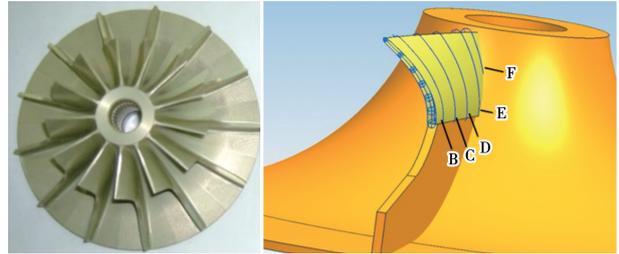


图3 离心叶轮

Fig.3 Centrifugal impeller

在30件计量样本中选取两件叶片前缘差异较大的离心叶轮,编号为1号、2号。图4为两叶轮叶型计量结果与理论叶型轮廓的对比图。1号为与理论叶型符合较好的样本,2号为8件圆钝形前缘叶轮中最典型的样本。两叶片除前缘外的其他位置与理论叶型位置重合度较好。

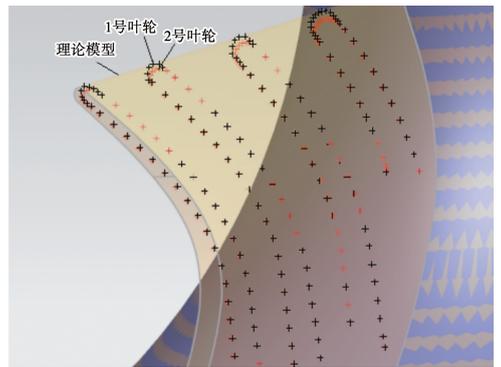


图4 叶型计量结果与理论叶型轮廓对比图

Fig.4 Comparison between measurement results and theoretical blade profile

1.2 试验方案及过程

性能对比试验在同一台燃气涡轮起动机上进行,分两次装配1号和2号叶轮,并保证两次装配参数一致,分别进行两组试验。下文将装配1号、2号压气机的燃气涡轮起动机简称为1号、2号起动机。

图 5 为燃气涡轮起动机试验台示意图,试验设备主要包括试验台台架、扭矩传感器、脱开装置、惯性飞轮、飞轮刹车系统、滑油系统、燃油系统和测控系统。

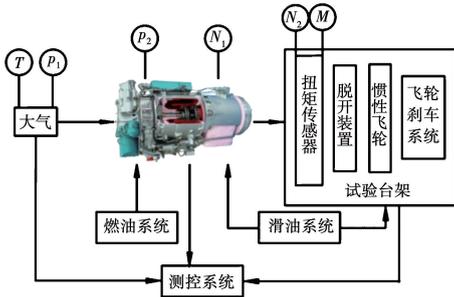


图 5 燃气涡轮起动机试验台示意图

Fig. 5 Schematic diagram of gas turbine starter experimental bench

为模拟燃气涡轮起动机工作时的真实状态,试验台在起动机输出轴连接两级飞轮(运转起动机飞轮和失效起动机飞轮)作为负载,飞轮结构如图 6 所示。试验开始时,按下起动机按钮,起动机由小型电机带转,由外部供油、供电,起动机点火后开始工作。每组试验进行 3 次正常起动机和 1 次失效起动机,分别模拟起动机主发动机工况和带转主发动机冷运转工况。正常起动机为起动机输出轴带动转动惯量为 $4.383 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$ 的运转起动机飞轮,使之从静态到 $5720 \pm 100 \text{ r/min}$ 转速,并由切断装置控制断电,停止供油,起动机停止工作并与飞轮脱开。失效起动机为起动机输出轴带动转动惯量为 $21.786 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$ 的飞轮(运转起动机飞轮 + 失效起动机飞轮)从静态开始加速转动,在 60^0_2 s 之后由起动机控制箱的计时开关断电,停止供油,起动机停止工作并与飞轮脱开。

每次起动机试验均记录进气温度 T 和绝压 p_1 ,离心压气机出口气流表压 p_2 ,离心叶轮转速 N_1 及输出轴的脱开转速,相应参数均由相应位置处的温度、压力、转速传感器测得。由扭矩、转速传感器可得输出轴扭矩 M 随输出轴转速 N_2 的变化曲线。由试验台的计时器记录起动机开始工作到停止工作的时间。其中,进气温度的测量误差为 $\pm 1 \text{ }^\circ\text{C}$,进气压力的测量误差为 $\pm 2\%$,压气机出口压力测量误差为 $\pm 1\%$,离心叶轮转速的测量误差为 $\pm 0.1\%$,输出轴转速的

