涡轴发动机涡轮过渡段环形叶栅 试验验证



吴小芳*,周颖,刘长青

中国航发湖南动力机械研究所 中小型航空发动机叶轮机械湖南省重点实验室,湖南 株洲 412002

摘 要:本文以涡轴发动机涡轮过渡段(ITD)为研究对象,进行了环形叶栅试验,获取了过渡段在-15°~15°迎角下过渡段的 损失特性。试验结果表明,总压损失随着马赫数的增加而增加,且呈二次曲线关系。在进口迎角为-5°~0°时,涡轮过渡段 总压损失最低,在正迎角时,涡轮过渡段总压损失较大,且偏离支板倾斜方向越大,损失越大。试验同时获得了设计状态过 渡段内部气动参数分布,可为该涡轮过渡段支板叶型的优化设计提供一定的试验依据。

关键词:涡轮过渡段;环形叶栅;试验;变迎角;马赫数

中图分类号:V231.3

文献标识码:A

涡轮过渡段位于航空发动机燃气涡轮与动力涡轮之间,为气流提供过渡,也是发动机支撑及内部管道布置的需要。其支板叶片设计需匹配燃气涡轮出口流场,同时需保证动力涡轮进口流场均匀,并减少自身流动损失。通常航空发动机涡轮性能提升主要在于控制涡轮内的流动损失^[1-2],气流在过渡段内扩压流动,容易产生分离而造成较大的流动损失^[3],对涡轮性能影响不可忽略。

国外关于过渡段的研究开展较早,S. Lavagnoli^[4]等在 级间导向器上进行了环形叶栅试验研究,Paul T.Couey^[5]、 A. Marn ^[6]等则对一体化过渡段开展了数值模拟分析。涡 轮过渡段性能优化仍有一定挖掘潜力,近年来在国内也逐 渐开始受到关注,开展了相关数值模拟研究。孙志刚^[7]、侯 朝山^[8]等采用了计算流体力学(CFD)数值模拟的方法,对涡 轮过渡段内部导流支板进行了气动优化设计。杨杰^[9]等采 用数值模拟方法对带大小叶片的一体化过渡段对涡轮部件 气动性能影响进行了研究。

但目前国内对过渡段气动性能的研究仍以理论研究为 主,试验研究尚不多见。而环形叶栅试验可以快速而详尽 地研究叶栅中的一些复杂流动结构、局部和总的损失、流通 能力以及其他方面的大量数据^[10]。

本文以涡轮过渡段为研究对象,进行了环形叶栅吹风

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2021.02.005

试验。通过对试验设备、试验件及其测点布置进行精细化 设计,研究了不同进口迎角下涡轮过渡段的流动损失特性, 同时对设计状态下过渡段内部气动参数分布进行了分析, 得出一些过渡段支板气动性能的规律,可为该型过渡段支 板优化设计提供一定的试验依据。

1 试验设备及试验方法

1.1 试验设备

试验在中国航发湖南动力机械研究所环形叶栅试验台 进行。图1为过渡段环形吹风试验结构原理图,试验台主 要由气源、进气段、稳压段、试验段、排气段和消声塔等组 成。试验器由气源站供给高压气体,空气经净化、干燥后储 存于气罐中,风动与高压气罐连接,再经过稳压段,以保证 段内气流的稳定。试验时通过调节手阀控制进气量,气源 最大进气流量为12kg/s,最大进气压力为0.7MPa。

根据几何相似、气动相似,确定试验件与原型件模拟比为1:1。试验段由过渡段组件(整流支板16片+基础过渡段 支板4片和动力涡轮一级导叶组成)、进口外机匣、进口内 机匣、整流环、转接法兰、排气机匣组件和编码板7部分 组成。

收稿日期: 2020-10-13;退修日期: 2020-11-25;录用日期: 2020-12-20 *通信作者:Tel.:18153770232 E-mail:zjuwxf@163.com

引用格式: Wu Xiaofang, Zhou Ying, Liu Changqing. Annular cascade test validation of an inter-turbine duct for turbo-shaft engine [J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(02):38-43. 吴小芳,周颖,刘长青. 涡轴发动机涡轮过渡段环形叶栅试验验证[J]. 航空 科学技术, 2021, 32(02):38-43.



