

模拟板全尺寸吹风试验技术

张鑫¹, 高超¹, 马庆岩², 张宝华¹, 刘德权¹, 王靖宇¹, 杨闯¹

(1. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015; 2. 中国人民解放军 31434 部队, 沈阳 110034)

摘要: 为了对某航空发动机流场畸变模拟板进行设计验证和修型, 需要对其进行吹风试验, 测取其在一定板后马赫数下的压力分布。为此, 通过进气和引射相结合的方式, 在某试验设备上开展了模拟板全尺寸吹风试验, 并进行了模拟板全尺寸畸变吹风试验技术研究。针对模拟板板后马赫数计算方法、板后 AIP 稳态总压测点布局、板后测点小角度偏斜、板后测点轴向位置以及物理/换算流量对畸变度的影响进行了试验。结果表明: 在非回流区内板后马赫数采用总静压法进行计算的结果更接近真实值; 板后 AIP 稳态总压测点布局、测点轴向位置对畸变度测量有影响; 板后测点小角度偏斜对畸变度测量基本无影响; 综合压力畸变指数随着换算流量的增大逐渐增大; 在换算流量相同时, 综合压力畸变指数不随物理流量的变化而变化。

关键词: 模拟板; 畸变; 全尺寸; 吹风试验; 试验技术; 航空发动机

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2022.05.017

Air Intake Test Technology of Full-scale Simulating Plates

ZHANG Xin¹, GAO Chao¹, MA Qing-yan², ZHANG Bao-hua¹, LIU De-quan¹, WANG Jing-yu¹, YANG Chuang¹

(1. AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China; 2. Chinese People's Liberation Army Unit 31434, Shenyang 110034, China)

Abstract: In order to verify and improve the design of a flow field distortion simulating plate an aeroengine, it was necessary to conduct an air intake test to measure the pressure distribution behind the plate at a certain Mach number. Leveraging the combination of inlet air supply and outlet ejection, a full-scale air intake test of the simulating plate was conducted, and test techniques were explored. The influence of following factors on distortion descriptors were investigated during the test, namely, the calculation method of Mach number behind the simulating plate, the layout of AIP steady-state total pressure measuring points behind the plate, the small angular displacement of the measuring points behind the plate, the axial position of the measuring points behind the plate and the physical/corrected flow rate. The results show that the Mach number behind the plate in the non-recirculation region is closer to the true value by using the total/static pressure method. The layout of AIP steady-state total pressure measuring points behind the plate and the axial position of measuring points have influence on the steady-state circumferential distortion descriptor. The small angular displacement of the measuring point behind the plate has little effect on the steady-state circumferential distortion descriptor. The complex pressure distortion descriptor increases with corrected flow rate. as long as the corrected flow is the same, the complex total-pressure distortion descriptor does not change with physical flow rate.

Key words: simulating plate; distortion; full-scale; air intake test; test techniques; aeroengine

0 引言

进气畸变研究是航空发动机研制过程中一项重要工作, 用于评定整个推进系统的工作稳定性^[1]。为了降低进气道/发动机联合试验所需成本, 各类进气畸变模拟技术如模拟网技术、紊流发生器、空气喷流

畸变模拟器、插板模拟技术、模拟板技术等相继出现。在中国, 王如根等^[2]开展了进气道插板试验, 通过对试验测量数据的分析发现测压探头的安装位置对脉动强度有显著影响, 而测量时间对气流脉动强度计算值影响很小; 程邦勤等^[3]利用一种可移动插板式畸变发生器对某涡扇发动机开展了进气总压畸变的试验

收稿日期: 2020-07-22 基金项目: 航空动力基础研究项目资助

作者简介: 张鑫(1991), 男, 硕士, 工程师, 主要从事航空发动机进气畸变试验工作; E-mail: 592503975@qq.com。

引用格式: 张鑫, 高超, 马庆岩, 等. 模拟板全尺寸吹风试验技术[J]. 航空发动机, 2022, 48(5): 149-154. ZHANG Xin, GAO Chao, MA Qingyan, et al. Air intake test technology of full-scale simulating plates[J]. Aeroengine, 2022, 48(5): 149-154.

