

测试布局对涡轮效率的影响研究*

付少林¹, 杨荣菲¹, 刘长青², 舒杰¹, 葛宁¹

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

摘要: 在涡轮稳态性能试验中, 由于探针几何堵塞限制, 进/出口测量截面上过少的测点以及近端壁流场信息缺失影响涡轮等熵效率的评估精度。本文基于涡轮出口截面近壁边界层与平板湍流边界层速度分布相似的假设, 首先发展了涡轮近壁边界层总温、总压计算模型, 然后利用PW E³单级高压涡轮的数值计算结果, 分析发现此近壁边界层模型能大幅改进涡轮测试效率的精度, 轮毂近壁测点位于5%~10%叶高、机匣近壁测点位于90%~95%叶高时, 近壁边界层模型修正的涡轮效率精度最高。测试截面位于涡轮出口3倍转子叶根轴向弦长下游时, 在不同的涡轮工况下, 涡轮的修正效率与CFD全流场计算效率的误差小于0.3%。利用此模型, 进一步分析了探针周向、径向测点数对涡轮效率的影响, 获得了高精度测试效率所需的最少周向测点数为5, 最佳径向点数可取7~10。获得的试验数据后处理方法以及测试探针布局准则, 能用于指导工程上涡轮性能试验方案设计以及试验数据后处理。

关键词: 高压涡轮; 性能试验; 近壁边界层模型; 测试布局; 等熵效率

中图分类号: V231.3 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2019) 11-2464-09

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.180797

Effects of Rake Measurements on Turbine Efficiency

FU Shao-lin¹, YANG Rong-fei¹, LIU Chang-qing², SHU Jie¹, GE Ning¹

(1. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: It is believed that the blockage caused by the geometry of probes, insufficient probes at the measured surface of inlet/exit and the missing of flow information in end wall roughly affect the accuracy of isentropic efficiency in the steady performance experiment of turbine. The calculation model of total temperature and total pressure near the end wall is proposed in this work, which is based on the assumption that the distribution of velocity of boundary layer near the end wall at the turbine exit is similar to flat plate turbulent boundary layer's. According to the numerical analysis of the single-state high-pressure turbine (PW E³), it is found that the accuracy of isentropic efficiency in the turbine experiment increases greatly due to the application of the calculation model. And the turbine efficiency accuracy is highest when the probe near the hub is in the range of 5% to 10% blade height and the probe near the tip is in the range of 90% to 95% blade height. When the measured surface is located downstream of the triple axial chord length of rotor root at the turbine exit, the errors between corrected isentropic efficiency and numerical results are below 0.3% in different conditions. The model mentioned above is used to further study the effects of circumferential and radial probe number on the turbine efficiency. The results show

* 收稿日期: 2018-12-20; 修订日期: 2019-04-04。

作者简介: 付少林, 硕士生, 研究领域为叶轮机气动力学。E-mail: shaolin0916@qq.com

通讯作者: 葛宁, 博士, 教授, 研究领域为叶轮机气动力学。E-mail: gening@nuaa.edu.cn

引用格式: 付少林, 杨荣菲, 刘长青, 等. 测试布局对涡轮效率的影响研究[J]. 推进技术, 2019, 40(11):2464-2472. (FU Shao-lin, YANG Rong-fei, LIU Chang-qing, et al. Effects of Rake Measurements on Turbine Efficiency[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(11):2464-2472.)

that the least circumferential probes can be 5 and optimal number of radial probes can be 7 to 10 to meet the requirement of the efficiency accuracy in the experiment. It can be concluded that the obtained post-processing method of experiment data and the criteria of rake measurements can be used in the experimental design of turbine performance and post-processing of experiment data in engineering application.

Key words: High pressure turbine; Performance experiment; Boundary layer model near the end wall; Rake measurements; Isentropic efficiency

1 引言

涡轮稳态性能测试中,通常通过在涡轮进/出口截面沿周向布置总温、总压测试探针,利用测量截面上多个测点获得的平均参数来计算涡轮的等熵效率、压比参数。测量截面上测点的分布规律、测点数量、未测量面积以及端壁未测量区参数的处理方法都会对计算平均值产生影响^[1],并最终可能引起试验测试效率与理想效率偏差很大。因此,研究测试布局对涡轮效率的影响,有利于指导测试方案的设计、改善涡轮试验数据精度。

按照以往经验,在涡轮出口下游的1.0~2.0倍末级叶片轴向弦长处布置测量截面,周向选用“水”字型或“米”字型布局测量探针支杆^[2],在探针支杆上按照等环面或等间距分布规律沿径向布置多个测点,测点数根据叶片高度在探针支杆尺寸允许的情况下尽量多的原则安排,在小发上径向测试探点为3~5个,在大发上径向测试探点为7~9个^[3]。Mark等^[4]在对一个新设计的变转速动力涡轮进行试验验证时,在出口截面采用6支6点总温、总压探针。熊兵等^[5]在研究不同叶尖间隙涡轮转子出口流场时,第一个测点距机匣5mm,径向每间隔2.59mm布置一个测点共20个测点,实现对转子出口流场的测量。Schneider等^[1]通过CFD方法研究了测试布局对涡轮计算效率的影响,研究得到涡轮测试中仅需3支总温、3支总压梳即可,径向探点数至少大于5。Frederick等^[6]研究了探针的数量和布局对测量结果的影响,在8梳40点的测试布局下,总压测量结果误差小于1%,当探针数量低于此值时,误差增大。Schmitz等^[7]在某高负荷低压涡轮的设计实验中,距离进口2倍导叶轴向弦长和出口1倍转子轴向弦长处布置总温总压耙,径向进口6个探针和出口8个探针等环面分布,沿周向布置两个测量耙,估算得到功的偏差较小,在0.25%以内。Kawachi等^[8]在某高负荷涡轮优化设计的实验中,出口温度在转子下游的充分混合的流场中测量,所得结果误差较小。Enghardt等^[9]在三级低压涡轮机的出口处下游的两个转子的三倍直径的轴