1一主气进气管路;2一进气闸阀;3一放空阀;4一排污阀;5一排 污管路;6一进气阀;7一文氏管;8一整流段;9一试验件;10一排 气管路;11一消声塔

图1 环形吹风试验结构原理简图



1.2 试验测点布置

试验件的设计及测点布置充分考虑了试验数据的准确 性、制造的工艺性及测点的可达性,最后测点布置(见表1) 在试验器的进出口各截面(Z0-Z0、Z1-Z1、Z2-Z2、Z3-Z3截面),均安装有多个总压和静压探针测点,在进出口安 装有流量温度测点。同时,沿程内外壁面各布置10个静压 测点,支板叶身两个截面(40%、70%叶高截面)的壁面进行 了埋管设计,试验件流道示意图如图2所示,沿程壁面和支 板叶身截面静压测点分布示意图如图3所示。

	表1	试验测点布置
Table 1	Meas	suring points distributio

序号	测量截面	参数	测点数	精度
1	Z0—Z0 (整流支板前)	总压(p _{t0})	2支3点	±0.2% F.S
2	2 Z1-Z1 (过渡段支板前)	总压(p _{t1}) 外壁静压(p _{s1t})	4支3点 4点	±0.2% F.S ±0.3% F.S
		内壁静压(p _{slh})	4点	±0.3% F.S
3	Z2—Z2 (过渡段支板后)	外壁静压(p _{s2t})	3点	±0.3% F.S
4	Z3—Z3 (过渡段支板后)	总压(p _{t3})	4支5点	±0.2% F.S
		外壁静压(p _{s3t})	4点	±0.3% F.S
		内壁静压(p _{s3h})	4点	±0.3% F.S
5	流程通道静压测量	通道内/外壁静压(p _{szfi})	2*10	±0.3% F.S
6	叶身静压测量 (两个截面)	吸力面/压力面(p _{szpi})	2*20	±0.3% F.S

1.3 试验工况

为考察过渡段叶栅气动性能随迎角的变化特性,在过 渡段支板前设有整流环(整流环的支板数为16片),共设计



Fig.3 Distribution diagram of static pressure measuring along the endwall and the surface of the duct

了5组不同迎角的整流支板,分别为A组(0°),B组(5°),C 组(15°)、D组(-5°)、E组(-15°),5组整流支板叶型如图4 所示。



试验分5次进行,即5种不同进口迎角*i=*±15°、±5°、0° 分别进行试验。试验时,试验件出口背压为大气压,通过调 节稳压段进口压力,调整过渡段支板前的进口马赫数*Ma*_{e1} (*Ma*_{e1}=0.1~0.6,以进口内外壁面静压平均值与来流总压平 均值计算),具体试验工况见表2。

2 试验数据处理

2.1 计算公式

对试验测得的数据,按照下列公式定义环形叶栅的气 动性能参数。

表2 试验工况 Table 2 Test conditions

i /(°)	试验进口马赫数 Ma _{c1}			
0	0.09,0.15,0.2,0.25,0.3,0.34,0.4,0.45,0.49,0.56			
5	0.08, 0.15, 0.2, 0.25, 0.3, 0.34, 0.4, 0.45, 0.5, 0.56			
15	0.09,0.15,0.2,0.24,0.3,0.35,0.4,0.43,0.46,0.5			
-5	0.08,0.16,0.21,0.25,0.3,0.34,0.4,0.44,0.5,0.53			
15	0.21 0.25 0.21 0.25 0.4 0.44 0.47			

进口马赫数Macl:

$$Ma_{c1} = \sqrt{\frac{2}{k-1}} \left[\left(\frac{p_{11}}{p_{s1}} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]$$

流程通道壁面等熵马赫数 Mazi:

$$Ma_{\rm zfi} = \sqrt{\frac{2}{k-1}} \left[\left(\frac{p_{\rm u}}{p_{\rm szfi}} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]$$

支板叶身表面等熵马赫数 Mazpi:

$$Ma_{zpi} = \sqrt{\frac{2}{k-1}} \left[\left(\frac{p_{t1}}{p_{szpi}} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]$$

过渡段总压损失:

 $\overline{\omega} = 1 - \frac{p_{t3}}{\omega}$

流程通道壁面静压系数:

$$C_{p} = \frac{p_{\rm szfi} - p_{\rm s1}}{p_{\rm t1} - p_{\rm s1}}$$

式中:p₁₁为过渡段支板前进口总压;p_{s1}为过渡段支板前进口 静压;p₁₃为动力涡轮支板出总压;p_{szfi}为过渡段壁面沿程静 压;p_{szoi}为过渡段支板叶身表面静压;k=1.4。

2.2 试验数据不确定度分析

以设计状态(进口迎角*i*=0°、进口马赫数*Ma*_{cl}=0.45)采 集的测试数据进行不确定度分析,以评估试验的可靠性。

试验主要测量参数包括进出口总压、进出口静压、流道 壁面及叶身壁面静压。对设计状态(进口迎角*i*=0°、进口马 赫数*Ma*_{ei}=0.45)稳态采集数据,进行了不确定度分析,设计 状态各测点数据误差见表3,可知各测点误差在0.3%以内, 满足本次试验数据精度要求。

