涡轮气动设计对空气涡轮起动机自由运转转速的 影响分析^{*}

欧阳玉清^{1,2},杨伟平¹,潘尚能¹,张绍文¹,刘存良²

(1. 中国航发湖南动力机械研究所,湖南 株洲 412002;2. 西北工业大学 动力与能源学院,陕西西安 710129)

摘 要:为控制空气涡轮起动机自由运转,减少自由运转转速过高对空气涡轮起动机结构重量及安 全运行带来的不利影响,开展了涡轮气动设计对空气涡轮起动机自由运转转速的影响分析,提出通过控 制来流攻角降低自由运转转速的气动设计方法,识别了影响来流攻角的四个主要因素:叶片构造角、反 力度、载荷系数和流量系数。结果表明:来流攻角对自由运转转速具有非常明显的影响,通过选择合适 的气动参数,可有效提高峰值功率转速下的负攻角,增强大转速状态下的转子攻角损失,进而降低涡轮 自由运转转速。进一步,整机试验结果证明,采用本文提出的设计方法,优化后的涡轮在峰值功率基本 不变的前提下,峰值功率转速降低17.8%,自由运转转速可降低近20%。

关键词:空气涡轮起动机;涡轮;气动设计;攻角;自由运转转速 中图分类号: V231.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2023) 01-210669-09 DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 210669

Analysis for Influence of Turbine Aerodynamic Design on Free-Running Speed of Air Turbine Starter

OUYANG Yu-qing^{1,2}, YANG Wei-ping¹, PAN Shang-neng¹, ZHANG Shao-wen¹, LIU Cun-liang²

(1. AECC Hunan Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China;

2. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnic University, Xi'an 710129, China)

Abstract: In order to control the air turbine starter free-running operation and reduce the adverse impact of high free running speed on safe operation of the air turbine starter, the influence analysis of the aerodynamic design to the value of free-running speed was carried out. An aerodynamic design method of reducing free running speed by controlling flow incidence angle is proposed and four main factors affecting the incidence angle were identified, which include blade structure angle, degree of reaction, load coefficient and flow coefficient. Results show that the incidence angle has a significant effect on the free-running speed. The negative incidence angle at peak power speed can be effectively improved by selecting appropriate turbine aerodynamic design parameters, and the incidence loss at larger speed can be enhanced, thus reducing turbine free running speed value. Further, the engine test results prove that using the design method proposed in this paper, the peak power speed value of the optimized turbine is reduced by 21.7% on the premise that the peak power is basically unchanged, and the es-

^{*} 收稿日期: 2021-09-17;修订日期: 2022-01-07。

基金项目:国家科技重大专项 (J2019-II-0009-0029)。

通讯作者:欧阳玉清,博士生,高级工程师,研究领域为涡轮气动设计及优化。E-mail: oyyq016@mail.nwpu.edu.cn

引用格式:欧阳玉清,杨伟平,潘尚能,等.涡轮气动设计对空气涡轮起动机自由运转转速的影响分析[J].推进技术,2023,44(1):210669. (OUYANG Yu-qing, YANG Wei-ping, PAN Shang-neng, et al. Analysis for Influence of Turbine Aerodynamic Design on Free-Running Speed of Air Turbine Starter [J]. Journal of Propulsion Technology,2023,44(1):210669.)

timated free-running speed value can be reduced by nearly 20%.

Key words: Air turbine starter; Turbine; Aerodynamic design; Incidence angle; Free-running speed

1 引 言

空气涡轮起动机(ATS)是一种将辅助动力装置 或地面气源车提供的压缩空气中的压力能转化为动 能,并通过输出轴将功率输出到主发动机转子,为其 提供初始加速扭矩的动力装置。因其结构简单、重 量轻、加工制造成本低、可靠性高等原因,当前在大 型民用客机、固定翼战斗机、直升机等现代军、民用 飞机上得到广泛应用^[1-5]。