测量误差为 $\pm 0.5\%$,输出轴扭矩测量误差为 $\pm 1\%$,时间采集误差为 $\pm 1\%$ 。

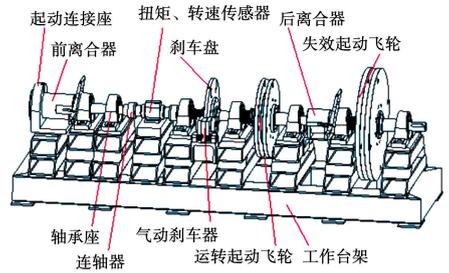


图 6 飞轮结构

Fig. 6 Flywheel structure

1.3 试验结果及分析

每次起动机试验以每秒 20 次的频率对输出轴扭矩 M 与输出轴转速 N_2 进行采集,最终得到输出轴扭矩 M 随输出轴转速 N_2 的变化曲线。输出功率公式为:

$$P = M \cdot N_2 / 955 \quad (1)$$

由公式(1)可计算出一定的输出轴转速下对应的输出功率。起动机整机性能数据实测值见表 1。本文以每组试验的第一次正常起动机进行对比分析。由于进气温度、进气压力、供油差异导致的燃气涡轮转速差异对燃气涡轮起动机输出性能存在影响,而这两次正常起动的进气温度差异明显,见表 1,故试验实测值只可作定性分析。

图 7(a)为试验测得的 1 号、2 号起动机第一次正常起动机时,输出轴转速大于 1500 r/min 后的输出轴转速 - 扭矩曲线对比图。输出轴扭矩近似于输出轴转速的一次函数,随着转速升高扭矩下降,1 号起动机输出轴扭矩大于 2 号起动机输出轴扭矩。由式(1)可计算得出图 7(b)的输出轴转速 - 功率曲线,由图 7(b)可知,随着输出轴转速增加,功率先增加后减小,存在一个最大的输出功率值,1 号起动机的最大输出功率大于 2 号起动机的最大输出功率。

每次起动机试验均记录输出轴转速 - 输出轴扭矩关系,按上述方法可得每次起动的最大输出功率。试验实测数据及通过测量转速 - 扭矩关系计算的最大输出功率如表 1 所示。

