



测耙数量对进气道稳态畸变特性测量的影响

王霄 沈天荣 潘英 郭佳男 任智博

Influence of rake number on steady-state distortion characteristics measurement of intake tract

WANG Xiao, SHEN Tianrong, PAN Ying, GUO Jianan, REN Zhibo

引用本文:

王霄, 沈天荣, 潘英, 等. 测耙数量对进气道稳态畸变特性测量的影响[J]. 空气动力学学报, 2024, 42(1): 26–32. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2023.0043

WANG Xiao, SHEN Tianrong, PAN Ying, et al. Influence of rake number on steady-state distortion characteristics measurement of intake tract[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2024, 42(1): 26–32. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2023.0043

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2023.0043>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

某Bump进气道流动控制计算研究

Numerical simulation research of a Bump inlet flow control

空气动力学学报. 2016, 34(4): 476–481 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2014.0111>

高超声速进气道强制转捩装置设计综述

Review of design for forced-transition trip of hypersonic inlet

空气动力学学报. 2014, 32(5): 623–627 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2014.0095>

双发进气道抽吸试验系统及流量高精度测量技术

The pumping system and precise mass flow measuring technique for double-inlet wind tunnel test

空气动力学学报. 2016, 34(3): 392–397 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2015.0118>

小型推进系统进发匹配高速风洞特种试验技术研究

Investigation of special test technique for inlet and engine matching of small-size propulsion system in high speed wind tunnels

空气动力学学报. 2016, 34(3): 386–391 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2015.0120>

三维内收缩前体/进气道设计参数影响规律研究

Effects of design parameters on hypersonic inward turning inlet and forebody

空气动力学学报. 2014, 32(5): 646–653 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2014.0044>

8m × 6m风洞大尺度模型进气道和喷流试验技术

Inlet and jet test techniques for large scale model in 8m × 6m Low Speed Wind Tunnel

空气动力学学报. 2017, 35(6): 875–878 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2015.0133>

地址: 四川省绵阳市二环路南段8号11信箱9分箱
电话: 0816-2463375
Email: kqdlxxb@163.com
网址: <http://kqdlxxb.xml-journal.net/>



关注微信公众号
获得更多资讯信息

文章编号: 0258-1825(2024)01-0026-07

测耙数量对进气道稳态畸变特性测量的影响

王 霄¹, 沈天荣¹, 潘 英^{1,*}, 郭佳男², 任智博³

(1. 沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035; 2. 中国飞行试验研究院, 西安 710089;

3. 沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘要:在现代战斗机进气道相关试验中, 受低速辅助进气门打开和隐身大 S 弯管道、大迎角侧滑角飞行姿态等复杂因素影响, 进气道流场畸变较大, 不同测耙数量的测试结果相差较大。国内外对进气道出口流场稳态畸变的测量及计算有较多研究, 但鲜有测耙数量对进气道稳态畸变测量影响的全面对比研究。本文采用测耙测量进气道大压力梯度区和低压区并计算其稳态畸变, 针对进气道风洞试验、全尺寸进发联合台架试验和进发匹配试飞, 对常用的 6 支耙和 8 支耙形式测量结果进行对比研究。结果表明, 对于形状复杂的战斗机进气道而言, 进气道出口流场的测试需要尽可能采用 8 支测耙的测量方式, 才能取得满意的结果。特别是舰载战斗机在舰面环境下, 受舰首来流及偏流板反射等因素影响, 进气道流场更加复杂, 且发动机工作在特殊加力状态, 对进发匹配稳定性要求也更加苛刻, 更有必要采用 8 支测耙的测量方式。

关键词:进气道; 进发匹配; 试飞测试; 风洞试验; 畸变; 测耙; 进发相容性

中图分类号: V211.6 文献标识码: A doi: 10.7638/kqdlxxb-2023.0043

Influence of rake number on steady-state distortion characteristics measurement of intake tract

WANG Xiao¹, SHEN Tianrong¹, PAN Ying^{1,*}, GUO Jianan², REN Zhibo³

(1. Shenyang Aircraft Design and Research Institute, Shenyang 110035, China;