研究,平面紊流度和反应流场稳态总压畸变的周向不均匀度随着插板深度和换算转速的增大而增大;叶巍^[4]开展了畸变模拟板的设计与试验研究,提出了一种半经验、半数学的模拟方法。在国外,Bion^[5]、Roger等^[6]、Mccarthy^[7]均对进气畸变模拟技术进行了研究,并开展了一系列的数值计算与试验验证。其中,模拟板技术不仅可以模拟进气道出口流场畸变图谱,还可以较为精确地模拟稳态、动态畸变流场。英国最先应用了模拟板技术,在进/发匹配试验中采用不同形状、尺寸的模拟板模拟了动态和稳态的流场畸变。为了降低试验成本,模拟板的研制程序一般分为3步^[8]:(1)在工程基础研究阶段,主要进行外廓直径 $\Phi=150$ mm的模拟板缩尺模型研究;(2)在工程研制阶段,对 $\Phi=600$ mm的模拟板缩尺模型开展进一步的研究;(3)在工程验证阶段,采用全尺寸 $\Phi=905$ mm的模拟板进行吹风试验研究。

模拟板吹风试验研究在国外起步较早,英美等国在20世纪七八十年代就使用模拟板进行了进/发匹配的相容性试验研究^[9];而中国相关方面的研究起步较晚,但历经多年发展,开展了大量的模拟板试验研究^[10-12],也取得了一些成果。其中, $\Phi=150$ 、600 mm的模拟板缩尺模型试验占绝大多数。由于受到试验条件的限制,中国开展的模拟板全尺寸吹风试验相比于模拟板缩尺模型吹风试验要少很多,模拟板全尺寸吹风试验相关的试验技术参考也屈指可数。

本文利用某试验设备对模拟板全尺寸吹风试验相关技术进行了研究和探讨。

1 模拟板全尺寸吹风试验

1.1 试验状态模拟准则

在进行模拟板全尺寸吹风试验时,通过控制模拟板前后马赫数来保证试验状态。模拟板的流量为

$$W_0 = KAq(Ma_i)P_0/T_0^{1/2} \quad (1)$$

式中: W_0 为进气物理流量; P_0 为进气总压; T_0 为进气总温; K 为常数, $K=0.0404$; A 为模拟板的流通面积; Ma 为模拟板前/后气流的马赫数; $i=0$ 代表板前, $i=1$ 代表板后。

根据式(1)可以通过调节 W_0 、 P_0 以及 T_0 来实现对模拟板前后马赫数的控制。在试验时,为了达到状态要求的模拟板前后马赫数,在气源能力有限的条件下,可以利用设备引射器,通过降低进气总压的方式

来降低模拟板进气物理流量。将模拟板主流进气的物理流量 W_0 折合成常温、标准大气压下的换算流量 W'_0

$$W'_0 = W_0 P'_0 T_0^{1/2} P_0^{-1} / T_0'^{-1/2} \quad (2)$$

式中: $P'_0=101.325$ kPa; $T'_0=288.15$ K。

在试验时,利用换算流量来保证试验状态的一致性。

1.2 试验方案

采用进气与引射相结合的方式使模拟板前后马赫数达到试验状态。试验装置原理如图1所示。从图中可见,气源的空气进入试验管道后分为3股:第1股气流为多余空气,直接通过排气阀门进入排气塔中;第2股气流为引射气流,通过引射阀门进入引射器,利用拉瓦尔喷管的引射作用使试验仓内形成低压环境;第3股气流为主流气流,通过流量孔板后进入试验仓,所测得的流量即为模拟板物理流量 W_0 。试验仓内安装有前测量段、模拟板、后测量段以及排气段。

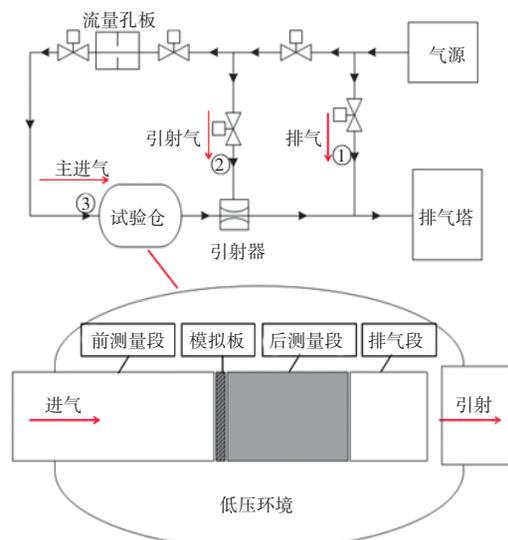


图1 试验装置原理

吹风试验选取A、B 2块模拟板,模拟板试验件如图2所示。在模拟板下方

120°扇形区域开孔,使得2块模拟板后流场目标图谱的高低压区域比例大致为2:1。模拟板A低压区开孔较大,阻塞比较小,流通面积与阻塞面积比为2.33;模拟板B低压区开孔较小,阻塞比较大,流通面