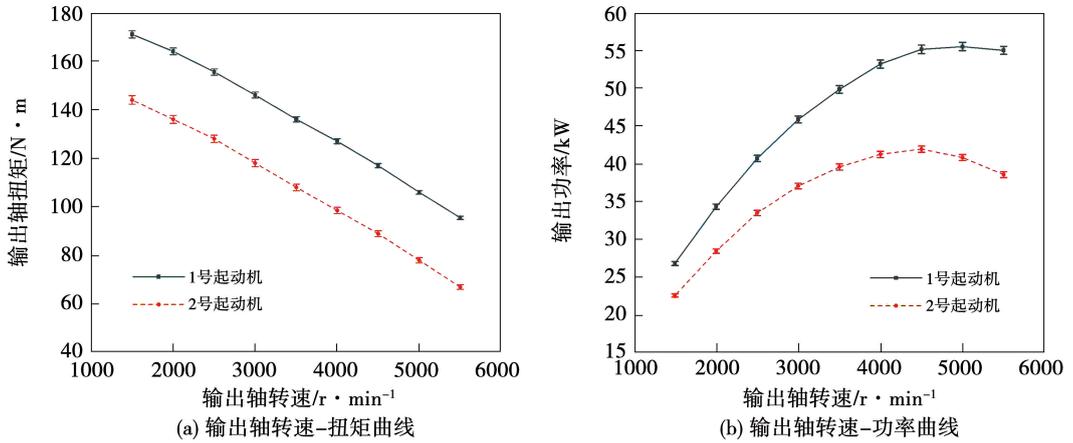


图 7 起动机第一次正常启动输出性能

Fig. 7 Output performance of the first normal start of starter

表 1 整机性能数据及修正值

Tab. 1 Overall performance data and corrected value

起动机 次数	启动 类型	大气 压力/ kPa	大气 温度/ ℃	起动机工作 时间/s		离心叶轮转速/ r·min ⁻¹		压气机出口 压力/MPa		输出轴脱开 转速/r·min ⁻¹		最大输出 功率/kW	
				实测	修正	实测	修正	实测	修正	实测	修正	实测	修正
1 号	1 正常启动	103	16.1	25.3	24.9	64 424	64 429	0.230	0.231	5 666	-	55.3	-
	2 正常启动	103	15.9	24.5	24.2	64 806	64 810	0.235	0.236	5 657	-	56.6	-
	3 失效启动	103	18.6	59.0	-	64 512	64 527	0.232	0.235	3 690	3 695	54.2	55.3
	4 正常启动	102.9	19.1	24.5	23.5	64 365	64 385	0.230	0.234	5 681	-	54.9	-
2 号	1 正常启动	102.5	24.9	28.5	26.9	64 601	64 651	0.205	0.214	5 656	-	44.3	-
	2 正常启动	102.9	26.0	28.7	27.0	64 836	64 891	0.204	0.214	5 701	-	44.8	-
	3 失效启动	103	27.1	58.9	-	64 552	64 587	0.201	0.212	3 173	3 301	42.3	46
	4 正常启动	103.1	27.7	28.8	26.9	64 601	64 668	0.202	0.213	5 644	-	43.4	-

注：“-”表示无数据。

对于结构确定的起动机,动力涡轮的输出性能随转速变化的规律一定,正常启动与失效启动的输出轴转速-扭矩差异在于,动力涡轮在向输出轴传递转速时减速齿轮系搅油损失和机械损失的差异,同时存在燃气涡轮转速差异(供油差异),试验台测量差异,以及环境温度、压力差异。故如表 1 所示,对于同一台起动机正常启动与失效启动的最大输出功率相差不大,主要区别在于负载不同时阻力矩不同,输出轴带动负载的转速加速度不同。而当不同结构 1 号、2 号叶轮的起动机带转同一负载时,输出特性存在差异,输出轴扭矩越大,克服负载阻力矩带动负载加速转动的加速度越大,起动机带转负载变快。因此,对于正常启动,2 号起动机较 1 号起动机动力涡轮带转负载到特定转速的时间变短;对于失效启动,动力涡轮从零转速加速一定时间后,2 号起

动机较 1 号起动机,负载达到的转速更大。

对采集的数据修正到 15 ℃、大气压 101.3 kPa 的统一状态,修正数据同见表 1,修正数据可实现更准确的量化比较。其中,最大功率修正值是失效启动输出轴脱开转速修正值的函数,故表 1 中没有正常启动最大输出功率修正值的记录。

对表 1 的数据进行整理,得到表 2 的试验研究结果。由表 2 可知,对于失效启动工况,2 号起动机较 1 号起动机输出轴脱开转速降低 10.7%。对于正常启动工况,选取第二次启动进行对比(修正后离心压气机转速最接近),2 号起动机较 1 号起动机正常启动时间变慢 11.6%;这两次正常启动,2#起动机较 1#起动机离心压气机工作压比下降 6.6%;比较起动机的最大输出功率,功率下降 16.8%。试验结果表明:离心压气机叶片由于加工引起叶片

前缘钝化,会导致燃气涡轮起动机整机性能显著下降。

表 2 试验结果对比

Tab.2 Comparison of experimental results

试验参数	1号叶轮 起动机	2号叶轮 起动机	变化量/ %
失效启动脱开转速/ $r \cdot \min^{-1}$	3 695	3 301	-10.7
正常启动时间/s	24.2	27	11.6
离心压气机压比	3.33	3.11	-6.6
最大输出功率/kW	55.3	46	-16.8

2 数值计算及分析

2.1 模型建立

为进一步揭示离心叶轮叶片圆钝型前缘形状对压气机部件气动性能的影响机理,本文依据计量结果建立Ⅱ型和Ⅲ型圆钝型叶片前缘的离心叶轮模型,并与原Ⅰ型模型的离心叶轮一同开展数值研究。图8为3种计算模型叶片前缘示意图,3种计算模型保持叶片各个截面前缘厚度不变。Ⅰ模型B、C、D、E各截面叶片前缘厚度分别为0.91,1.22,1.49和1.78mm。Ⅱ、Ⅲ模型叶片前缘为椭圆形,椭圆长径为叶片厚度,椭圆形状与叶片压力面、吸力面圆滑过渡。Ⅱ模型前缘椭圆形状长短径比为4:3,Ⅲ模型前缘椭圆形状长短径比为2:1。