向位置处进行非定常的压力测量。于成海等^[10]在低速大尺寸轴流压气机实验中,在动叶下游3个不同轴向位置测量,每个轴向位置径向0.1~1倍叶高范围内间距5mm均布28个测点,测得各气动参数的径向分布。从上述文献可以看出,针对不同的研究对象,实验中测点的布置大不相同,没有统一的标准,而是在考虑结构允许下尽可能多地布置测点,但是即使测量截面布置有足够多的测点,所测结果仍然不够准确,其原因主要在于:第一,探针支杆的堵塞要求使得测点数仍然有限;第二,在靠近叶根叶尖部位,结构的限制使布局测点受限;第三,在附面层内,温度、压力梯度较大,端壁与近壁测点之间参数分布的预估方法影响了测量准确性^[11]。

为了减少端壁未测量区域的影响,工程上常通过经验系数来确定壁面总参数,并假设近端壁区总参数沿径向线性分布。这种工程上的端壁区参数修正方法一定程度提高了性能试验数据的精度,但是其精度改进程度取决于经验系数,并没有相关资料给出此经验系数的选取准则。为了避免端区参数修正时选取经验系数的盲目性,Schneider等^[1]提出了基于平板湍流边界层速度分布模型的端壁区总压分布修正方法,并近似认为端壁区总温相等,这种修正方法改进了涡轮效率的测试精度。但是实际涡轮中,端壁区总压、总温沿径向都是非均匀分布的,且总温测量的精度较总压测量精度对涡轮等熵效率的不确定度影响更大^[12],因此,在端壁区参数修正的边界层模型中,有必要进一步地修正总温参数,减少测试效率的不确定度。

针对涡轮性能试验中存在的上述问题,本文首先完善基于边界层模型的近端壁区参数修正方法,然后以PW E³单级高压涡轮CFD计算结果进行后处理,分析近端壁参数修正方法的适用范围,最后利用本文完善的端壁边界层模型研究了测试布局对等熵效率的影响。该研究将为工程上涡轮性能实验测试布局以及数据后处理方法提供一定的理论依据。

2 研究对象与数值验证

2.1 研究对象及数值方法

研究对象为PW-E³单级高压涡轮,设计点转速为13.232kr/min,膨胀比为4.0,流量为30kg/s,效率为0.911^[13],其几何见图1所示,详细的几何参数见文献[14]。

计算域进口距离导叶前缘1.5倍导叶叶根轴向弦长,计算域出口距离转子尾缘6倍转子叶根轴向弦长(记为: C_a),采用单通道模型进行数值计算以减少对计算资源的需求。采用Autogrid5自动生成HOH型结构网格,O型网格的网格节点分布为:静子和转子绕固壁方向×固壁法向×展向网格为244×38×65,228×38×65,进/出口H型网格分布为41(周向)×25/101(流向)×65(展向),涡轮静叶网格总数约为75万,动叶网格节点总数约为85万。网格划分过程中,不考虑转子叶尖间隙,固壁附近网格加密,第一层网格离壁距离为2 μ m,使得 $y^+ \approx 1$,满足下文数值计算选用的SST湍流模型需求。叶片几何及网格分布如图1所示。

数值计算采用商用软件Fine/Numeca定常变比热计算模块,选取SST湍流模型。边界条件按照设计点给定,进口给定总温1633K,总压1.324491MPa和轴向进气,出口给定静压270kPa,固壁采用绝热无滑移条件,周向边界定义为周期性边界,转静交界面采用1D无反射的掺混平面。

2.2 数值方法验证

为消除网格量引起的误差,对PW-E³单级高压涡轮进行了网格量无关性验证,静子和转子网格沿绕固壁方向×固壁法向×展向网格均匀加密,进出口计算域沿周向×流向×展向均匀加密。图2给出了

PW-E³单级高压涡轮不同网格量下的涡轮膨胀比和等熵效率的径向分布,可以看出,当网格量达到159.8万之后,涡轮膨胀比和等熵效率径向分布基本重合,因此可认为本文数值计算分析选用的159.8万的网格量满足网格无关性要求。

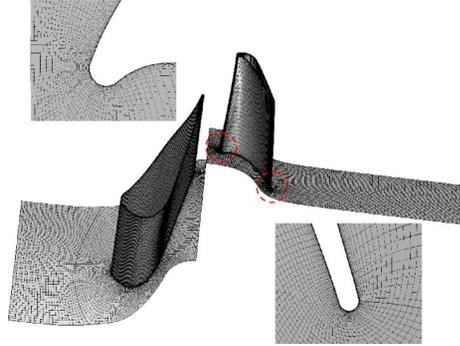


Fig. 1 Geometry and grid of turbine blade

3 结果与讨论

3.1 近端壁区参数修正方法

在涡轮性能试验中,一般进口采用均匀流场,流体经过涡轮后由于激波、尾迹、角区涡等高损失区的存在,涡轮出口截面参数表现出高度非均匀。为了减少非均匀特征对平均结果的影响,试验中常取转子下游流动充分混合的截面进行参数测量^[3],一般而言,在距离转子出口 $3C_a$ 之后的测量截面上流场近似充分混合,故本文首先选取距转子尾缘 $3C_a$ 的位置为出口测量截面进行近端壁区参数修正方法以及测试参数布局研究。