自由运转(Free-running)是指在起动机控制阀正 常工作以及涡轮转速稳定在与空气进口条件相适应 转速上起动机输出轴空载时的运转^[6],此时的输出轴 转速便为自由运转转速。它可通俗地理解为当空气 涡轮起动机进口控制阀失灵,无法正常关闭时,在稳 定的进口气流条件下,涡轮转子所能达到的最大转 速。达到自由运转转速时的涡轮转子做功近似为 零^[7]。根据国军标要求^[6],ATS必须具备在最大自由运 转转速下正常工作多个循环且无损坏的能力。因此, 自由运转转速过大,一方面导致涡轮盘的强度裕 度降低,影响涡轮部件的强度和寿命,在涡轮结构设计 时必须选用更好的材料、更厚的轮盘,以提高转子的屈 服转速,导致起动机重量及成本增加;另一方面,也对 ATS转子包容结构的设计带来了较大的不利影响^[9-11]。

涡轮气动设计决定了ATS的做功能力,对自由运转转速的大小具有重要的影响。ATS涡轮通常采用单转子构型设计。由于在正常工作过程中涡轮转子转速一直在变化,不存在稳态停留转速,因此ATS涡轮从气动设计角度考虑属变转速涡轮设计范畴^[12],与常规变转速涡轮一样存在由于转速变化带来的攻角及负荷变化问题^[13-15]。常规变转速涡轮要求涡轮在全转速范围内尽量降低因转速变化带来的攻角损失增加的问题,具备较强的宽攻角适应性^[16-17]。但ATS涡轮因存在降低自由运转转速的需求,涡轮气动设计一方面需保证起动前段的低转速状态具有较高的正攻角适应性,满足主发对起动机输出功率的要求;同时又要求涡轮在大转速状态下的负攻角敏感性提高,使得涡轮功率能快速衰减,从而降低自由运转转速值。

因此,对于ATS涡轮气动设计,一味追求更高的 性能指标并不可取,需在设计过程中,通过气动参数 的优化选取,满足总体功率需求的前提下,尽可能地 降低自由运转转速,而当前这方面的相关研究及公 开报道基本空白。本文针对ATS涡轮工作特点,开展 了涡轮气动设计对ATS自由运转转速影响分析工作, 并以大功率ATS为研究对象开展了对比验证。

2 研究对象与数值计算方法

2.1 ATS涡轮工作特点分析

图 1 为典型的空气涡轮起动机涡轮功率随输出 轴转速变化曲线,图中横坐标定义为转子转速,纵坐 标为涡轮功率。对于正常起动主发过程,当进口空 气控制阀打开后,压缩空气开始冲击涡轮,涡轮转速 从零增加。存在一个功率峰值转速 N_{top},此转速下涡 轮功率达到最大值;当涡轮转速继续增加直到设定 的输出轴脱开转速 N_{off}时,ATS进口空气控制阀关闭, ATS输出轴与负载脱开,单次起动过程结束。但如果 进口控制阀损坏时,高温高压空气将持续稳定地冲 击涡轮,转子转速超过脱开转速以后还将持续加速, 直到涡轮转速维持在自由运转转速 N_{free}。





从 ATS 涡轮气动设计的角度出发,可将其工作过 程划分为以下几个主要阶段:

(1)涡轮转子从0加速到设计点转速 N_{des},此阶段 涡轮转子要克服低转速下涡轮负荷增加及由于转速 变化导致的攻角差异,转子加速性要好。根据涡轮 级速度三角形^[18],若设计转速 N_{des}下转子采用零攻角 设计,则在涡轮转速小于 N_{des}时,转子叶片一直工作 在正攻角状态,转速越低,正攻角越大,较大的正攻 角可能造成叶片吸力面流动分离,使性能恶化,从而 影响低转速下的起动加速度^[19-20]。

(2)当转速介于 N_{des}≤N≤N_{top}时,转子工作状态由 正攻角转为负攻角,此转速范围内要求涡轮克服负 攻角下的流动损失,继续保持较好的加速性及做功能力,并确保 N_{top}转速下的涡轮最大功率能够满足主发对起动机的起动功率要求。

(3)当转速超过 N_{top}后,若发生进口控制阀损坏 等故障时,从安全性方面考虑,应使转子尽快达到自 由运转转速 N_{free},即转子转速越过功率峰值转速后, 涡轮性能衰减斜率要陡。由于随着转速增加,涡轮 转子是朝着更高的负攻角方向发展,因此,这要求此 阶段涡轮转子对负攻角变化的敏感性增加。