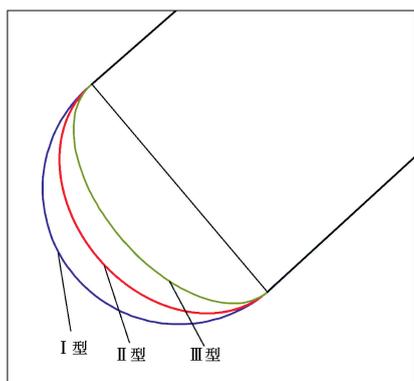


图 8 3种叶片前缘数值计算模型

Fig.8 Calculation model for three blade leading edges

本文针对8件圆钝型前缘叶轮的叶型计量结果进行了统计分析。所有圆钝型叶片前缘半径变化较小,试验的典型2号叶轮较接近于计算模型Ⅲ,其余计量结果基本处于模型Ⅰ~Ⅲ范围内。数值计算模型一定程度上可代表实际加工的圆钝头前缘。

2.2 数值模拟方法

数值计算模型为离心叶轮、径向扩压器、轴向扩压器(叶片数分别为13,15,30)组成的离心压气机,计算域由单个叶片的流域通道以及进出口通道组成。网格划分采用AutoGrid5默认的O4H拓扑形式生成结构化网格,叶轮叶顶间隙为0.35mm,叶顶间隙采用蝶形网格。本文对不同规模的网格进行无关性验证,结果如表3所示。在网格数达到185万后计算结果已无明显差异,考虑到计算量,最终选择的计算网格数为185万。近壁面及叶片前缘进行加密处理,壁面第一层网格的厚度为0.002mm,单通道计算网格如图9所示。

表 3 Ⅰ模型不同网格数计算结果

Tab.3 Calculation results of model I under different grid numbers

序号	网格数/万	压气机压比计算值
1	134.3	3.050
2	153.9	3.160
3	185.1	3.235
4	210.5	3.237



图 9 单通道计算网格

Fig.9 Single channel grid

数值计算软件选用NUMECA FINE/Turbo平台,采用三维RANS流动控制方程Spalart-Allmaras湍流模型,工质为真实空气。进口给定边界为总温288K和总压101325Pa,进气方向为轴向进气,出口给定平均静压,叶轮转速设置为64000r/min。所有壁面均设置为无滑移绝热壁面,动静交界面采用混合平面模型,质量、动量及能量严格守恒。通过逐步增加出口静压直至计算发散得到3种压气机模型(Ⅰ、Ⅱ、Ⅲ)完整的气动特性。

2.3 计算结果及分析

图10为3种模型的流量-压比和流量-效率特性曲线。从图中可以看出,Ⅰ型、Ⅱ型、Ⅲ型压气

机的特性曲线逐渐向左下方偏移。3种压气机的堵塞流量为0.683,0.668和0.644 kg/s,呈逐渐下降趋势,Ⅲ型较Ⅰ型减小了5.7%。3种压气机最大压比分别为3.24,3.13和3.09,依次下降,Ⅲ型较Ⅰ型下降约4.6%,在最高压比点对应的工作流量明显降低。流量-效率曲线可以看出,3种压气机的峰值效率分别是0.723,0.704和0.693,Ⅲ型较Ⅰ型减小了4.15%,峰值效率点对应的流量明显下降,但3种压气机的稳定工作范围逐渐变宽。

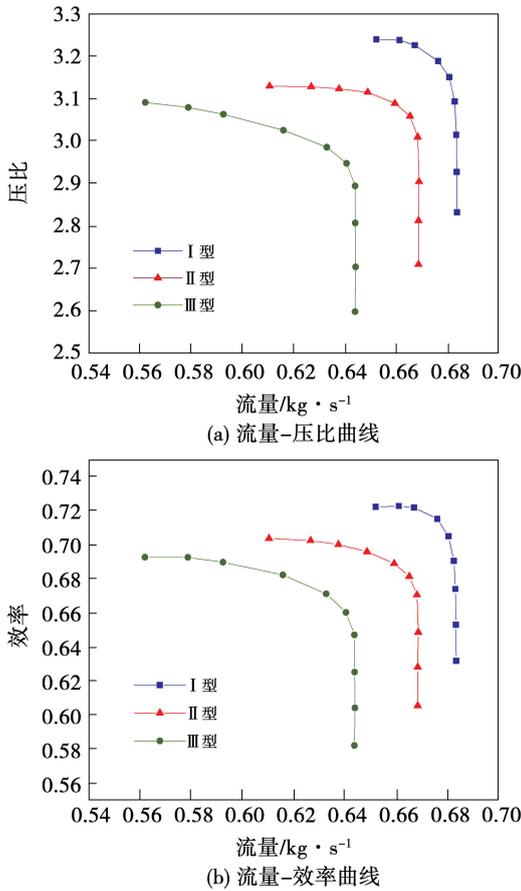


图 10 压气机特性曲线

Fig. 10 Performance curves of compressor

本文取最大压比附近的流动状态进行分析。同一工况下,叶轮中不同叶片高度的流动状态受空间位置、离心力等因素影响而不同。其中,靠近轮毂的流道受轮毂壁面摩擦、叶片根部过渡角影响,而靠近叶顶区域受机匣壁面摩擦、间隙泄漏及离心力影响,流动呈现非定常状态。本文取50%叶高处压气机流道截面对其流动参数进行分析。