图3给出了PW-E³出口测量截面上绝对总温和绝对总压云图,可以看出,总温、总压沿周向、径向非均匀分布。理论上而言,当图3中测点越密时,获得

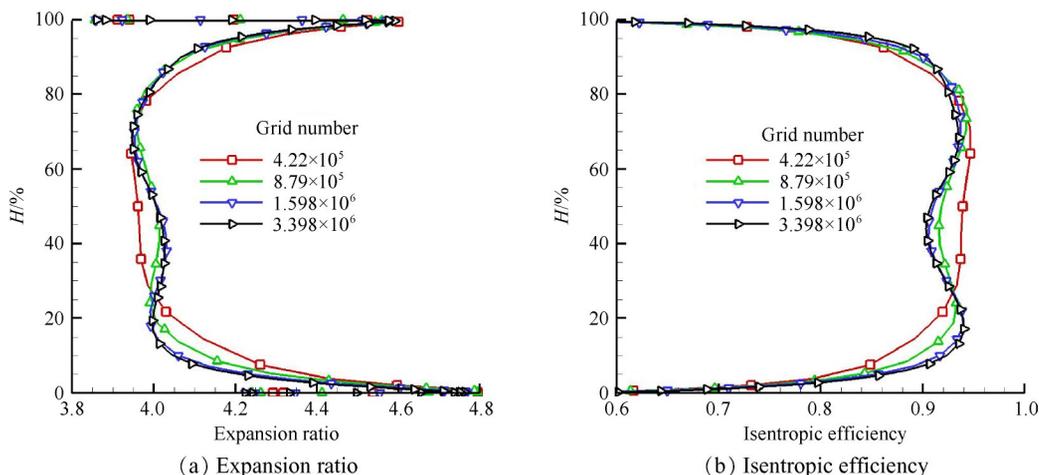


Fig. 2 Distributions of the expansion ratio and isentropic efficiency of the turbine

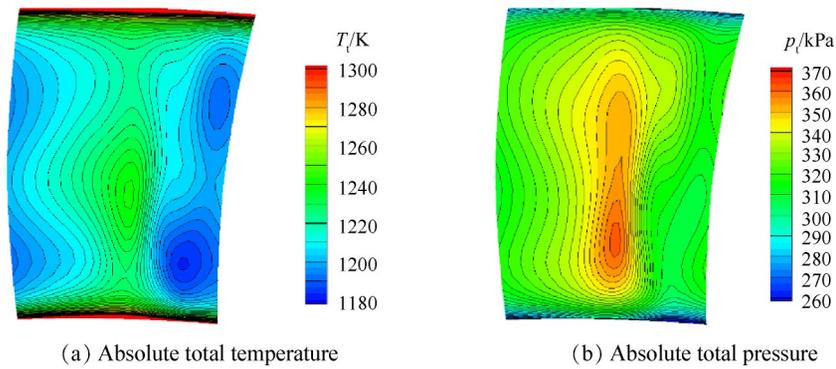


Fig. 3 Distribution of absolute total temperature/pressure at the exit of rotor

的平均总压、总温精度越高,计算的涡轮等熵效率也将越准确。而在真实试验中,由于探针几何堵塞限制,出口测量截面上的测点数有限且较少,必然会影响涡轮的试验效率精度。因此本文主要针对涡轮出口截面,研究近端壁未测量区域的参数修正、测点分布和密度对涡轮等熵效率精度的影响。

3.1.1 端壁未测量面积对效率的影响

在实际涡轮性能试验时,考虑测试成本以及探针堵塞影响,一般不会测量端壁边界层内的总参数,另一方面,如果近壁区的测点距离壁面太近,端壁效应使近壁区测试结果误差很大,因此,试验过程中要求近壁测点距离上下端壁有最小距离,本节针对这一实际情况,以整个出口流场的流量平均参数计算获得的涡轮效率作为基准,研究上下端壁流场信息缺失对涡轮效率的影响。

假设探针最小离端壁距离为 d , 整个出口截面高度 H , $d/H=5%$ 表示只获取 5%~95% 高度范围内流场数据,图 4 中 A_t, A_c, A_h 分别表示叶尖未测量区域、叶中测量区域、叶根未测量区域面积。计算得到不同测量范围下流量平均等熵效率与基准值的偏差 $\Delta\eta$ 见表 1 及图 5 所示,可以看出,随着端区未测距离的增加,未测量面积增加,不考虑未测量面积计算得到的效率与基准效率的偏差先急剧增加后缓慢增加,由图 3 可以看出,总温总压参数在端壁区变化剧烈,在叶中区域趋于平缓,这是导致图 5 中效率偏差随端区未测距离变化的主要原因。从表 1 中还可以看出,在径向未测距离为 5% 时,效率偏差已高达 1.3%, 如此大的效率偏差必然影响涡轮性能的评定。