2.2 研究思路

根据前期研究,对于自由运转转速近似有 N_{free}= 2N_{top},要想降低 N_{free},可行的方法是在保持峰值功率值 基本不变的前提下,尽可能降低 N_{top}转速,即将涡轮 功率特性曲线在转速-功率特性图上往左平移,这可 通过增加 N_{top}转速下的负攻角来实现。

涡轮转子气流攻角定义为

$$i=\beta_{1k}-\beta_1$$
 (1)

)

式中β_{1k}为转子叶片进口构造角,β₁为转子进口相对 气流角,本文所述角度均定义为与叶片额线间的 夹角。

因此,要提高N_{top}转速下的负攻角*i*,可从两方面 着手:(1)降低进口构造角β_{1k};(2)提高相同转速下进 口相对气流角β₁。

根据图2所示速度三角形,涡轮相对气流角β₁及 反力度Ω分别定义为

$$\Omega = (w_{u2} - w_{u1})/(2u)$$
 (2)

$$\tan\beta_1 = c_{a1}/w_{u1} \tag{3}$$

根据式(2)及式(3),可以得出进口相对气流角β₁ 随着反力度的增大而增大。因而,可从增大反力度 的方面考虑,提高转子进口相对气流角。



Fig. 2 Velocity triangles for a turbine stage

此外,从速度三角形上还可以发现,*w*_{u1}=*c*_{u1}-*u*₁,式 (3)可以写成如下形式

$$\tan\beta_1 = c_{a1}/(c_{u1} - u_1) \tag{4}$$

对上式稍作变形有

$$\tan\beta_{1} = \frac{c_{a1}/u_{1}}{c_{u1}/u_{1} - 1}$$
(5)

则进口相对气流角可以转变为与涡轮流量系数 及载荷系数相关的表达式为

$$\tan\beta_{1} = \frac{\varphi}{H_{u} - 1} \tag{6}$$

式中流量系数: $\varphi = c_{al}/u$,载荷系数: $H_{u} = \Delta c_{u}/u \approx c_{ul}/u$

从式(6)可以发现,转子进口相对气流角β₁与涡 轮流量系数成正比而与载荷系数成反比。通常涡轮 载荷系数越高,转子叶身负荷越强,气流在转子通道 内的转折角越大,转子叶片进口相对气流角便越小。 而流量系数越大,导叶出口绝对气流角也便越大,通 过速度三角形可知,较大的导向器出口气流角α₁,也 对应着较大的转子相对气流角β₁。

根据上述分析,本文研究思路是通过以下3种不同的方式来改变来流攻角,并通过仿真模拟获得ATS 起动过程中转速N与涡轮效率η、功率P及攻角*i*间 的对应关系,进而掌握涡轮气动设计对ATS自由运转 转速的影响规律。

(1)改变转子叶片进口构造角β_{ιk}。

(2)通过变化涡轮级反力度,改变转子叶片进口 相对气流角β₁。

(3)通过变化涡轮级流量系数及载荷系数,改变 转子叶片进口相对气流角β₁。

2.3 研究对象

本文选取某大功率空气涡轮起动机用涡轮为研究对象,该型涡轮采用单级无冷气轴流涡轮结构型式,其中静子叶片数19片,转子叶片数46片。导向器及转子叶片均采用根、尖截面相同的直叶片设计, 叶型参数化方法基于 Pritchard^[21]提出的11参数法, 并根据实际使用经验及型线细节调整的需求对该方 法进行了改进。在涡轮转子叶型设计时,有别于常 规宽攻角适应性涡轮转子叶片叶型参数选取原则^[12],采用了较小的前缘楔角 ω_{le} ,前缘半径 r_{le} 及叶片 最大厚度 D_{max} ,以此增大其大转速下的攻角敏感性。 转子叶片中截面主要几何参数及涡轮气动参数见表 1。其中, N_b 为转子叶片数;b为叶片弦长; r_{2e} 为叶片尾 缘半径;o为喉宽;t为栅距; β_{2k} 为叶片出口构造角; β_{2l} 为叶片出口有效角,其定义见下式(7),具体见图3; p_i,T_i 分别为涡轮进口总压及总温; π 为总压膨胀比。

$$\sin\beta_{2f} = o/t \tag{7}$$

2.4 气动数值计算方法

本文采用商业软件 ANSYS CFX 对雷诺时均方程 进行求解, 湍流模型为 k- ε 模型。进口按表1中参数

Table 1 Geometric and aerodynamic parameters				
Parameter	Value			
$N_{ m b}$	46			
b/t	1.69			
$eta_{_{1k}}/(\degree)$	42.0			
$eta_{2k}/(\degree)$	34.0			
$\beta_{2l'}(\circ)$	29.0			
r_{1e}/r_{2e}	1.0			
$D_{ m max}/b$	0.186			
p_t/MPa	0.482			
T_{t}/K	427			
π	4 52			