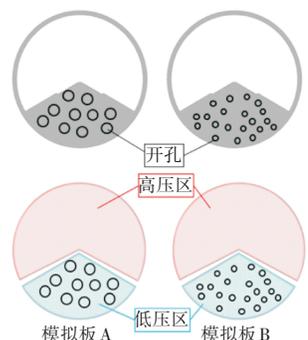


图2 模拟板试验件

积与阻塞面积比为 2.16。图上的低压区开孔仅为示意, 并不是实际开孔位置及大小。

1.3 测量方法

全尺寸吹风试验所用模拟板内径 $D=905\text{ mm}$, 测点布置位置如图 3 所示。从图中可见, 在前测量段上的 0-0 截面布置模拟板前测点, 轴向距离为 $2D$; 在后测量段上的 1-1 截面布置模拟板后壁面静压测点和脉动压力测点, 轴向距离为 $1D$; 在后测量段上的气动截面 (Aerodynamic Interface Plane, AIP) 布置模拟板后稳态总压测点, 轴向距离为 $1.1D$ 。其中, AIP 的轴向位置与整机试验保持一致。

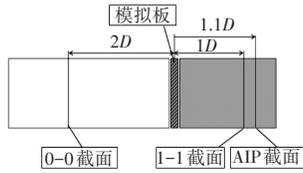


图 3 测点布置位置

在试验前, 在 0-0 测试截面布置总压、静压以及总温测点, 对模拟板进口参数进行测量; 在 1-1 测试截面布置静压测点, 对模拟板出口稳态静压进行测量; 在 AIP 布置总压测点, 对模拟板出口稳态总压进行测量。温度测点采用 K 型热电偶通过 EX1000A-TC 温度测量仪进行测量; 压力测点通过压力扫描阀进行测量。

1.4 数据处理方法

模拟板吹风试验需得到的畸变参数主要有: 综合压力畸变指数 W 、稳态周向畸变指数 $\Delta\overline{\sigma}_0$ 、面平均紊流速度 ε_{av} 、总压恢复系数 σ_{av} 。

AIP 上单个测点总压恢复系数为

$$\sigma(\bar{r}, \theta) = P_{t2}(\bar{r}, \theta) / P_{t0} \quad (3)$$

式中: P_{t2} 为板后测量截面气体总压; P_{t0} 为板前气体平均总压。

周向 θ 位置的径向平均总压恢复系数为

$$\sigma_{r,av}(\theta) = \int_{\bar{r}_{in}}^1 \sigma(\bar{r}, \theta) 2\bar{r}d\bar{r} / (1 - \bar{r}_{in}^2) \quad (4)$$

低压区内平均总压恢复系数为

$$\sigma_0 = \int_{\theta_1}^{\theta_2} \sigma_{r,av}(\theta) d\theta / (\theta_2 - \theta_1) \quad (5)$$

面平均总压恢复系数为

$$\sigma_{av} = \int_0^{360} \sigma_{r,av}(\theta) d\theta / 360 \quad (6)$$

稳态周向畸变指数为

$$\Delta\overline{\sigma}_0 = 1 - \sigma_0 / \sigma_{av} \quad (7)$$

脉动总压时均值为

$$\overline{P_{t2}} = \int_0^{t_s} P_{t2}(t) dt / t_s \quad (8)$$

脉动总压均方根值为

$$(\Delta P_{t2})_{RMS} = \sqrt{\int_0^{t_s} (P_{t2}(t) - \overline{P_{t2}})^2 dt / t_s} \quad (9)$$