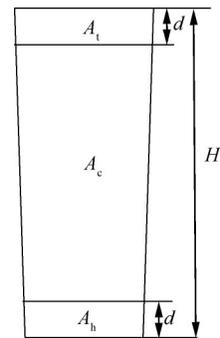


Fig. 4 Individual areas of the exit section

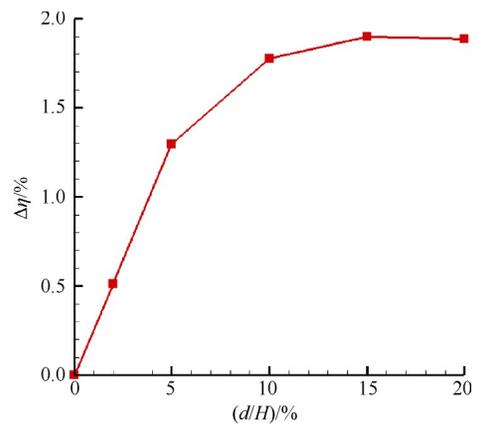


Fig. 5 Changes in turbine efficiency due to the unresolved hub and tip areas

Table 1 Isentropic efficiency in different distance from the endwall

$(d/H)/\%$	0	2	5	10	15	20
Unresolved area/%	0	3.07	8.77	17.17	24.03	32.02
$\Delta\eta/\%$	0	0.51	1.30	1.77	1.90	1.89

3.1.2 工程上的端壁修正方法

为了减少端区未测量区域对涡轮效率的影响,一般利用近壁测点参数来修正端壁处的总温、总压,将修正后的端壁区参数作为测量参数计入到涡轮总温、总压的平均计算过程中。工程上常用的修正方法是将近壁测点参数乘以一个经验系数来获得壁面参数,并假设近壁区参数线性变化,表达式如下

$$T_w = \alpha T_{inner}, p_w = \beta p_{inner} \quad (1)$$

式中 T_{inner} 和 p_{inner} 为近壁测点总温、总压, T_w 和 p_w 为壁面总温、总压,工程上涡轮试验中通常采用的修正系数为 $\alpha = 1.02, \beta = 0.98$ 。

但实际情况下近壁区边界层内总温、总压的径向分布并不是线性的,分布特征与涡轮工况、设计特点相关,这意味着式(1)中的经验系数并不能简单地用一个统一值来预估,下文的图6也证实了此观点。针对此问题,本文基于文献[15]提出的平板湍流边界层速度分布规律,以及文献[1]中提出的近壁总压计算模型,进一步发展了近壁边界层内总温计算模型,用于效率计算时修正涡轮端区未测量区域的影响。

3.1.3 基于边界层模型的近端壁区参数修正方法

3.1.3.1 模型介绍

张晨凯等^[16]在研究四级低速轴流压气机端壁区流动的实验中,采用十点梳状附面层探针测得附面层厚度,发现端壁区速度分布与平板附面层指数定律计算公式估算结果较吻合。由于叶轮机械出口端壁附面层具有相似性,故本文中假设涡轮出口端壁附面层内相对速度分布与平板完全发展的湍流边界层速度分布相似,表达式如下

$$u_r = U_\infty \cdot \left(\frac{y}{\delta} \right)^{\frac{1}{7}} \quad (2)$$

式中 U_∞ 为近壁第一个测点绝对速度, δ 为第一个测点距端壁距离。

假设近壁区附面层内静压相等,转子出口相对总温近似不变,可得近壁区静温分布满足

$$T_s = T_r - \frac{(\kappa - 1)u_r^2}{2\kappa R_g} \quad (3)$$

式中 T_s 为静温, T_r 为相对总温, u_r 为相对速度, R_g 为气体常数, κ 为绝热指数。

由滞止参数与静参数关系式得到近壁区总温、总压计算式为

$$T_t = T_s \left(1 + \frac{(\kappa - 1)}{2} Ma^2 \right) \quad (4)$$

$$p_t = p_s \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} Ma^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \quad (5)$$

式中 T_t 为绝对总温, p_t 为绝对总压, p_s 为静压, 绝热指数 $\kappa = 1.4$, Ma 为绝对马赫数。

由式(2)可以看出,近壁区总参数的修正结果与近壁区第一个测点位置相关,当第一个测点位于边界层外时,速度分布假设不适用,当第一个测点在边界层内时,速度分布假设适用。

3.1.3.2 设计工况下修正方法的适用范围

(1) 径向未测量范围

针对PW E³高压涡轮设计工况,利用上文提出的

近壁区参数分布预估方法(下文中简称为端壁边界层模型),以距离叶根0~(5%,8%,10%,15%)叶片高度的测点来预估近壁区内速度分布以及相应的总温、总压、效率分布,并与CFD计算结果对比见图6所示,可以看出,近壁区第一个测点位于10%叶高之外的总温、总温及效率的修正误差较大,在0~5% H 范围内,修正的性能参数和CFD计算结果符合较好,因此,将轮毂近壁测点最远位于5% H (此处离壁距离为3.14mm)处,此时边界层修正模型能够大幅降低轮毂端区未测量区域对总性能参数评定的影响。

同样的,对叶尖附近距离轮毂(95%,92%,90%,85%)~100%叶高范围内参数进行修正,并与CFD计算结果对比如图7所示,近壁第一个测点位于90% H 及85% H 时修正的近壁区参数径向分布与CFD计算结果误差较大,在95% H ~100% H 范围内,修正的性能参数和CFD计算结果基本吻合,因此,将机匣近壁测点选在95%叶高处,此时边界层修正模型能够较好地预测机匣端壁未测量区域的总参数径向分布。

从图6,图7中可以看出,端壁区参数修正的结果和速度分布直接相关,修正的速度分布形态和实际速度分布形态相近时,修正总温、总压的偏差减小,效率偏差也随之减小。轮毂近壁测点位于5%叶高、机匣近壁测点位于95%叶高处时,假设的近壁速度分布几乎与CFD计算结果一致,使涡轮的修正效率精度提高。