Fig. 3 Schematic diagram of the β_{2f}

给定平均总温及总压,出口给定平均静压,单通道计 算域给定周期性边界,壁面为绝热、无滑移边界,粗 糙度为0.02mm。计算工质选定为空气。

采用 CFX Turbo Grid 进行结构化网格划分,第一 层网格高度为1μm,y⁺约为30,满足湍流模型数值计 算精度要求,图4给出了静叶以及动叶部分模型的网 格细节,网格节点数目为100万。

3 结果与讨论

3.1 转子进口构造角

为对比分析转子进口构造角对 ATS 涡轮自由运 转转速的影响,设计了三种不同叶型,构造角β_μ分别 为32°,42°及52°,其中以进口构造角为42°时的叶型 作为基准叶型,其余叶型与基准叶型的主要区别是 转子进口构造角不同,前、后缘半径、进出口楔角、出 口角、安装角等参数均保持一致,具体叶型对比如图 5所示,基准叶型几何参数见表1。

首先计算分析了不同转速下的基准叶型功率及 攻角特性,如图6所示,其中横坐标表示为相对转速 \bar{N} ,定义为涡轮转子转速与脱开转速之比,即 $\bar{N}=N/N_{\text{off}}$;纵坐标为相对功率 \bar{P} ,定义为各转速下涡轮功率



Fig. 4 Computational meshes of fluid domain



Fig. 5 Profiles of variable inlet metal angle

P 与基准叶型下最大功率 P_{max} 之比,即 $\bar{P}=P/P_{max}$ 。随 着转子转速的增大,涡轮功率先逐渐增大,达到一个 功率峰值后,继续增大转速,涡降功率随之减小。对 于基准叶型(β_{lk} =42°),功率峰值出现时的相对转速 \bar{N}_{top} ≈0.78;基准叶型自由运转相对转速 \bar{N}_{free} ≈1.47,此 转速下涡轮输出功率接近于零。从图6还可看到,随 着转子转速从零增大到自由运转转速,涡轮转子攻 角逐渐从 20°左右的正攻角转变为 120°以上的负攻 角,进口气流角变化超过 140°。达到功率峰值转速 \bar{N}_{top} 时,转子进口存在着约 20°的负攻角。相对转速 \bar{N}_{top} ≈0.64时,涡轮转子气流攻角为 0°。

图 7 给出了在功率峰值转速 N_{top}附近的三种叶型 方案涡轮相对效率、相对功率及气流攻角随转速变 化情况。图中涡轮相对效率定义为等熵效率 η 与基



Fig. 6 Power and incidence varies with rotation speed for reference profile

准叶型功率峰值转速下的等熵效率 η_{top}之比,即

$$\bar{\eta} = \eta / \eta_{\text{top}}$$
 (8)

从图 7 中可以看到,不同构造角下,涡轮峰值效 率及峰值功率均出现在 *N*=0.78 转速下,但效率及功 率水平有所差异,构造角β_{1k}=32°情况下的涡轮峰值





效率较 $\beta_{1k}=52^{\circ}$ 叶型峰值效率降低 0.35%, 功率低 0.4%。 $\beta_{1k}=52^{\circ}$ 叶型峰值效率与 $\beta_{1k}=42^{\circ}$ 叶型相当, 峰 值功率略低。

图 8,图9分别给出了 *N*=0.78时,不同叶片气流 攻角沿叶高径向分布及转子叶片表面极限流线。该 转速下,*β*_{1k}=32°叶型转子进口平均负攻角超过了 27°,且沿整个叶高方向都存在着较大的负攻角,过大 的负攻角导致了叶片压力面存在着大面积的流动分 离。而*β*_{1k}=52°叶型,由于气流攻角相对较小,叶片压 力面流动情况较好,未出现明显的流动分离。



Fig. 8 Radial distribution of the incidence angle for different inlet blade angle under \bar{N} =0.78

