

叶尖间隙对涡轮性能影响的试验研究

谷雪花,郝晟淳,张东海,卢俊崧
(中国航发沈阳发动机研究所,沈阳 110015)

摘要:为了获取叶尖间隙对涡轮性能的影响规律,通过对某型发动机高压涡轮第 1、2 级叶尖间隙的主动调控,进行叶尖间隙对涡轮性能影响的试验研究。采用精密传感器对叶尖间隙进行测量,通过试验得到不同叶尖间隙下涡轮效率、换算流量、换算功以及出口流场的变化数据。结果表明:第 1、2 级叶尖间隙每增大 1%,涡轮效率约降低 0.58%~0.69%;存在 1 个叶尖间隙变化对涡轮效率影响较明显的敏感区;叶尖间隙变化对叶尖出口流场有明显影响。

关键词:叶尖间隙;涡轮效率;气动性能;高压涡轮;航空发动机

中图分类号: V232.4

文献标识码: A

doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2020.04.014

Experimental Study on Influence of Tip Clearance on Turbine Performance

GU Xue-hua, HAO Sheng-chun, ZHANG Dong-hai, LU Jun-song
(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to obtain the influence of tip clearance on turbine performance, experimental study on the influence of tip clearance on turbine performance was carried out through the active control of tip clearance in the primary and secondary turbine stage of a high pressure turbine of a certain engine. The precision sensors were used to measure the tip clearance. The change data of turbine efficiency, conversion flow, conversion work and outlet flow field under different tip clearance were obtained by test. The results show that the turbine efficiency decreases by about 0.58%~0.69% when the tip clearance of the primary and secondary stage increases by 1%. There is a sensitive area where the change of tip clearance has obvious influence on turbine efficiency. The change of tip clearance has obvious influence on the tip outlet flow field.

Key words: tip clearance; turbine efficiency; aerodynamic performance; high pressure turbine; aeroengine

0 引言

涡轮叶尖间隙对涡轮的流场结构、流场品质有着重要影响^[1-3],从而对涡轮效率、发动机推力和油耗产生重大影响,进而影响到航空发动机的经济性和可靠性^[4-6]。研究表明,叶尖间隙与叶高之比每增加 1%,涡轮效率就会降低约 0.8%~1.2%,发动机的耗油率增加约 2%^[7]。为了揭示涡轮转子内部的流场结构,国外开展了大量的试验研究工作^[8-9],分析了叶尖间隙对涡轮性能的影响规律^[10-12]、对涡轮效率的影响因素^[13-14]。国内蔡蕾等^[15-16]学者也在叶尖间隙对涡轮的性能影响方面开展了相关的试验研究。

本文基于某型发动机高压涡轮性能试验,在中国

首次实现了高压涡轮第 1、2 级叶尖间隙的分级和主动调控,进行各级叶尖间隙对高压涡轮级性能的影响试验,获取涡轮效率、换算流量、换算功率以及出口流场随间隙的变化规律,为深入探索某型发动机高压涡轮性能提供依据。

1 试验设备

可用于全尺寸动力涡轮、低压涡轮、高压涡轮性能试验的试验器主要性能参数见表 1。

2 试验方法

压缩气体自气源站经过滤、干燥、流量调节后进入孔板测量其流量,然后经进气调节进入涡轮,作功

收稿日期:2019-09-03 基金项目:航空动力基础研究项目资助

作者简介:谷雪花(1986),女,硕士,工程师,从事叶片机试验工作;E-mail:ibicfly27@163.com。

引用格式:谷雪花,郝晟淳,张东海,等.叶尖间隙对涡轮性能影响的试验研究[J].航空发动机,2020,46(4):78-81.GU Xuehua,HAO Shengchun,ZHANG Donghai, et al. Experimental study on influence of tip clearance on turbine performance [J].Aeroengine,2020,46(4):78-81.

后或经环形引射器抽吸后排入大气。试验过程控制方法如下:

表1 涡轮试验器参数

参数	技术指标	参数	技术指标
进气压力 / MPa	≤1.0	涡轮进口压力 / MPa	≤0.6
进气流量 / (kg/s)	≤100	涡轮膨胀比	≤5
冷气流量 / (kg/s)	≤30	涡轮转速 / (r/min)	≤8800
涡轮进气温度 / K	≤800	涡轮功率 / kW	≤22500

(1)试验状态控制。通过调节进气管路上阀门开度调节进气压力;通过调节涡轮出口排气阀门开度调节抽吸压力;通过调节水力测功器进、排水阀门开度控制转速;通过调节空气系统阀门改变主气与冷气的流量比,到达预定状态后,即可采集所有测试参数。