(2) 轴向测试位置

设计工况下,在5%~95%叶高范围内布置探针测点,比较不同轴向位置处测量截面上速度、总温、总压径向分布见图8所示,可以看到,不同轴向位置处总参数径向分布区别较大,尤其体现在叶根和叶尖区域,随着流动向下游发展,主流与端区边界层之间的能量交换使得端区边界层逐渐增厚,在轴向位置 $3C_a$ 之前,边界层几何形状并不满足平板湍流边界层速度型,模型预测的总温、总压与CFD计算结果偏差较大;在轴向位置 $3C_a$ 之后,涡轮出口端壁边界层基本完全掺混,速度特征满足平板湍流边界层速度型,模型修正的总温、总压参数与CFD符合最好。

利用上文的端壁边界层模型,计算轴向测试截面位于 $1C_a$ ~ $6C_a$ 之间时涡轮等熵效率,并与基准效率对比见图9所示,可以看出,涡轮端壁边界层模型修正的效率与基准效率的偏差为0.10%~0.79%,并且随测量截面后移,修正效率与基准效率的偏差先减小,当测量截面位置在 $3C_a$ 下游时,效率偏差达到最小值0.1并基本不再变化。因此,将测量截面置于 $3C_a$ 下

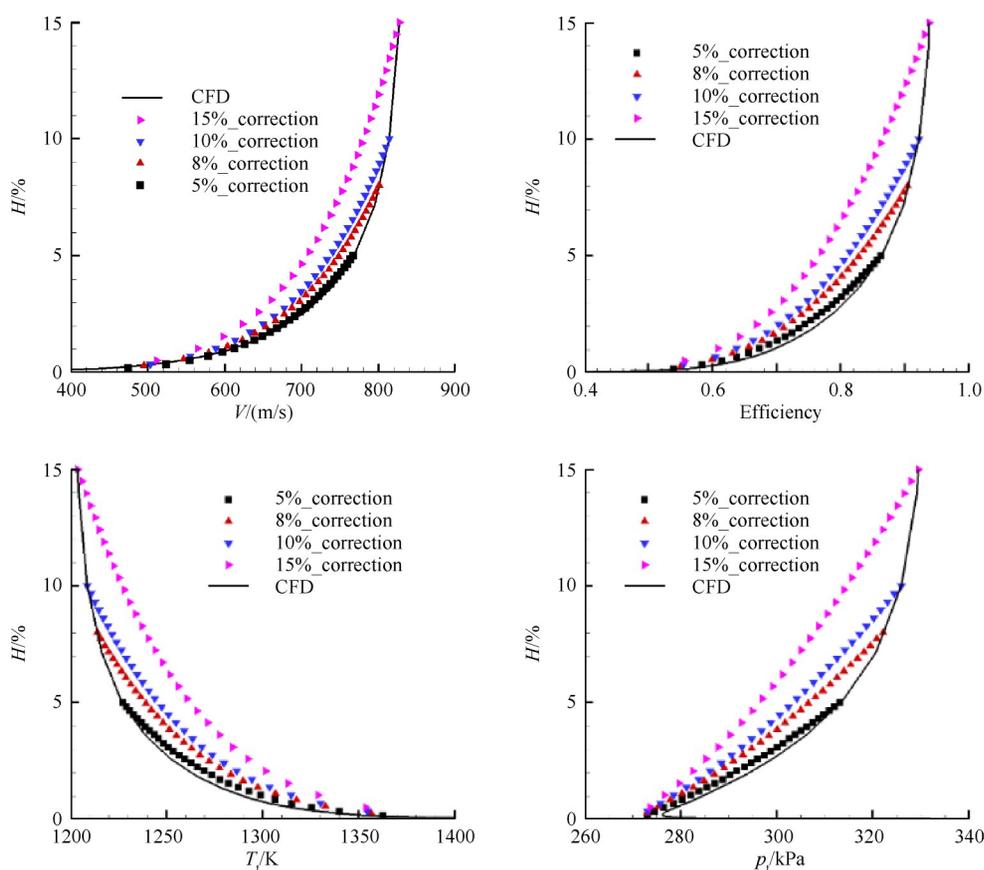


Fig. 6 Corrected radial distributions in the region of hub

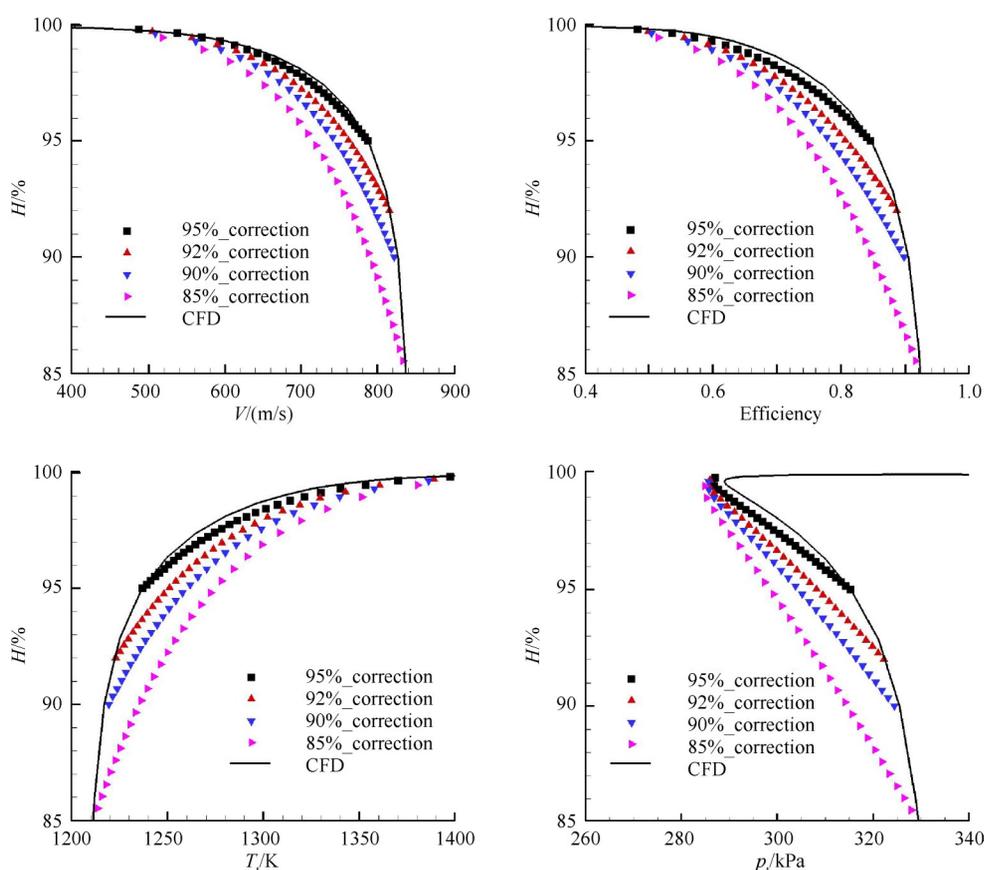


Fig. 7 Corrected radial distributions in the region of tip