3 试验结果分析

3.1 设计迎角下总压损失特性

将试验测得过渡段总压损失以试验设计状态(进口迎角 *i*=0°、进口马赫数 *Ma*_{el}=0.45)总压损失 *ω*_{des}进行无量纲

表3 试验数据误差分析(单位:F	'a)
------------------	-----

Table 3 Test data error analysis (Unit:Pa)

参数	平均值	最大偏差	均方根误差
进口总压 p_{tl}	128409	118.2(0.12%)	76.58(0.06%)
进口静压 p_{sl}	112024	-56.75(-0.05%)	33.05(0.03%)
出口总压 p_{13}	122481	38.54(0.032%)	24.98(0.02%)
出口静压 p_{s3}	10629	149.5(0.15%)	92.26(0.09%)
壁面静压 p _{szfi}	118283	-305.1(-0.26%)	196.4(0.17%)
支板静压 p _{szpi}	110633	162.5(0.15%)	83.66(0.08%)

化,得到设计迎角(*i=*0°)下过渡段总压损失随马赫数的变 化特性曲线对比,如图5所示。



incidence angle(*i*=0°)

从图5中可以看出,试验数据与设计计算结果相比,两 者的总压损失随马赫数的变化趋势一致,总压损失随进口 马赫数的增加而增加,成二次曲线关系。

3.2 设计状态下沿流向壁面气动参数

试验对设计状态(进口迎角 *i*=0°、进口马赫数 Ma_{cl}= 0.45)下,沿程通道轮毂壁面(简称内壁)和机匣壁面(简称 外壁)静压系数和等熵马赫数沿轴向分布如图6所示。

从图6中可知,无论是内壁还是外壁,试验结果与设计 计算结果的壁面静压系数、等熵马赫数轴向分布趋势基本 一致,静压系数沿轴向逐渐增加,马赫数随着轴向逐渐减 小。这是因为过渡段流道为扩张型通道,通道内气流扩压, 静压升高,流速降低,因而壁面静压系数增加,等熵马赫数 减小。

对比内、外壁的试验与计算结果可知,外壁壁面静压系 数和等熵马赫数试验与计算偏差比内壁的要大,这是因为 靠近外壁的流体流动不稳定,且更容易发生分离,试验是在 非定常状况下进行测量的,而计算为定常条件,因而试验与 计算结果有差异,但偏差基本在可接受范围内。



number distribution along the wall at design state

3.3 设计状态下支板表面等熵马赫数

对设计状态(进口迎角 *i*=0°、进口马赫数 Ma_{el}=0.45) 下,试验测得叶身支板截面等熵马赫数分布并进行了分析。 叶身两个截面(40%、70% 叶高截面)的叶身表面等熵马赫 数轴向分布如图 7 所示。可以看出支板叶栅马赫数先升 高,在尾缘出口处马赫数急剧降低,这是因为支板尾缘出口 逆压梯度较大,易产生分离,因此支板设计时应避免该分离 的发生。

3.4 迎角变化对过渡段总压损失的影响

将试验测得过渡段总压损失以试验设计状态(进口迎角 *i*=0°、进口马赫数 *Ma*_{c1}=0.45)总压损失 *a*_{des} 进行无量纲化,得到 5 种迎角下无量纲总压损失随马赫数变化的特性曲线,如图 8 所示。

从试验总压特性曲线可以看出,在同一进口马赫数下, 过渡段在不同进口迎角下总压损失差异较大,在*i=-5°~0°*







时总压损失最小,在*i*=15°时总压损失最大,在*i*=-15°时总 压损失次之,进口迎角对过渡段内部流动有很重要影响。 同时,在迎角同为15°和5°时,正迎角下的总压损失明显比 负迎角的要大,说明过渡段性能在正迎角下对来流方向较 为敏感,在负迎角时对来流方向敏感性相对较弱,且在负迎 角-5°~0°范围内变化时过渡段损失最小,可为涡轮过渡段 改进设计提供参考。

4 结论

本文主要研究了过渡段总压损失特性、过渡段内流道 壁面和支板叶身表面的气动特征参数分布,并与设计计算 结果进行了对比,得出以下主要结论:

(1)设计迎角下过渡段支板总压损失随着马赫数的增加而增加,且成二次曲线关系。

(2)通过试验了解过渡段支板沿流程壁面和支板叶身 表面气流流动规律,在设计状态下,过渡段内壁和外壁沿程 静压系数沿轴向逐渐增加,等熵马赫数沿着流动方向逐渐 减小,支板叶身截面马赫数沿流向方向先升高后下降。