周向 θ 位置紊流速度为

$$\varepsilon(\theta) = (\Delta P_{t2})_{RMS} / \overline{P_{t2}} \quad (10)$$

面平均紊流速度为

$$\varepsilon_{av} = \int_0^{360} \varepsilon(\theta) d\theta / 360 \quad (11)$$

综合压力畸变指数为

$$W = \Delta\overline{\sigma}_0 + \varepsilon_{av} \quad (12)$$

2 试验结果及讨论

2.1 模拟板后马赫数计算

2.1.1 流量法

模拟板后马赫数的流量法计算公式为

$$q(Ma_1) = \frac{W_0 \sqrt{T_0}}{KA_0 P_{AIPav}} \quad (13)$$

式中: P_{AIPav} 为 AIP 平均总压。

该算法与进气物理流量、AIP 平均总压以及进气平均总温有关, 与 1-1 截面平均静压无关。

2.1.2 总静压法

模拟板后马赫数的总静压法计算公式为

$$\pi(Ma_1) = \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma_1^2\right)^{\frac{k}{1-k}} = P_{1-1sav} / P_{AIPav} \quad (14)$$

式中: P_{1-1sav} 为 1-1 截面平均静压。

该算法与 AIP 平均总压以及 1-1 截面平均静压有关, 与进气物理流量、进气平均总温无关。

模拟板后马赫数是确

定模拟板修型方案的重要参数, 采用流量法和总静压法分别对相同状态下原始流场 (不安装模拟板时) 马赫数进行了计算, 2 种计算方法得到的结果对比如图 4 所示。

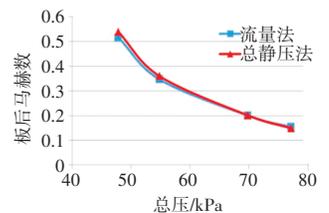


图 4 原始流场模拟板后马赫数 2 种计算结果对比

从图中可见, 在 $Ma=0.35\sim 0.54$ 时, 采用总静压法计算所得的模拟板后马赫数比采用流量法计算得到的略高。其原因是: 由于流量孔板布置在进气管道上游, 考虑从流量孔板到试验件的管路存在微量渗气

(负压状态),实际进入模拟板的空气流量要比流量孔板测量的进气物理流量略大,则计算得到的模拟板后马赫数比实际值略低;而采用总静压法时,由于该算法中进气物理流量不参与计算,后测量段上的总压和静压测点可以直接反映模拟板后参数状态,相比于流量法,剔除了进气物理流量测量结果偏小的影响,计算得到的模拟板后马赫数会更接近实际值(回流区内除外)。因此,本次试验模拟板后马赫数采用总静压法进行计算。

2.2 测点布置方式对畸变指数测量的影响

为了研究AIP受感部布置方式对模拟板畸变度试验结果的影响,通过AIP的6支受感部均布和8支受感部均布这2种测量方式(如图5所示),对模拟板A在板后马赫数为0.546状态下的畸变度进行了录取,试验结果见表1。

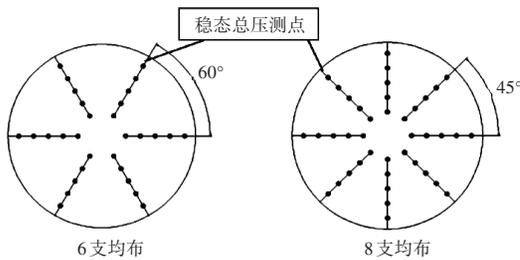


图5 AIP的2种受感部布置方式

表1 AIP不同受感部布置方式试验结果

布置方式	$W_0/(kg/s)$	$W_0'/(kg/s)$	Ma	P_{AIPav}/kPa	$\Delta\bar{\sigma}_0/\%$
6支	45.6	114.3	0.546	48.40	8.68
8支	46.4	115.5	0.546	49.37	9.95

从表中可见,模拟板A在板后马赫数为0.546的状态下,当AIP的8支受感部均布时,稳态周向畸变指数为9.95%,比AIP的6支受感部均布的试验结果提高了1.27%;AIP平均总压为49.37 kPa,比AIP的6支受感部均布的试验结果提高了近1 kPa。