游,此时涡轮出口流动基本完全发展,端壁边界层模型修正的涡轮效率精度最高。

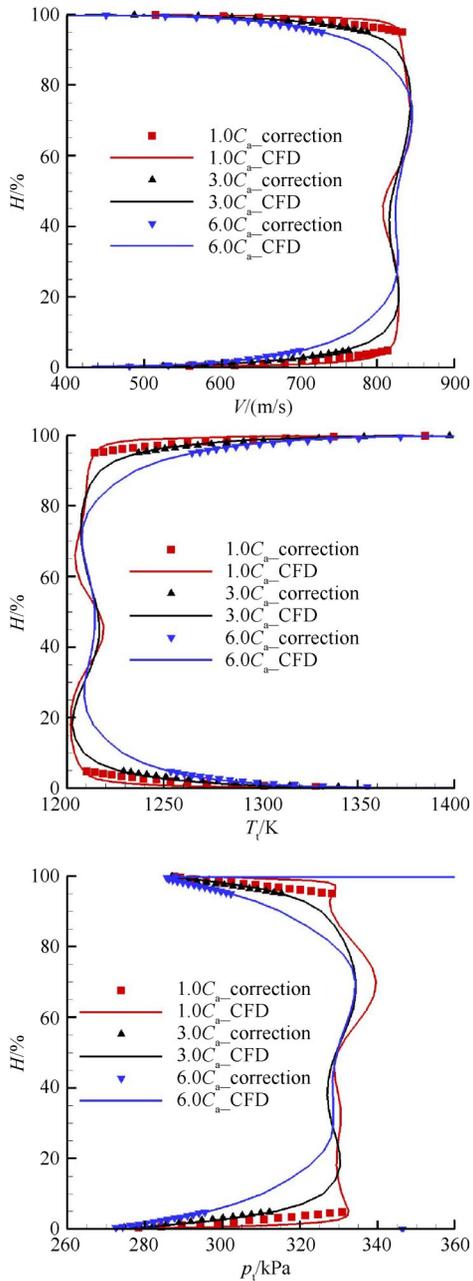


Fig. 8 Distributions of relative velocity and total parameters in different axial position

3.1.3.3 工况对修正效率的影响

将测试截面置于涡轮出口 $3C_a$ 处,在 5%~95% 叶高范围内布置探针测点,计算相同转速不同膨胀比 (Expansion ratio) 下端壁边界层模型修正后的涡轮等熵效率,并与基准效率对比见图 10 所示,可以看出,在涡轮整个工作范围内,涡轮的修正效率与基准效率的偏差基本不变,在 0.2% 以内。图 11 给出了不同工况下测量截面的总压、总温径向分布,可以看出,

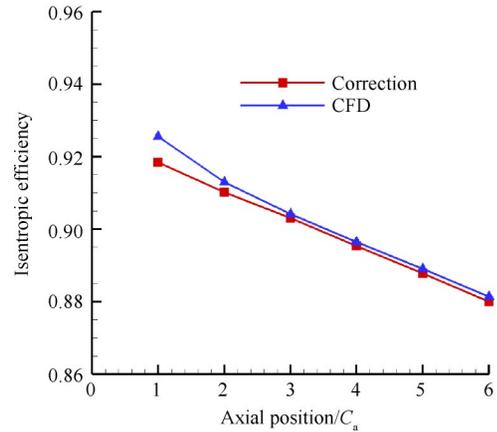


Fig. 9 Changes in corrected results due to the axial position

随涡轮膨胀比 (ER) 减小,总温、总压径向不均匀程度减小,端壁边界层总参数分布形态更加饱满,接近于图 8 中 $6C_a$ 测量截面处完全发展湍流边界层内参数分布形态,使得所有计算工况下涡轮修正效率的误差很小。因此,本文发展的涡轮近端壁区参数修正方法适用于宽广的工作范围。