图11为50%叶高处叶片前缘流线图,并同时标识了流线上各点的相对速度值。

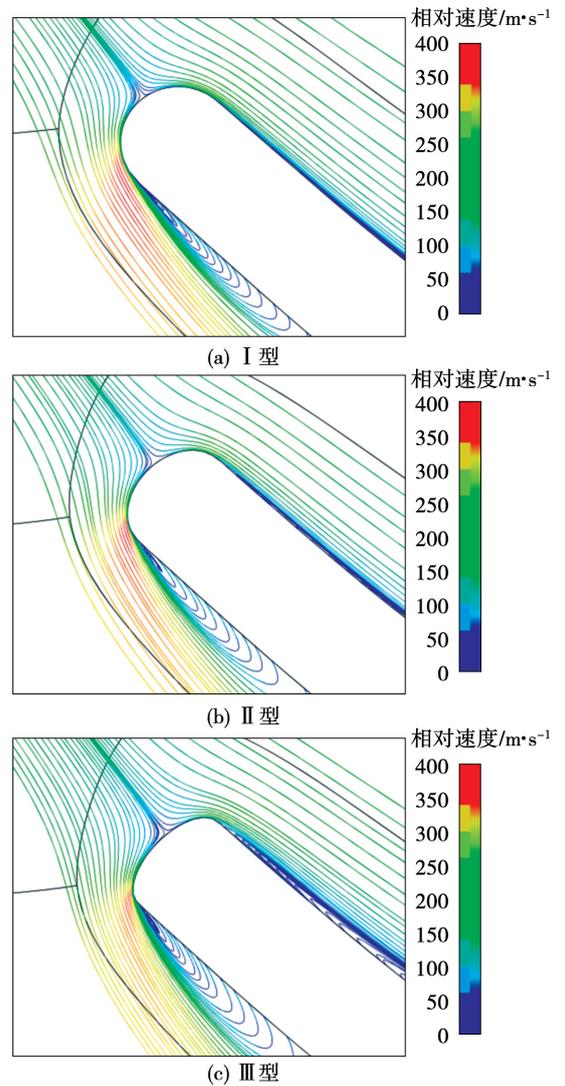


图 11 50%叶高处叶片前缘流线图

Fig. 11 Streamlines of blade leading edge at 50% blade height

来流到达前缘滞止点流速迅速下降,从前缘滞止点环绕前缘曲面是一个迅速膨胀加速的过程,由式(2)所示^[7]:

$$dp/dr = \rho u_\tau^2 / r \tag{2}$$

式中: dp/dr —法向压力梯度; ρ —密度; u_τ —切向速度; r —曲率半径。

可见,前缘表面流动环绕前缘曲面所需的法向压力梯度与前缘曲率半径 r 成反比,与切向流动速度 u_τ 的平方成正比。由于远方主流区的压力变化较小,在主流区与前缘表面之间存在一定的法向压力梯度,导致前缘表面的压力低于主流区的压力。前缘表面压力下降,促使表面流动膨胀、加速,使前缘表面的法向压力梯度更强,进一步降低前缘表面

的压力,加速前缘表面流动。

环绕前缘后的流动过度膨胀,前缘附近压力远低于叶片主流区的压力。叶片叶身段曲率半径较大,叶片表面压力与叶片主流区的压力相近,所以在叶片前缘与叶身相切的切点附近存在较大的沿叶片方向的逆压梯度,并在此切点附近发生流动分离,形成分离泡。I型圆弧前缘曲率半径为圆弧半径,II型、III型的钝头椭圆形前缘随流线方向曲率半径减小,在接近切点处曲率半径快速减小,III型较II型、II型较I型更容易发生流动分离。由图11可知,3种前缘形状的叶片均在吸力面靠近切点处产生了分离泡,由I型至III型分离泡尺寸逐渐增大。流动分离沿着吸力面往下游发展并最终附着于叶片表面。I型、II型、III型叶片吸力面分离区长度和厚度逐渐增大,流动损失逐渐增大。同时在叶片的压力面也出现了流动分离,且I型、II型、III型叶片压力面的附面层逐渐增厚。由此可见,前缘形状改变了叶片攻角特性,进而影响了下游流场。