从图 7(a)可看到,当相对转速超过 0.78 后,由于 负攻角的进一步增加,三种叶型算得的涡轮效率及 功率均有所下降,但由于同转速下的负攻角情况明 显小于其他两种叶型, β_{lk} =52°叶型计算效率及功率下 降速度较其他两种叶型更慢,这说明 β_{lk} =52°叶型在 大转速下的攻角适应性要好于其他两种叶型,具有 更大的自由运转转速。 β_{lk} =32°在大转速下的攻角敏 感性更高,在三种叶型中,自由运转转速最低。这证 明了通过调整转子叶片进口构造角,改变同转速下 的气流攻角情况,确实可对涡轮转速–功率特性产生 影响,进而影响 ATS涡轮自由运转转速的大小。

表 2 为三种叶型自由运转转速计算结果。转子 叶片进口构造角从 52°变化到 32°,自由运转转速降



Fig. 9 Distribution of streamlines on pressure surface of different blade under \overline{N} =0.78

210669-5

低 2.7%。但从前文分析可知,涡轮峰值功率及效率 也会有所降低,若要继续减小自由运转转速,需要进 一步降低进口构造角,减小到 30°以下,在增加叶片 造型设计难度的同时,还将导致涡轮峰值功率的进 一步降低,影响涡轮性能裕度。因此,单纯通过改变 转子进口构造角的方式来调整自由运转转速调整空 间较小,需同时综合考虑其他因素,耦合调整。

Table 2	Free-running	sneed v	alue of	different	R.
Table 2	rice-running	specu v	anuc or	unititut	\boldsymbol{p}_1

	$\beta_{1k}=32^{\circ}$	$\beta_{1k}=42^{\circ}$	$\beta_{1k}=52^{\circ}$
${\bar N}_{ m free}$	1.46	1.47	1.50
Difference/%	-0.68	0.0	2.04

3.2 反力度

本节以 3.1 节中的基准叶型为基础,研究反力度 变化对 ATS 涡轮性能及自由运转转速的影响。

具体研究思路是,保持导向器叶型及喉部面积 不变,通过调整转子叶片出口有效角β₂₁的方式,改变 转子叶片喉部面积,进而达到调整涡轮反力度的 目的。

当栅距一定的前提下,出口有效角越小,则转子 叶型喉宽越小,叶型转折角越大,气流在转子叶栅通 道内的膨胀加速越多,涡轮反力度越高。需要指出 的是,当叶型出口有效角改变之后,为保证吸力面型 线曲率连续,在其余叶型参数均保持不变的基础上, 适应性的调整叶型出口构造角β_{2k}来满足吸力面喉部 前后叶型曲率连续的需求。按这种方法共设计了三 种不同的喉部面积A的叶型,中截面叶型参数对比见 表3,叶型对比见图10。

 Table 3 Geometric parameters of different throat area rotor blades

Parameter	Case 1	Case 2	Case 3		
Throat area A/mm ²	24.07	22.01	19.90		
eta_{2f} /(°)	32	29	26		
$oldsymbol{eta}_{1k}/(\degree)$	42	42	42		
$eta_{2k}/(\degree)$	37	34	31		

图 11给出了在设计转速 \bar{N} =0.64及功率峰值转速 \bar{N} =0.78下,上述三种不同反力度水平涡轮效率、攻角 及轴向力计算结果对比。设计转速下(\bar{N} =0.64), Case 1涡轮反力度为0.34,攻角约为-1°;Case 3涡轮 反力度 0.54,攻角约为-3°,涡轮相对效率随着反力度 的增加而升高,但差异相对较小,约0.3个百分点;而 在功率峰值转速 \bar{N} =0.78下,Case 1涡轮反力度增加到 0.42,攻角约为-14°,Case 2涡轮反力度增加到0.50,