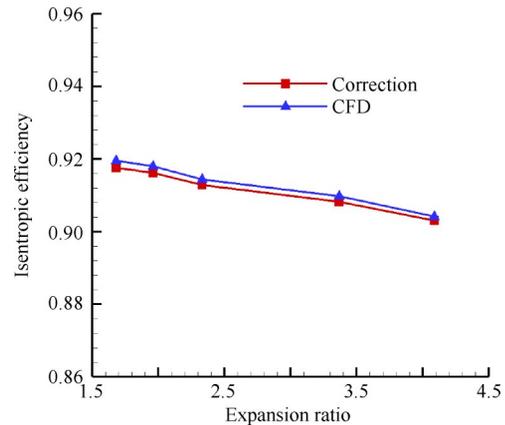


Fig. 10 Changes in corrected results due to different conditions

3.2 测试布局对涡轮等熵效率的影响

对于单级或多级涡轮,由于测量截面位于转子出口,转子相对测试探针支杆运动,理论上来说,一支测试探针就可以获得不同叶高截面上整个周向范围的参数,即捕捉到涡轮出口截面的周向非均匀特征,在试验测试方案制定过程中,主要关注径向测点数及分布规律对涡轮测试效率的影响。但是,如果测试对象为涡轮静子或者单级/多级涡轮出口包含一个静子的试验件,一支探针并不能捕捉到涡轮出口截面的周向非均匀特征,此时有必要考虑探针支杆的周向布局。因此,考虑到测试布局的通用性,下文对周向测点布局、径向测点布局都进行了讨论,其中

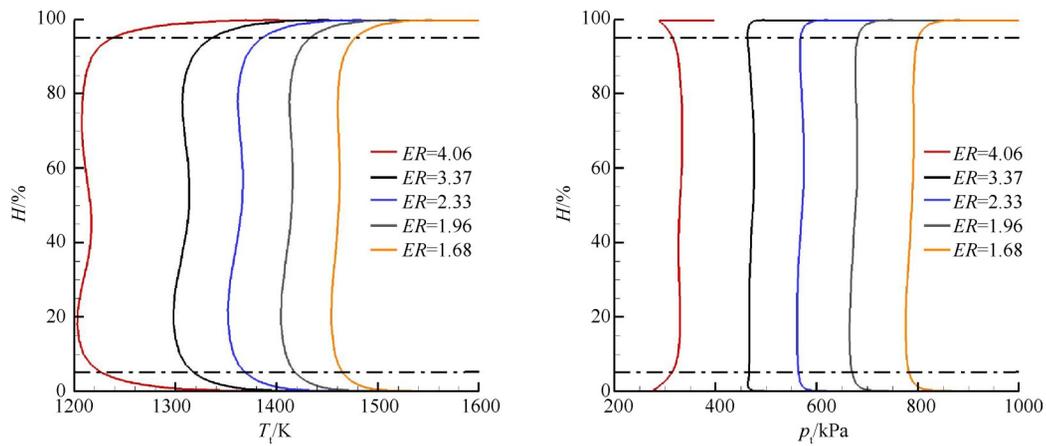


Fig. 11 Distributions of total temperature and total pressure in different condition

涡轮出口测试截面置于转子下游 $3C_a$ 处,在径向 5%~95% 叶高、周向 0%~100% 栅距范围内布置测点,同时将测试截面的 CFD 全流场流量平均参数计算的效率作为基准效率进行测试布局分析。

3.2.1 周向测试布局

涡轮性能试验中,测试探针通常按周向非均匀布置,如果将所有探针相对叶片通道的位置特征集中在一个通道中,则表现为所有探针周向均匀分布于一个叶片通道中,由于涡轮出口各叶片通道流场近似相同,故这种非均匀周向探针布局方案能够利用最少的探针来获得满足精度要求的涡轮性能。因此,本节测点周向测试布局研究中,认为探针在单叶片通道中均匀分布,仅关注测点数对涡轮测试效率的影响。

将径向测点按照等环面积布置 30 个点,周向测试点数 N_{circ} 分别选取为 (3, 5, 7, 9, 10, 20, 30), 计算得到近壁区参数利用线性模型 (Linear model) 和端壁边界层模型 (Boundary layer model) 修正后的涡轮效率与基准效率偏差随周向测点数 N_{circ} 的变化见图 12 所示,可以看出,周向测点数的变化对效率的影响较小,当 $N_{circ} > 5$ 时,效率基本保持不变。但是两种修正方法的误差显著不同,周向测点数 > 5 时,线性模型修正效率始终比基准效率偏高 0.78%, 而端壁边界层模型修正效率与基准效率的偏差 $< 0.27%$, 可以忽略不计。

3.2.2 径向测试布局

令周向测试点数为 10, 在叶根 5%, 95% 叶高处各布置一个测点,并将其余径向测点按照等环面积分布,改变径向测试点数 N_{rad} 分别为 (3, 5, 7, 9, 10, 15, 20, 25), 计算得到线性模型和端壁边界层模型修正的涡轮效率与基准效率偏差随径向点数 N_{rad} 的变

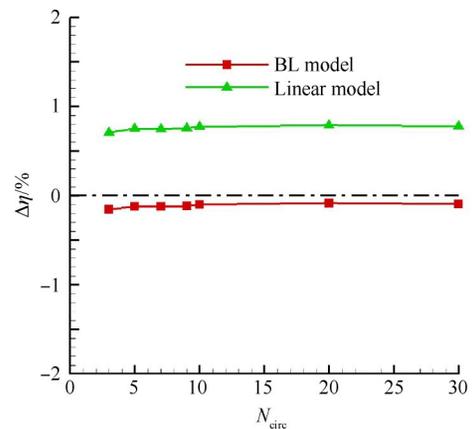


Fig. 12 Changes in efficiency due to circumferential probes

化见图 13 所示,可以看出,在径向点数足够多的情况下,线性模型修正后的效率依然较基准效率偏高 0.7%, 说明线性模型修正无法从根本上消除端区未测量区域误差,且误差不可忽略。而观察边界层模型修正效率可以看出,径向点数 $N_{rad} = 25$ 时,修正效率偏差仅为 0.05%, 可认为端区边界层修正模型能有效消除端区未测量区域引起的误差。对比 3.1.2 和 3.1.3 节中端壁区线性修正模型和边界层模型的修正方法可知,端壁边界层模型获得的近壁区参数分布更加符合实际流动,这也是此模型计算得到的效率与基准效率偏差很小的主要原因,同时由于端壁边界层模型是直接计算得到的边界层参数径向分布,因此,能够避免线性模型中经验系数选取的盲目性。