图12为3种叶片在50%叶高处的压气机流道截面相对马赫数分布云图。

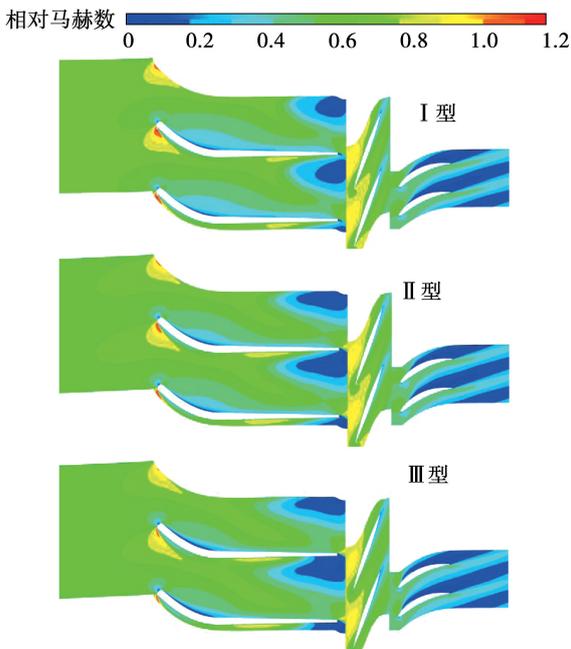


图 12 50%叶高处相对马赫数分布云图

Fig. 12 Cloud map of relative Mach number distribution at 50% blade height

由图可知,I型、II型、III型叶片前缘高速区面积逐渐减小。叶片压力面存在的低速区沿叶身先逐

渐增大再慢慢变小并最终附着于叶片表面,低速区一直延续至下游甚至叶片尾缘。靠近叶片尾缘的吸力面侧出现面积较大的低速区,I型、II型、III型叶片尾缘低速区面积逐渐增大,这会导致压气机叶片通道的流通能力下降,流量下降。综上,在压气机流道内,流动损失主要受叶片前缘、叶片附面层、叶轮出口尾迹影响,而叶片附面层损失及尾缘损失占主导因素,最终导致压气机性能下降。

图13为3种前缘叶型在50%叶高处叶片表面静压分布。从前缘滞止点沿流线方向,压力面和吸力面压力均下降,在前缘与叶身的切点处达到最小值,越过切点后,压力迅速上升一小段,即为上文所述沿叶片方向的逆压梯度。随后,沿叶展方向叶片表面载荷逐渐提高,叶展前1/3段,载荷变化不大,叶片表面载荷大部分从叶展1/3位置往后增加。随着圆钝型前缘偏离理论前缘位置,叶片压力面载荷整体明显下降;吸力面除局部载荷分布相对一致,其余部分载荷呈整体下降趋势。III型较II型、II型较I型做功能力下降,压比降低。

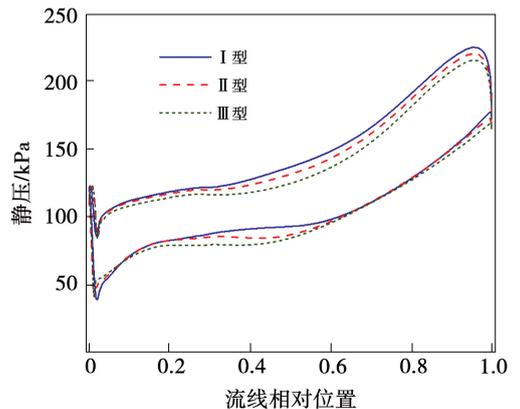


图 13 50%叶高处叶片表面静压分布

Fig. 13 Static pressure distribution on blade surface at 50% blade height

综上所述可推断,燃气涡轮起动机离心压气机叶片由于加工导致的圆钝型前缘会使压气机压比降低、流量下降、效率降低,起动机工作状态匹配至压比更低、流量更低、压气机效率更低的点,导致动力涡轮入口气流压力下降、流量降低、温度下降,动力涡轮的做功能力下降。最终,起动机的输出功率下降,带转负载到特定转速的时间变长,在特定时间内带转负载到达的转速下降。

3 结 论

(1) 离心叶轮圆钝型前缘使燃气涡轮起动机整机的正常起动时间变长 11.6%, 失效起动输出轴脱离转速下降 10.7%, 压气机工作压比下降 6.6%, 最大输出功率下降 16.8%。