(2)叶尖间隙控制。高压涡轮机匣单元体间隙调节原理如图1所示。第1、2级中层机匣采用盒型整环结构,盒型结构内腔通有加热气,通过控制加热气的温度控制中层机匣的变形,随中层机匣径向位移调整叶尖间隙。

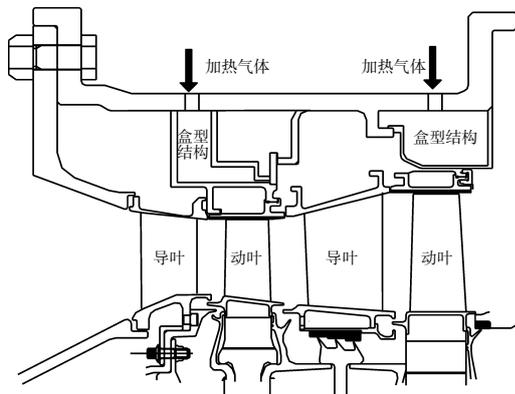


图1 叶尖间隙调节原理

(3)测试布置。高压涡轮测试截面布置如图2所示。从图中可见,涡轮导向器进口A-A测量截面布置有总温测试探针、总压测试探针,B-B截面周向均布壁面静压探针,涡轮转子出口C-C测试截面布置总温、总压、壁面静压、气流方向探针。总温、总压、气流方向探针沿径向测点的分布均采用等环面方式布置,各探针沿周向均布。第1、2级涡轮动叶叶尖沿周向各均布4支传感器,实时测量间隙动态变化值。

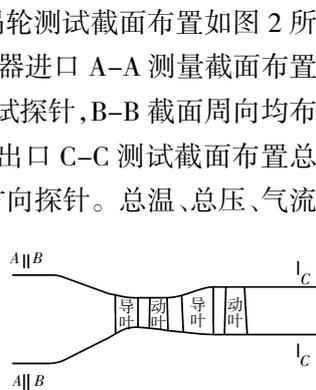


图2 各探针布置截面

各测试参数测量精度见表2。从表中可见,传感器

的测试精度高,测量的参数可靠,可满足涡轮效率、换算流量等数据的误差要求。

表2 试验参数测量精度

参数	测量精度	参数	测量精度
温度 / °C	±1~2	气流角 / (°)	±0.5
压力 / %	±0.3	扭矩 / %	0.2
转速 / %	±0.1	叶尖间隙 / %	6

3 试验结果及分析

单独调控第1、2级叶尖间隙至某数值后,会保持在一个稳定状态。为探究第1、2级相对叶尖间隙分别对涡轮性能的影响规律,并比较二者的影响因子,分别进行第1、2级相对叶尖间隙 ΔR 变化时涡轮性能变化规律的试验研究, $\Delta R = R/h \times 100$,其中, R 为叶尖间隙值, h 为叶高, R 的设计变化范围为0.3~2.0 mm。叶尖间隙变化测试工况见表3。

表3 各级叶尖间隙变化测试矩阵

ΔR_2	ΔR_1		
	0.65	0.96	1.54
0.43	✓	✓	✓
0.64	✓	✓	✓
0.99	✓	✓	✓

3.1 叶尖间隙对涡轮效率的影响

试验获得的第1、2级叶尖不同间隙值下涡轮效率见表4,涡轮效率随涡轮第1、2级叶尖间隙的变化分别如图3、4所示。

表4 各试验工况下的涡轮效率

ΔR_2	ΔR_1		
	0.65	0.96	1.54
0.43	0.9201	0.9191	0.9155
0.64	0.9178	0.9162	0.9124
0.99	0.9172	0.9141	0.9115

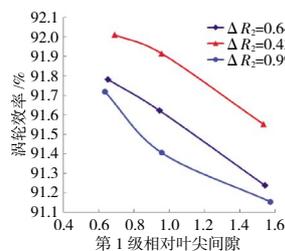


图3 涡轮效率随第1级相对叶尖间隙的变化

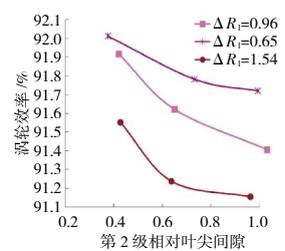


图4 涡轮效率随第2级相对叶尖间隙的变化

从图3中可见,在第2级叶尖间隙不变的前提下,当第1级相对叶尖间隙由0.65增大至0.96时,涡轮效率降低0.16%,当相对叶尖间隙值再增大至1.54

时,涡轮效率降低 0.38%。从图 4 中可见,在第 1 级叶尖间隙不变的前提下,当第 2 级相对叶尖间隙由 0.42 增大至 0.65 时,涡轮效率降低 0.29%,当相对叶尖间隙值再增大至 0.96 时,涡轮效率降低 0.21%,涡轮效率降低趋势变缓。