将2种布置方式下测得的AIP压力场拟合成压力分布,如图6所示。从图中可见,布置8支受感部比

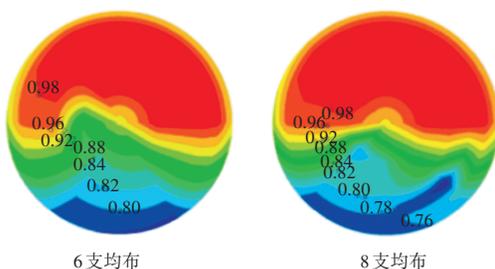


图6 2种布置方式下测得的AIP压力场拟合的压力分布

布置6支受感部时测得的低压区域更大。

来流空气经过模拟板时由于受到模拟板开孔形式的影响,其压力在板后会形成新的分布(流场分布)。模拟板后的流场相对于平均总压形成高压区和低压区2部分,高低压区下模拟板A板后受感部布置如图7所示。从图中可见,设计的模拟板A的板后流场高压区主要分布在红色区域(240°),低压区主要分布在蓝色区域(120°)。AIP的6支受感部均布时,高压区有4支受感部,低压区有2支受感部,高低压区测点数量比为2:1(或5:2.5);而AIP的8支受感部均布时,高压区有5支受感部,低压区有3支受感部,高低压区测点数量比为5:3。换言之,经过比例折算,2种受感部布置方式在相同高压区测点数量的情况下,前者的低压区测点要少于后者的;而在高压区测点数量相同的条件下,低压区测点数量相对增多会使模拟板稳态周向畸变指数增大,因而8支受感部均布的条件下测得的稳态周向畸变指数会比6支均布的略大。

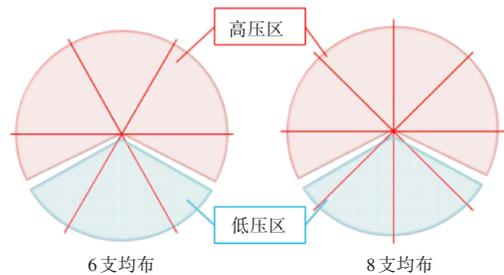


图7 高低压区下模拟板A板后受感部布置

对于AIP的6支受感部均布的方式,其高低压区测点数量比为2:1,并且高低压理论区域面积比也为2:1,测点数量与高低压区域相互匹配。因次,相比于AIP的8支受感部均布的方式,AIP的6支受感部均布的方式更适合该模拟板后流场测量。

上述测点数量与高低压区域相互匹配的结论主要针对测点数量/位置受限的情况,可为具有其它板后高低压区域占比的模拟板提供参考。今后如果有条件可以使用转动靶进行多次多角度的测量,在尽可能不增加流阻的前提下变相增加测点,可以更真实地测量出板后流场。

2.3 物理流量对畸变指数测量的影响

为了研究模拟板进气物理流量对模拟板畸变度试验结果的影响,在不同进气物理流量、相同板后马赫数0.546的状态下对模拟板A畸变度进行了录取,试验结果见表2。

表 2 不同进气物理流量下模拟板 A 试验结果

状态	$W_0'/(kg/s)$	Ma_1	P_{AIPav}/kPa	P_{1-1sav}/kPa	$T_{0av}/^{\circ}C$
1	114.3	0.546	48.40	39.51	140.8
2	114.5	0.546	82.13	67.06	140.3
状态	$W_0'/(kg/s)$	$\Delta\bar{\sigma}_0$	$\Delta\bar{\sigma}_0/\%$	$\varepsilon_{av}/\%$	$W/\%$
1	45.6	0.92	8.68	2.04	10.72
2	81.9	0.91	8.53	1.94	10.47

从表中可见,模拟板 A 在 2 种不同进气物理流量、相同板后马赫数的状态下,稳态周向畸变指数、面平均紊流度以及综合压力畸变指数基本不变,表明进气物理流量对模拟板畸变度影响很小。

2.4 换算流量对畸变指数测量的影响

在不同换算流量下模拟板 A 的畸变指数拟合曲线如图 8 所示。

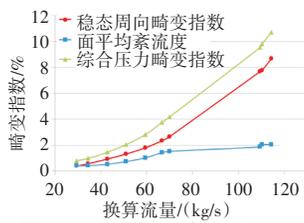


图 8 在不同换算流量下模拟板 A 的畸变指数拟合曲线

从图中可见,随着换算流量的增大,模拟板 A 的稳态周向畸变指数明显增大,面平均紊流度略有增大,综合压力畸变指数逐渐增大。换算流量相当于常温、标准大气压状态下的通过模拟板的空气流量,根据式(1),对于同一块模拟板,其换算流量与马赫数相互对应,因此换算流量的增大是表象,板后马赫数的提高才是实质。

2.5 测点小角度偏斜对畸变指数测量的影响

为了研究板后测点相对于模拟板沿周向小角度偏移对畸变指数测量的影响,在录取了模拟板 A 安装角度为 0° 时不同换算流量下的畸变特性之后(图 7),又开展了安装角度为 6° 时不同换算流量下的畸变特性录取,模拟板 A 的 2 种安装角度如图 9 所示。