Fig. 10 Comparison of the profiles with different outlet blade angle

攻角约为-16°, Case 3 涡轮反力度增加到 0.59, 攻角 约为-24°,该转速下,涡轮攻角随着反力度的增加而 增大,但涡轮效率随着反力度的增加而减小,且效率 差异明显增大,达到了1%。大转速下涡轮性能衰减 幅度增大,这一方面主要是由于反力度增加,改变了 同转速下的导向器出口速度,使得转子进口相对气 流角增大,提高了气流负攻角,使其超过了转子叶片 的负攻角适应范围,导致攻角损失急剧增加;另一方 面,反力度增加还使得转子叶片负荷增大,对于本文 所研究的大膨胀比涡轮,槽道内流速本来就很高,且 由于反力度随着转速的增大而增大,使得大转速状 态转子出口处于超声流动状态,导致大转速状态下 的通道内部激波损失增加。因此涡轮气动性能在大 转速状态下呈现随着反力度增加而降低的趋势。后 续随着转速持续增大,高反力度涡轮性能降低趋势 将更趋剧烈。这从图12所示三种不同反力度设计涡 轮功率-转速特性对比也可以看出。当涡轮转速低 于设计点转速(N=0.64)时,不同反力度方案涡轮功率 相差较小;而当转速超过设计转速后,功率差异逐渐 增大。Case 3 相对自由运转转速为 \bar{N}_{free} =1.45,较Case 1 计算值(*N*_{free}=1.49)降低 2.7%。这表明通过调整转 子叶片喉部面积,增大涡轮反力度,的确可达到降低 ATS涡轮自由运转转速的目的。

但同时也应注意到,涡轮反力度增加,会使得转 子轴向力增大,从图11(d)所示结果来看,峰值功率 转速 *N*=0.78下,Case 1叶型与Case 3叶型算得的转子 轴向力相差在30%左右,且涡轮反力度是随着转速 的增大而增加的,这导致自由运转状态下的转子轴 向力差异更加巨大,过大的轴向力对整机的安全稳 定工作带来了更大的挑战。

3.3 载荷系数及流量系数

上述讨论已经表明,采用较低的进口构造角及





Fig. 11 Aerodynamic calculation results of different turbine

N=0.78

推进技术



N=0.64

(c)

0

Fig. 12 Comparison of power-speed characteristic

一定的反力度设计,可以有效降低ATS自由运转转速,为了充分验证涡轮气动设计对ATS涡轮自由运转转速的影响,本文进一步研究了ATS涡轮载荷系数及流量系数的选取对自由运转转速的影响。

对于单级涡轮,当进口物理流量及工作转速确定 以后,载荷系数决定了转子叶片中径大小,而流量系 数决定了叶片出口通道高度。通常载荷系数越大,涡 轮中径高度越小,中径切向速度越低;而流量系数越 高,叶片高度越低,出口轴向速度越大,对涡轮效率 的提升带来一定的不利影响。本文主要通过改变转 子中径值及叶片通道高度的方式来调整流量系数及 载荷系数,为此设计了三种不同的子午流道方案,不 同流道参数见表4,具体的流道对比见图13。

为简化模型复杂程度,便于对比分析,所设计三

Table 4 Design parameters of different schemes

(d)

Parameter		Plan 1	Plar	n 2	Plan 3	
$u_2/({ m m/s})$		260.20	260	.20	267.01	
Vane blade heigh	t/mm	14.50	11.	00	10.75	
Rotor blade heigh	t/mm	16.00	13.	50	13.20	
Loading coeffici	ent	1.90	1.9	0	1.80	
Flow coefficie	nt	0.62	0.8	0	0.79	
Energy reaction	on	0.39	0.3	9	0.39	
		т. т.				
	Vane		Rotor			
					-	
— Plan	1 —	Plan 2	Pla	an 3		

Fig. 13 Comparison of the flow path

种流道均采用简单的等中径设计,其中,流道1(Plan 1)作为基准流道,流道2(Plan 2)保持转子叶片中径 值与流道1相同,转子叶片高度在流道1基础上降低 2.5mm,这两种流道方案载荷系数相同,而流道2的流 量系数从流道1的0.62提高到0.80;流道3(Plan 3)在 保持转子出口环形面积与流道2相同的前提下,采用 与流道1相同的外流道,通过抬高内流道的方式增加 中径高度,降低载荷系数。三个方案中,流道1由于 转子叶片高度最大,流量系数在三种方案中最低,而 流道3转子中径高度在三种流道中最大,载荷系数最小,流量系数与流道2基本相当。

采用以上三种流道分别进行了三维计算分析。 由于流道高度的变化会导致涡轮流通面积的改变, 为保持对比计算的合理性,各流道方案下,导叶及转 子叶片叶型几何参数基本保持不变,仅通过调整叶片 有效角的方式,保持导叶及转子喉部面积相同,使得 各方案涡轮级反力度水平保持在基本相当的水平。