综合考虑涡轮效率随第 1、2 级叶尖间隙的变化情况进行等效换算可知:

(1)当第 1 级涡轮相对叶尖间隙增大 1%时,涡轮效率降低约 0.58%;当第 2 级涡轮相对叶尖间隙增大 1%时,涡轮效率降低约 0.69%;第 2 级叶尖间隙变化对效率的影响更明显。

(2)涡轮效率随叶尖间隙的变化规律并非线性。依据获取的试验数据可知,当第 1 级动叶相对叶尖间隙在 0.9~1.5 范围内、第 2 级动叶相对叶尖间隙在 0.4~0.6 范围内变化时,对涡轮效率的影响较明显。间隙变化对效率的影响存在 1 个敏感区:在敏感区内,涡轮效率随叶尖间隙的变化较明显,在敏感区外,叶尖间隙变化对涡轮效率影响较小。

通过分析可知产生这种规律的机理为:在敏感区内,随着叶尖间隙的增大,气流泄漏量增加,降低了涡轮的有效作功能力;同时泄漏的气体在涡轮周围形成气流场,降低了涡轮叶片叶盆与叶背的气压差。这 2 种因素导致叶尖间隙增大时涡轮效率降低。当叶尖间隙增大到一定程度时,气流泄漏量和气流场对涡轮叶片压差的影响接近饱和状态,进而会出现在敏感区之外叶尖间隙变化对涡轮效率影响减小的现象。

3.2 叶尖间隙对流量特性的影响

涡轮换算流量随第 1、2 级叶尖相对间隙的变化分别如图 5、6 所示。从图 5 中可见,当 1 级动叶相对叶尖间隙由 0.65 增大至 1.54 时,涡轮换算流量增加了 0.4%;当第 2 级动叶相对间隙由 0.43 增大至 0.99 时,涡轮换算流量增加了 0.1%。随间隙值的增大,换算流量略有增加,其主要原因是当涡轮叶尖间隙增大时,叶尖处气流的泄漏量增加,叶尖流速增大,从而使

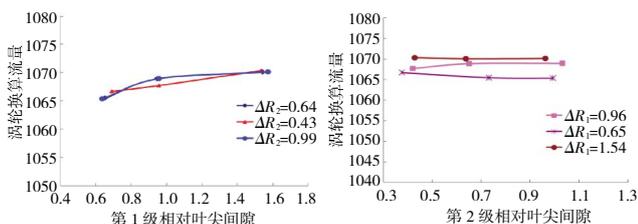


图 5 涡轮换算流量随第 1 级相对叶尖间隙的变化 图 6 涡轮换算流量随第 2 级相对叶尖间隙的变化

涡轮流通能力提高。

3.3 叶尖间隙对出口流场的影响

在不同的第 1 级动叶相对叶尖间隙下,出口总压、总温、气流角沿径向的分布分别如图 7~9 所示。从图中可见,在不同的相对叶尖间隙下,从叶根到叶尖各参数分布趋势较为一致,叶尖间隙变化对各参数沿径向的分布基本无影响。

在不同的第 2 级动叶相对叶尖间隙状态下,出口总压、总温、气流角沿径向的分布分别如图 10~12 所示。与第 1 级动叶变间隙状态相似,出口总压、总温的分布趋势基本一致,但在叶尖处的测点有轻微差异,尤其出口角度受第 2 级动叶叶尖相对间隙的影响较为明显,且随着间隙的增大,出口角度与主流区的气流角差异变大。

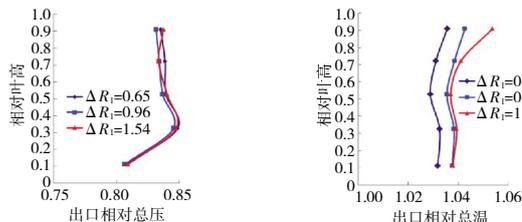


图 7 出口相对总压随第 1 级相对叶尖间隙的变化 图 8 出口相对总温随第 1 级相对叶尖间隙的变化

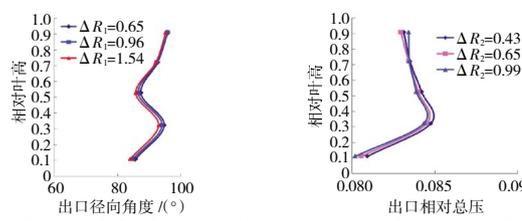


图 9 出口气流角随第 1 级相对叶尖间隙的变化 图 10 出口相对总压随第 2 级相对叶尖间隙的变化

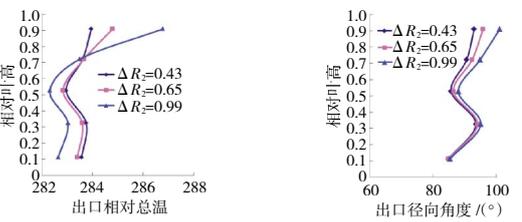


图 11 出口相对总温随第 2 级相对叶尖间隙的变化 图 12 出口气流角随第 2 级相对叶尖间隙的变化

4 结论

通过叶尖间隙对涡轮性能影响的试验研究,得出如下结论:

(1)随着涡轮叶尖间隙的增大,涡轮效率逐渐降低,相对叶尖间隙每增大 1%,涡轮效率约降低 0.58%~0.69%。且间隙对效率的影响存在 1 个敏感区,在

敏感区内,效率受间隙变化的影响较明显;在敏感区外,间隙对效率的影响减弱,其主要原因为:在敏感区内,随着叶尖间隙的增大,气流泄漏量多,降低了涡轮的有效作功能力;当叶尖间隙增大到一定程度时,气流泄漏量对涡轮叶片压差的影响接近饱和状态,减小了对涡轮效率的影响作用。

(2)随着叶尖间隙的增大,涡轮换算流量略有增加,其主要原因为:当叶尖间隙增大时,叶尖处气流的泄漏量增加,叶尖流速增大,从而使涡轮流通能力提高,且随着叶尖间隙的增大,叶尖部位的气流角与主流区的气流角度差异增大。

参考文献:

- [1] Chaluvadi V S P, Kalfas A I, Hodson H P. Vortex transport and blade interactions in high pressure turbines[R]. ASME 2003-GT-38389.
- [2] Schlienger J, Kalfas A I, Abhari R S. Vortex-wake-blade interaction in a shrouded axial turbine[R]. ASME 2004-GT-53915.
- [3] 魏佐君. 高负荷涡轮端区非定常流动机理及损失控制研究[D]. 西安:西北工业大学, 2016.
WEI Zuojun. A study on the endwall unsteady flow loss of highly-loaded turbine [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016. (in Chinese)
- [4] Bunker R S. Axial turbine blade tips function design and durability[J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(2): 271-285.
- [5] Sexton W R. A method to control turbofan engine starting by varying compressor surge valve bleed[D]. Blacksburg: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2001.
- [6] 廉筱纯, 吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2013: 183-285.
LIAN Xiaochun, WU Hu. Aviation engine principle [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2013: 183-285. (in Chinese)
- [7] Hennecke D K, Trappmann K. Turbine tip clearance control in gas turbine engine [R]. NASA-N-83-29254
- [8] Mansour M, Chokani N, Kalfas A L, et al. Impact of timeresolved entropy measurement on a one-and-one-half-stage axial turbine performance[R]. ASME 2008-GT-50807.
- [9] Yamamoto A. Production and development of secondary flows and losses in two types of straight turbine cascades [J]. Journal of Turbomachinery, 1987, 109(2): 186-193.
- [10] Wang H P, Olson S J, Goldstein R J, et al. Flow visualization in a linear turbine cascade of high performance turbine blades [J]. Journal of Turbomachinery, 1997, 119(1): 1-8.
- [11] Trerml K M, Lawless P B. Particle image velocimetry of vane-rotor interaction in a turbine stage[R]. AIAA-98-3599.
- [12] Kind R J, Serjak P J, Abbott M W P, et al. Measurements and prediction of the effects of surface roughness on profile losses and deviation in a turbine cascade[R]. ASME 1996-GT-203.
- [13] Ristic D, Lakshminarayana B, Chu S. Three dimensional flow field doestream of an aial floe turbin rotor[R]. AIAA-98-3572.
- [14] Miller R J, MOSS R W, Ainsworth R W, et al. The development of turbion exit flow in a swan-necked inter-stage diffuser [R]. ASME 2003-GT-38174.
- [15] 綦蕾, 邹正平, 刘火星, 等. 高负荷涡轮端区非定常流动相互作用研究[J]. 航空学报, 2009, 30(4): 584-596.
QI Lei, ZOU Zhengping, LIU Huoxing, et al. Unsteady flow interaction in endwall regions of high-loaded turbine stage[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(4): 584-596. (in Chinese)
- [16] 熊兵, 万钊君, 石小江, 等. 不同叶尖间隙下的涡轮转子出口三维流场测量[J]. 航空动力学报, 2012, 27(5): 1022-1027.
XIONG Bing, WAN Qianjun, SHI Xiaojian, et al. Measurements of three-dimensional field at exit of a turbine rotor passage in different tip clearances [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(5): 1022-1027. (in Chinese)

(编辑:刘静)