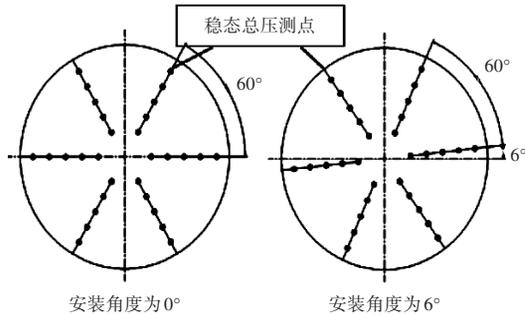


图 9 模拟板 A 的 2 种安装角度

模拟板 A 在安装角度为 6° 时不同换算流量下的畸变指数拟合曲线如图 10 所示。

为了研究模拟板安装角度对模拟板畸变度的影响,将模拟板 A 在安装角度为 0° 和 6° 时不同换算流量下的畸变指数进行对比,如图 11 所示。

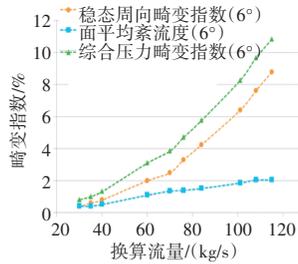


图 10 在安装角度为 6° 时不同换算流量下模拟板 A 的畸变指数拟合曲线

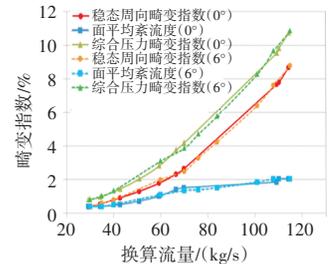


图 11 在安装角度为 0° 和 6° 时不同换算流量下模拟板 A 的畸变指数对比

从图中可见,随着换算流量的增大,模拟板 A 在 2 种安装角度下的稳态周向畸变指数、面平均紊流度以及综合压力畸变指数基本重合,说明安装模拟板时,测点小角度偏斜(6° 以内)对畸变指数测量基本无影响,可以忽略。

2.6 测点轴向位置的影响

在进行模拟板 B 在马赫数为 0.54 状态下的畸变度录取试验时,发现板后低压区个别总压小于板后低压区壁面静压,由此判断此时测点位于板后回流区内,认为测点轴向位置对畸变度测量有影响。模拟板后高低压区域测点布局如图 12 所示,其中低压区的部分测量结果见表 3。

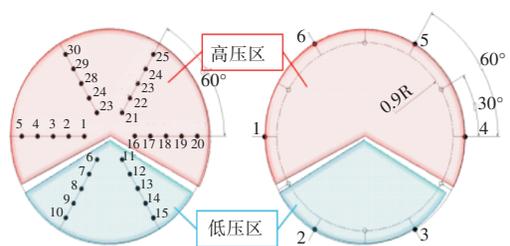


图 12 模拟板后高低压区域测点布局

表 3 模拟板后低压区测量结果

板号	Ma_1	P_{AIP8}/kPa	P_{AIP10}/kPa	P_{AIP12}/kPa	P_{AIP14}/kPa
A	0.546	42.50	40.72	42.92	41.24
B	0.542	57.41	57.14	56.77	56.78
板号	$W_0' / kg/s$	P_{1-1s2} / kPa	P_{1-1s3} / kPa	$P_{AIP8-14av} / kPa$	$P_{1-1s2-3av} / kPa$
A	114.3	39.42	39.38	41.85	39.40
B	90.4	57.30	57.12	57.02	57.21

从表中可见,对于模拟板 A,在换算流量为 114.3 kg/s 时,低压区平均总压为 41.85 kPa,低压区平均壁

面静压为 39.40 kPa,说明板后 1.1D 的轴向位置已经避开模拟板 A 的板后回流区,可以准确地测量板后畸变;而对于模拟板 B,在换算流量为 90.4 kg/s 时,其低压区平均总压为 57.02 kPa,平均壁面静压为 57.21 kPa,前者小于后者,说明板后 1.1D 的轴向位置处于模拟板 B 的板后回流区内。而实际测量段上的稳态总压受感部是无法在回流区域中准确测量的,这里得到的低压区总压数据只能对测量位置是否在板后回流区进行判断,并不能准确地反映该区域实际的总压值。另外,在这种情况下,采用总静压法计算的板后马赫数也不准确。