从图 14给出的不同流道下涡轮功率-转速特性 曲线来看,采用降低流道高度提高流量系数设计对 降低涡轮自由运转转速具有明显的效果。流道 2状 态下的自由运转转速较流道 1 状态下降了约 7% 左 右;而流道 3 通过提高转子平均中径,同转速下载荷 系数要低于流道 1 和流道 2,使得自由运转转速在流 道 2 状态的基础上又降低了约 3%,且峰值功率对应 的转速由 *N*=0.78降低到 *N*=0.7。



但同时也应注意到,流道2峰值功率较流道1下 降近5%;流道3峰值功率较流道1状态低了6.8%。 这主要是由于叶片高度的降低,导致叶栅槽道内的 气流流速明显增加,流动损失提高,涡轮气动性能降 低,尤其是本文研究对象采用大膨胀比涡轮设计,其 单级膨胀比达到了4.5左右,通道内部处于超临界流 动状态,涡轮气动性能对载荷系数及流量系数的匹 配关系往往也更加敏感。

4 试验结果验证分析

根据上述研究结果,对某大功率 ATS 涡轮进行了 优化改进设计。为了降低自由运转转速,在保持峰 值功率基本不变的前提下,通过提高流道中径、降低 转子叶片高度的方式,提高涡轮级流量系数、降低载 荷系数;同时,在转子叶片造型时,采用较小的转 子进口构造角,保持峰值转速下的转子叶片攻角 在-25°;并且通过调整转子叶片出口有效角,减小转 子喉部面积,使得涡轮级反力度水平由原设计的0.2 提高到0.4。通过上述设计,在相同进气条件下,对改 进前后的ATS进行了整机试车验证。图15首先给出 了ATS整机试验结果与CFD计算结果对比。改进前 后整机试验扭矩及功率特性曲线对比见图16。



Fig. 15 Comparison of the engine test data and CFD results



Fig. 16 Comparison of the engine test data before and after optimization

图 15 中试验数据为相同进口条件,不同稳态转 速下的起动机性能录取结果,计算数据为与试验相 同条件下的三维 CFD 计算结果。由于在 CFD 计算时 未考虑到传动系统机械损失及滑油耗功,因此在对 比时根据经验将数值计算扭矩及效率按一定比例进 行了修正。修正后的数值计算结果与试验数据效率 及扭矩基本吻合。试验测得的峰值功率转速与计算 预估峰值功率转速基本相当,且功率峰值转速下的效 率相差 1.1%,扭矩相差 0.4%。图 16 所示主发动机起 动状态数值计算结果与试验结果对比也可观察到与 图 15 相同的趋势,在 *N*介于 0.2~0.9 时,计算功率及扭 矩与试验结果基本相当,且数值计算对功率峰值转速 的预测与试验结果近乎完全相同,而当转速超过功率 峰值转速以后,由于较大的攻角导致的分离流越发 严重,数据计算结果与试验结果偏差逐渐变大。

从图16中试验结果对比来看,优化设计涡轮峰

值功率较原型略微降低1.9%,而功率峰值转速由 N₁= 0.73 大幅降低到 N₁=0.6,降低17.8%;同时,在功率峰 值转速前,优化后涡轮输出功率均超过原型涡轮,最 大起动扭矩较原型提高近18%,涡轮前段加速能力更 强;当转速超过功率峰值转速以后,优化设计涡轮功 率衰减幅度更大,达到脱开转速时,优化设计涡轮功 率较原型涡轮低约34%。根据前述自由运转转速与 功率峰值转速之间的对应关系,改进后涡轮达到输 出轴功率为零时的运转转速将明显低于改进前,预 计自由运转转速较改进前可降低近20%,与设计结果 基本相符,实现了在峰值功率基本相当的前提下,大 幅降低 ATS 自由运转转速的改进设计目标。

5 结 论

本文针对空气涡轮起动机工作特点,探究了涡 轮气动设计对起动机自由运转转速的影响,并开展 了整机试车验证,得到以下主要结论:

(1)ATS涡轮攻角对自由运转转速具有非常明显 的影响,通过选择合适的涡轮气动设计参数,提高功 率峰值转速下的负攻角,降低功率峰值转速,可有效 降低自由运转转速。