(2) 圆钝型前缘导致离心压气机性能下降, III 型压气机较 I 型压气机堵塞流量减小 5.7%, 最高压比下降 4.6%, 峰值效率下降 4.15%, 但稳定工作范围变宽。压气机性能下降的主要原因为叶片附面层损失及尾缘损失变大。

(3) 离心叶轮叶片的圆钝前缘对燃气涡轮起动机性能有较大影响。起动机工作参数匹配至压比更低、流量更低、压气机效率更低的点, 动力涡轮进口气流压力下降、流量降低、温度下降, 动力涡轮做功能力下降, 起动机性能下降。

本文的研究为改进离心叶轮叶片加工工艺及制定更加严格的过程控制提供了依据, 为实际解决燃气涡轮起动机性能分散性及提高起动机整体性能提供了解决思路。

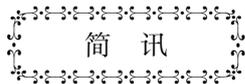
参 考 文 献:

- [1] WALRAEVENS R E, CUMPSTY N. Leading edge separation bubbles on turbomachine blades[R]. ASME 93-GT-91, 1993.
- [2] SUDER K L, CHIMA R V. The effect of adding roughness and thickness to a transonic axial compressor rotor[R]. ASME 94-GT-339, 1994.
- [3] GOODHAND M N, MILLER R J. Compressor leading edge spikes: A new performance criterion [J]. Journal of Turbomachinery, 2011, 133(2):021006.
- [4] 初雷哲, 杜建一, 黄典贵, 等. 离心压气机叶片前缘几何形状对性能的影响[J]. 工程热物理学报, 2008, 29(5):767-769.
CHU Leizhe, DU Jianyi, HUANG Diangui, et al. Effect of the blade leading edge on the performance of a centrifugal compressor[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008, 29(5):767-769.
- [5] 刘火星, 蒋浩康, 陈懋章. 压气机叶片前缘分离流动[J]. 工程热物理学报, 2004, 25(6):936-939.
LIU Huoxing, JIANG Haokang, CHEN Maozhang. An experimental investigation of the flow on leading edge of compressor blade[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2004, 25(6):936-939.
- [6] 董 雷, 曹利新. 离心叶轮叶片前缘椭圆长短轴比对性能的影响[J]. 推进技术, 2016, 37(8):1477-1484.
DONG Lei, CAO Lixin. Effects of axial ratio of ellipse of blade leading edge on performance of a centrifugal impeller[J]. Journal

- of Propulsion Technology, 2016, 37(8):1477-1484.
- [7] 陆宏志, 徐力平, 方 韧. 压气机叶片前缘形状的改进设计[J]. 航空动力学报, 2000, 15(2):129-132.
LU Hongzhi, XU Liping, FANG Ren. Improvement of compressor blade leading edge design[J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(2):129-132.
- [8] 陆宏志, 徐力平. 压气机叶片的带平台圆弧形前缘[J]. 推进技术, 2003, 24(6):532-536.
LU Hongzhi, XU Liping. Circular leading edge with a flat for compressor blades [J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(6):532-536.
- [9] 宋 寅, 顾春伟. 曲率连续的压气机叶片前缘设计方法[J]. 推进技术, 2013, 34(11):1474-1484.
SONG Yin, GU Chunwei. Continuous curvature leading edge of compressor blading[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(11):1474-1484.
- [10] 宋 寅, 顾春伟. 叶片前缘形状对压气机气动性能的影响[J]. 工程热物理学报, 2013, 34(6):1051-1054.
SONG Yin, GU Chunwei. Effect of leading edge shape on the aerodynamic performance of compressor[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2013, 34(6):1051-1054.
- [11] 金秀杰, 马艳玲, 高 见. 压气机叶片型面精密数控加工技术[R]. 贵阳: 第 15 届中国科协年会, 2013.
JIN Xiujie, MA Yanling, GAO Jian. The precision NC machining technology of compressor blade[R]. Guiyang: The 15th Annual Meeting of the China Association for Science and Technology, 2013.
- [12] 刘维伟, 李杰光, 赵 明, 等. 航空发动机薄壁叶片加工变形误差补偿技术研究[J]. 机械设计与制造, 2009, 47(10):175-177.
LIU Weiwei, LI Jieguang, ZHAO Ming, et al. Research on the compensation of deformation error in NC machining of thin-walled blades[J]. Machinery Design & Manufacture, 2009, 47(10):175-177.
- [13] GARZON V E. Probabilistic aero thermal design of compressor airfoils[D]. Cambridge, Massachusetts: Massachusetts Institute of Technology, 2003.
- [14] ROBERTS W B. Axial compressor performance restoration by blade profile control[R]. ASME 84-GT-232, 1984.
- [15] LANGE A, VOIGT M, VOGELER K, et al. Probabilistic CFD simulation of a high-pressure compressor stage taking manufacturing variability into account[R]. ASME GT 2010-22484, 2010.
- [16] GOODHAND M N, MILLER R J. The impact of real geometries on three-dimensional separations in compressors [J]. Journal of Turbomachinery, 2012, 134(2):021007.
- [17] ELMSTROM M E, MILLSAPS K T, HOBSON G V, et al. Impact of nonuniform leading edge coatings on the aerodynamic perform-