气流经过模拟板一段距离后才能形成目标畸变流场,而由于 A、B 2 块模拟板低压区的开孔数量不同,流通面积不同,理论上形成目标畸变流场所需的距离也会有所差异。模拟板 A 比模拟板 B 低压区的开孔大,流通面积大,板后回流区域轴向距离较短,因此板后形成目标畸变流场所需的距离相对短。由于在本文的试验中模拟板后测量段上的测点轴向位置固定,无法调节,今后在进行类似试验时,应参考模拟板设计计算的板后流场,合理布置板后测点的轴向距离,既不能太短(要避开回流区),又不能太长(要具有较明显的高低压分布)。

3 结论

(1)在非回流区内模拟板后马赫数采用总静压法进行计算的结果更接近真实值;

(2)AIP 测点布置方式会对稳态周向畸变指数的测量产生影响,低压区测点相对增多会使稳态周向畸变指数的测量值增大;

(3)模拟板进气物理流量对板后畸变指数测量基本无影响;

(4)随着模拟板进气换算流量的增大,板后畸变指数逐渐增大;

(5)模拟板后测点周向小角度偏斜(6° 以内)对板后畸变指数测量基本无影响;

(6)模拟板后测点轴向位置的布置建议参考模拟板设计计算的板后流场,既不能太短以避开板后回流区,又不能太长以得到较明显的高低压分布。

参考文献:

[1] 刘大响,叶培梁,胡骏,等.航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定技术[M].北京:航空工业出版社,2004:139-143.

- LIU Daxiang, YE Peiliang, HU Jun. Stability design and evaluation of aviation gas turbine engines[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2004: 139-143. (in Chinese)
- [2] 王如根,江勇,张启发.对进气道插板试验数据的一点探讨[J].航空动力学报,2002,17(2):170-172.
WANG Rugen, JIANG Yong, ZHANG Qifa. Analysis of distortion test data by inlet flat baffle[J]. Journal of Aerospace Power 2002, 17(2): 170-172. (in Chinese)
- [3] 程邦勤,陶增元,李军.某型涡扇发动机进气总压畸变的试验研究[J].推进技术,2003,24(1):21-23.
CHENG Bangqin, TAO Zengyuan, LI Jun. Aerodynamic stability analysis of inlet total pressure distortion for turbofan [J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(1): 21-23. (in Chinese)
- [4] 叶巍.畸变模拟板的设计与试验研究[J].燃气涡轮试验与研究,2001,14(2):1-7.
YE Wei. Design and experimental investigation of simulating plates[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2001, 14(2): 1-7. (in Chinese)
- [5] Bion J R. Steady and unsteady distorted inlet flow simulation for engine ground test [R]. AIAA-84-1490.
- [6] Roger A W, Mahmood A, Willis M B. Performance and stall limits of an afterburner equipped turbofan engine with and without inlet flow distortion [R]. NASA-TM-X-1947.
- [7] McCarthy J H. Steady flow past non-uniform wire grids[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1964, 19(4): 491-512.
- [8] 丁宁.大涵道比涡扇发动机进气总压畸变模拟及稳定性计算分析[D].南京:南京航空航天大学,2015.
DING Ning. Inlet total pressure distortion modeling and stability analysis of high bypass ratio turbofan engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015. (in Chinese)
- [9] Chung K, Hosny W M, Steenken W G. Aerodynamic stability analysis of NASA J85-13 planar pressure pulse generator installation[R]. NASA-CR-1980-165141.
- [10] 朱爱迪.进气道总压畸变模拟器设计技术研究[D].南京:南京航空航天大学,2014.
ZU Aidi. Research on design technology of inlet total pressure distortion simulator[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [11] 齐亦农,赵刚,李承辉.某型发动机进气总压畸变试验稳态流场数值分析[J].航空发动机,2003,29(1):9-13.
QI Yinong, ZHAO Gang, LI Chenghui. Steady flow field numerical analysis on engine inlet total-pressure distortion test[J]. Aeroengine, 2003, 29(1): 9-13. (in Chinese)
- [12] 陆德雨,叶巍,李丹.缩尺模拟板相关性研究[J].燃气涡轮试验与研究,2002,15(2):12-16.
LU Deyu, YE Wei, LI Dan. Investigation of correlation between sub-scale and full-scale models of simulating plates[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2002, 15(2): 12-16. (in Chinese)
- (编辑:刘静)