从图 13 中端壁边界层模型修正结果还可以看出,随径向测点数增加,修正后的涡轮效率逐渐趋近于基准值,当测试点数为 3 时,修正后的涡轮效率偏差高达 3.45%, 这是因为叶中附近的测点过少,未能准确捕捉到叶中附近的非均匀流动见图 5 所示,使得涡轮修正效率偏离基准值过大。当径向测点数为 10 时,修正效率偏差为 0.28%, 基本可以忽略不计,因

此,对于大尺寸高压涡轮而言,径向最佳测点数可取7~10。

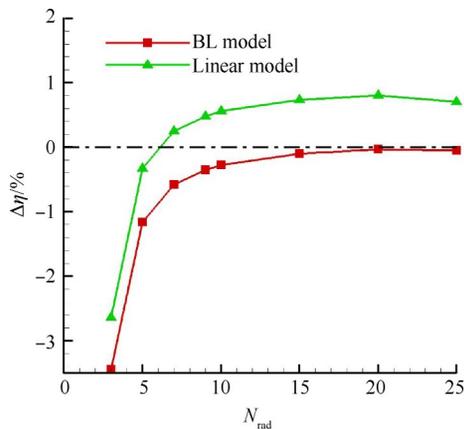


Fig. 13 Changes in efficiency due to radial probes

4 结论

本文完善了涡轮出口近端壁区参数修正方法,并基于PW-E³涡轮数值计算结果,开展了测点周向、径向布局的分析研究,得到的结论如下:

(1)基于涡轮出口端壁边界层与平板湍流边界层速度分布相似的假设,提出了涡轮出口近端壁区总温、总压的修正方法,修正后的涡轮测试效率与全流场CFD计算效率之间的偏差<0.3%,能用于工程中涡轮性能试验数据后处理,并提高测试效率精度。

(2)测量截面位于涡轮出口3倍转子叶片轴向弦长下游,轮毂近壁测点位于5%~10%叶高、机匣近壁测点位于90%~95%叶高时,端壁边界层模型修正的涡轮效率精度最高,此结论适用所有设计及非设计工况。

(3)周向和径向测点数对涡轮效率精度有重要影响,周向测点数越多,效率误差越小,当测点数达到5时,误差可忽略不计;径向测点数越多,效率误差越小,最佳径向测点数为7~10。

参考文献:

[1] Schneider C, Rose M G, Staudacher S. On the Assessment of Turbine Efficiency from Experimental Data for Low Pressure Turbines at Low Reynolds Numbers [R]. *ASME GT* 2012-69435.

- [2] Abernethy, Thompson. Handbook Uncertainty in Gas Turbine Measurements[R]. *AEDC-TR-73-5*, 1973.
- [3] HB 7081-1994, 轴流涡轮气动性能试验[S].
- [4] Mark Suchezky, Scott Cruzen G. Variable-Speed Power-Turbine for the Large Civil Tilt Rotor[R]. *NASA-CR-2012-217424*.
- [5] 熊兵,陈洪敏,文璧,等.基于四孔压力探针技术的涡轮转子出口流场测量[J].*燃气涡轮试验与研究*, 2012, 25(Z1): 6-10.
- [6] Frederick S, Jeffrey W T, Henry H A. Effect of Number of Probes and Their Orientation on the Calculation of Several Compressor Face Distortion Descriptors [R]. *NA-SATM-72859*, 1979.
- [7] Schmitz J T, Perez E, Morris S C. Highly Loaded Low-Pressure Turbine: Design, Numerical, and Experimental Analysis[R]. *ASME GT* 2010-23591.
- [8] Kawachi Y, Shimizu K, Nogami R. Research and Development of Highly-Loaded Turbine [R]. *Huntsville: 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 2000.
- [9] Enghardt L, Taopken U, Neise W. Turbine Blade/Vane Interaction Noise: Acoustic Mode Analysis Using In-duct Sensor Rakes[R]. *Maastricht: 7th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, 2001.
- [10] 于成海,王偲臣,马宁,等.动叶下游非定常特征实验[J].*航空动力学报*, 2018, 33(2): 422-430.
- [11] 张宝诚.航空发动机试验和测试技术[M].北京:北京航空航天大学出版社, 2005.
- [12] Susan T Hudson, Hugh W Coleman. A Preliminary Assessment of Methods for Determining Turbine Efficiency [C]. *Reno: AIAA 34th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 1996: 15-18.
- [13] Robert D T, How e D C, Irwin D S. Energy Efficient Engine High Pressure Turbine Detailed Design Report [R]. *NASA-CR-165608*, 1982.
- [14] 向传国,王彬,卿雄杰.普惠E3高压涡轮级气动性能验算[J].*燃气涡轮试验与研究*, 2009, 22(3): 9-13.
- [15] Schlichting H, Gersten K. Boundary Layer Theory [M]. *Germany: Springer-Verlag Berlin Heidelberg*, 2000.
- [16] 张晨凯,胡骏,王志强.四级低速轴流压气机端壁区流动的实验研究[J].*中国机械工程*, 2014, 25(13): 1705-1711.

(编辑:梅瑛)