- ance of compressor airfoils [J]. Journal of Turbomachinery, 2011,133(4):041004.
- [18] 曹斌,何小妹,王一璋,等.一种叶片前后缘削边形状计算方法[J].计测技术,2019,39(2):6-10.
CAO Bin, HE Xiaomei, WANG Yizhang, et al. Method for calculating cutting shape of leading and trailing edges of blade [J]. Metrology & Measurement Technology, 2019,39(2):6-10.
- [19] 高丽敏,蔡宇桐,曾瑞慧,等.叶片加工误差对压气机叶栅气动性能的影响[J].推进技术,2017,38(3):525-531.
GAO Limin, CAI Yutong, ZENG Ruihui, et al. Effects of blade machining error on compressor cascade aerodynamic performance [J]. Journal of Propulsion Technology, 2017,38(3):525-531.
- [20] 刘佳鑫,于贤君,孟德君,等.高压压气机出口级叶型加工偏差特征及其影响[J].航空学报,2021,42(2):342-358.
LIU Jiaxin, YU Xianjun, MENG Dejun, et al. State and effect of manufacture deviations of compressor blade in high-pressure compressor outlet stage [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021,42(2):342-358.
- [21] 程超,吴宝海,郑海,等.叶片加工误差对压气机性能的影响[J].航空学报,2020,41(2):28-38.
CHENG Chao, WU Baohai, ZHENG Hai, et al. Effect of blade machining errors on compressor performance [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020,41(2):28-38.
- [22] 吴东,黄萍,姚若鹏,等.叶型加工中特殊前缘形状试验研究[J].风机技术,2020,62(4):29-35.
WU Dong, HUANG Ping, YAO Ruopeng, et al. Experimental investigation of special leading edge shapes in blade processing [J]. Chinese Journal of Turbomachinery, 2020,62(4):29-35.
- [23] 李乐,刘火星,李鹏.压气机叶片钝头前缘对边界层气动影响[J].推进技术,2018,39(2):299-307.
LI Le, LIU Huoxing, LI Peng. Aerodynamic influence of compressor blade with blunt leading edge on boundary layer performance [J]. Journal of Propulsion Technology, 2018,39(2):299-307.
- [24] 王浩浩,高丽敏,杨光,等.钝头前缘加工不确定性对亚声速压气机叶型气动性能的影响[J].航空动力学报,2024,39(2):171-181.
WANG Haohao, GAO Limin, YANG Guang, et al. Influence of manufacturing uncertainty of blunt leading edge on aerodynamic performance of compressor blade [J]. Journal of Aerospace Power, 2024,39(2):171-181.

(姜雪梅 编辑)



在德克萨斯州开展地热能源储存项目

3 MW 的 EarthStore 系统将位于德克萨斯州的克里斯汀,靠近 SMECI 褐煤发电厂。Sage Geosystems 是一家地热基本负荷和储能公司,向 ERCOT 电网买卖电力。

Sage 首席执行官 Cindy Taff 表示:“一旦投入运营,我们在克里斯汀的 EarthStore 设施将成为第一个将潜在能量储存在地下深处并向电网提供电力的地热能源储存系统。地热能源储存是长期储存的可行解决方案,也是短期锂离子电池的替代品。像 SMECI 这样的电力公司和合作社将能够使用我们的技术来补充风能和太阳能,并稳定电网。”

Sage 将在德克萨斯州申请两份钻探许可。地热能源储存过程通过注入井和生产井等钻具组来完成。冷水被泵入注入井,然后通过地热储层流入生产井。水以足够高的温度返回地表,以便在地表捕获能量并进入发电循环。

(孙嘉忆摘译自 <https://www.powerengineeringint.com>)