(2)采用低转子进口构造角,高涡轮反力度设计,可一定程度上提高大转速状态下的转子负攻角, 增强大转速状态下的转子攻角损失,进而降低涡轮 自由运转转速。

(3)采用高流量系数、低载荷系数设计,可有效 降低ATS涡轮自由运转转速;但流量系数提高,涡轮 出口余气损失增大,影响整机性能,在涡轮气动设计 时需将下游排气段及涡轮统筹设计考虑,以降低出 口损失。

(4)整机试车数据表明,采用本文提出的设计方法,优化后的涡轮在峰值功率基本不变的前提下,使得功率峰值转速降低17.8%,脱开转速的功率降低约34%,预计自由运转转速较改进前可降低近20%,实现了优化设计目标。

致 谢:感谢国家科技重大专项基金的资助。

参考文献

- [1] 李东杰. 辅助动力装置的应用现状和发展趋势[J]. 航空科学技术, 2012(6): 7-10.
- [2] Farsworth G A, Plevich C C, Durnal K. Design Improvements in Air Turbine Start Systems [R]. Anaheim: SAE

TP-921947, 1992.

- [3] Morita M, Sasaki M. Restart Characteristics of Turbofan Engines[R]. ISABE 89-7127.
- [4] Chappell M A, Mclaughlin P W. An Approach to Modeling Continuous Turbine Engine Operation from Start-Up to Shut-Down[R]. AIAA 91-2373.
- [5] 孙牧桥,苏三买,成 剑,等. 空气涡轮起动机调压 装置 AMESim 建模与仿真[J]. 航空动力学报, 2012, 27(2):450-455.
- [6] GJB4735-1996中央军委装备发展部.飞机发动机用 空气涡轮起动机通用规范[S].
- [7]《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册第14册:辅助动力装置及起动机[M]. 北京:航空工业出版社,2000.
- [8] 皮凯雯, 邹子剑. 基于故障树法的空气涡轮起动机自由运转故障分析[J]. 工艺设计改造及检测检修, 2021, 10: 57-59.
- [9] 宣海军,洪伟荣,吴荣仁. 航空发动机涡轮叶片包容试验 及数值模拟[J]. 航空动力学报, 2005, 20(5): 762-767.
- [10] 侯乐毅,陈靖华,郑 妹.空气涡轮起动机包容性研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2017, 30(6): 27-32.
- [11] 李宏钦,杨宗阳,蒋 聪,等.航空发动机空气涡轮起动机包容结构研究[J].航空发动机,2019,45(3):51-57.
- [12] Angelo D. Wide Speed Range Turboshaft Study [R]. NASA CR-198380, 1995.
- [13] Gerard E W, Ashlie B M, Mark A. S, et al. Variable-Speed Power-Turbine Research at Glenn Research Center [R]. NASA/TM-2012-217605.
- [14] Suchezky M, Cruzen G S. Variable-Speed Power-Turbine for the Large Civil Tilt Rotor[R]. NASA/CR-2012-217424.
- [15] 张绍文,潘尚能,罗建桥.高速旋翼机变转速动力涡 轮的发展[J].国际航空,2015(11):65-67.
- [16] McVetta A B, Giel P W, Welch G E, et al. Aerodynamic Investigation of Incidence Angle Effects in a Large Scale Transonic Turbine Cascade[R]. AIAA 2012-3879.
- [17] Ford A, Bloxham M, Turner E, et al. Design Optimization of Incidence-Tolerant Blading Relevant to Large Civil Tilt-Rotor Power Turbine Applications[R]. NASA/CR-2012-217016.
- [18] 邹正平, 王松涛, 刘火星. 航空燃气轮机涡轮气体动 力学: 流动机理及气动设计[M]. 上海:上海交通大 学出版社, 2014.
- [19] Moustapha S H, Kacker S C, Tremblay B. An Improved Incidence Losses Prediction Method for Turbine Airfoils [R]. ASME 89-GT-284.
- [20] Denton J D. Loss Mechanisms in Turbomachines [J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115(4): 621-656.
- [21] Pritchard L J. An Eleven Parameter Axial Turbine Airfoil Geometry Model[R]. ASME 85-GT-219.

(编辑:朱立影)