(3)通过试验了解过渡段支板总压损失随迎角变化特性,同一马赫数下,过渡段总压损失在*i=-5°~0°*时总压损失最小,在*i=15°*时总压损失最大,在*i=-15°*时总压损失次之,正迎角下的总压损失明显比负迎角的要大,过渡段总压损失在迎角-5°~0°范围最佳,可为该型涡轮过渡段支板设计提供参考。

参考文献

- 单熠君,曾飞,李维. 涡轮转子叶片叶冠修型对涡轮气动性能 的影响分析[J].航空科学技术,2019,30(1):29-24.
 Shan Yijun, Zeng Fei, Li Wei. Analysis of the effect of shapes of shrouded blade tip on turbine aerodynamic performance [J]. Aeronautial Science & Technology, 2019, 30(1): 29-24. (in Chinese)
- [2] 甘明瑜,王鹏涛,曾飞,等.某型辅助动力装置涡轮盘腔泄漏 影响数值研究[J].航空科学技术,2019,30(6):32-38.
 Gan Mingyu, Wang Pengtao, Zeng Fei, et al. Investigation of cavity leakage flow on turbine performance in APU[J].
 Aeronautial Science & Technology, 2019, 30(6): 32-38. (in Chinese)
- [3] Wallin F, Eriksson L E. Design of an aggressive flow controlled turbine duct[R]. ASME Paper, GT2008-512002, 2008.
- [4] Lavagnoli S, Yasa T, Paniagua G, et al. Aerodynamic analysis of an innovative low pressure vane placed in a s-shape

duct[J]. Journal of Turbomachinery, 2012, 134: 011013.

- [5] Couey P T, McKeever C W, Malak M F, et al.Computational study of geometric parameter influence on aggressive interturbine duct performance[R]. ASME Paper, GT2010-23604, 2010.
- [6] Marn A, Göttlich E, Cadrecha D, et al. Shorten the intermediate turbine duct length by applying an integrated concept[R]. ASME Paper, GT2008-50269, 2008.
- [7] 孙志刚,黄洪雁,谈春青,等. 某型燃机涡轮过渡段流场优化设计[J]. 工程热物理学报,2008, 29(6):940-942.
 Sun Zhigang, Huang Hongyan, Tan Chunqing, et al. Optimization design for the turbine transition section of an aeroengine[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008, 29 (6): 940-942.(in Chinese)
- [8] 侯朝山,吴虎.某型涡轮过渡流道稳定工作范围优化设计[J]. 推进技术, 2013,34 (9):1197-1203.
 Hou Chaoshan, Wu Hu. Optimization design on steady operating range for intermediate turbine duct[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013,34 (9):1197-1203.(in Chinese)
- [9] 杨杰,刘冬华,潘尚能.一体化过渡段大叶片对涡轮部件气动 影响研究[J].推进技术,2017,38 (2):779-786.
 Yang Jie, Liu Donghua, Pan Shangneng. Large vanes in integrated inter-turbine duct on turbine aerodynamic performance[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38 (2):779-786. (in Chinese)
- [10]《航空发动机手册》总编委会.航空发动机手册 第10册:涡 轮[M].北京:航空工业出版社,2001.
 General Editorial Board Of Aeroengine Design Manual.
 Aeroengine design manual, part 10: turbine[M]. Beijing:
 Aviation Industry Press, 2001. (in Chinese)

(责任编辑 陈东晓)

作者简介

吴小芳(1988-)女,硕士,工程师。主要研究方向:航空发 动机涡轮气动设计。 Tel: 18153770232 E-mail: zjuwxf@163.com 周颖(1973-)女,硕士,研究员。主要研究方向:航空发动 机涡轮设计。 Tel: 18073326831 E-mail: capi@608.163.net 刘长青(1983-)男,硕士,高级工程师。主要研究方向:航 空发动机涡轮气动设计。 Tel: 18073327267 E-mail: 45156270@qq.com

Annular Cascade Test Validation of an Inter-Turbine Duct For Turbo-shaft Engine

Wu Xiaofang*, Zhou Ying, Liu Changqing

Hunan Key Laboratory of Turbomachinery on Small and Medium Aero-Engine, AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China

Abstract: By taking the inter-turbine duct(ITD) of a turbo-shaft engine as the research object, an annular cascade test was performed to obtain the loss characteristics at the inter-turbine duct as the inflow angle varified from -15° to 15° . The test results show that the total pressure loss increases with the increase of Mach number and presents a two degree curve relation. The total pressure loss of the ITD is the lowest when the inflow angle ranges from -5° to 0° , and the loss is higher when the inflow angle is positive. The greater the deviation from the strut blade is, the higher the loss is. The aerodynamic parameter distribution of the transition section obtained from the test at the design condition can provide a certain experimental basis for the optimal design of the strut blade for this type of ITD.

Key Words: inter-turbine duct; annular cascade; test; inflow angle; Mach number