2. China Flight Test Research Institute, Xi'an 710089, China;

3. Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: In relevant tests of modern fighter intake tracts, due to complex factors such as low-speed auxiliary inlet opening, stealth of large S-bend pipes, and high angles of attack sideslip flight attitude, flow field distortion in the intake tract is large, and the test results from different numbers of rakes differ greatly. There are many studies on the measurement and calculation of steady-state distortion of outlet flow in the intake tract at home and abroad, but few comprehensive comparative studies have been conducted for the influence of the rake number on the measurement of steady-state distortion in the intake tract. In this study, by measuring the large pressure gradient region, low pressure region and steady-state distortion in the intake tract, a comparative study is conducted on the commonly used forms of 6 and 8 rakes in the intake wind tunnel test, full-scale advance joint bench test, and advance matching flight test. The research results show that, for complex shaped fighter inlet, the measurement of outlet flow field of the intake tract requires as many as 8 measuring rakes to achieve satisfactory results. Particularly, in the shipboard environment, flow in the intake tract is more complex due to factors such as bow inflow and deflector reflection, and the engine requires more stringent requirements for the stability of the

收稿日期: 2023-03-21; 修订日期: 2023-06-05; 录用日期: 2023-07-07; 网络出版时间: 2023-08-10

基金项目: 国家科技重大专项(J2019-V-0017-0112)

作者简介: 王霄(1981—), 男, 硕士, 辽宁凌海人, 研究员, 研究方向: 飞机内流空气动力学. E-mail: alenwx@126.com

通信作者: 潘英(1971—), 男, 硕士, 辽宁黑山人, 高级工程师, 研究方向: 飞机内流空气动力学. E-mail: 3131950@qq.com

引用格式: 王霄, 沈天荣, 潘英, 等. 测耙数量对进气道稳态畸变特性测量的影响[J]. 空气动力学学报, 2024, 42(1): 26–32.

WANG X, SHEN T R, PAN Y, et al. Influence of rake number on steady-state distortion characteristics measurement of intake tract[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2024, 42(1): 26–32(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2023.0043

advance matching as operated in a special reheating state; thus, it is more necessary to adopt the measurement with 8 rakes under this circumstance.

Keywords: intake tract; advance matching; flight test; wind tunnel test; distortion; measuring rake; advance compatibility

0 引言

进发匹配试飞是飞机和发动机定型鉴定试飞必不可少的科目,对飞机性能和安全评估有着十分重要的作用。进发匹配试飞测试改装方案设计中进气道出口和发动机进口气动交界面(aerodynamic interface plane, AIP)流场测耙数量最为关键。测耙数量越多,对流场的测试准确度越好,但数量增加会增大测量截面的阻塞比,进而增大测耙对流场本身的干扰,降低测试精度,增加试飞测试的风险。为满足测试精度要求,传统经验认为测耙数量一般最低为6支^[1-3]。

进气道风洞试验和进发联合台架试验也存在上述测耙数量问题。从型号初步设计阶段到生产试制阶段,风洞试验是进气道设计的主要手段,通常会进行方案选型、方案优化、性能、载荷、调节特性、校核等多期进气道风洞试验,但受缩比模型进气道出口尺寸制约,测耙数量无法达到理想状态。20世纪末期,我国进气道风洞试验主要在以AT1风洞为代表的试验段尺寸为0.6 m×0.6 m量级的超声速风洞中进行,重型战斗机的进气道风洞模型比例在1:18左右,受堵塞度的限制,进气道出口流场测耙数量只能达到6支。进入21世纪后,1.2 m×1.2 m量级的超声速风洞成为主流,进气道风洞试验模型比例可以达到1:13,中型战斗机的进气道风洞试验模型比例可以达到1:10,进气道风洞试验逐渐过渡到8支测耙形式。进入生产试制阶段后制造出全尺寸真实进气道,可以开展进发联合台架试验,但其通常不带机身,试验台在室内,来流空间受限,且只能模拟地面静止状态,台架试验测耙数量设计相对宽松,但测耙角度仍受连接进气道和发动机的转接段具体结构等限制。而进发匹配试飞测试上,无论是普通战斗机还是舰载战斗机,受测耙设计加工工艺、AIP截面阻塞比等条件限制,长期以来一直采用6支测耙形式。

美国战斗机进发匹配试飞中主要采用8支测耙形式^[4-7]。美国海军F/A-18A战斗机进气道-发动机相容性飞行试验试飞了所有临界机动条件(包括亚声速和超声速条件),特别侧重于飞机主要作战机动区域。用于测量发动机进口进气道畸变的进气道测压排管,其特点是40个近耦合高/低响应传感器以8支

板5环布局设置在发动机头部整流罩之前4 inch处。为避开机体安装影响,测耙整体旋转了9°。到了F-22战斗机时又有所改进,传感器安装形式更为先进,最主要的变化就是取消测耙臂结构,将原测耙臂上的进发匹配试飞传感器安装于发动机低压压气机第一级叶片上,避免了测耙系统对发动机进口流场的影响,但测点数量仍然是8支板5环布置。图1中给出了F-22飞机进发匹配试飞测点布置及传感器安装示意图。

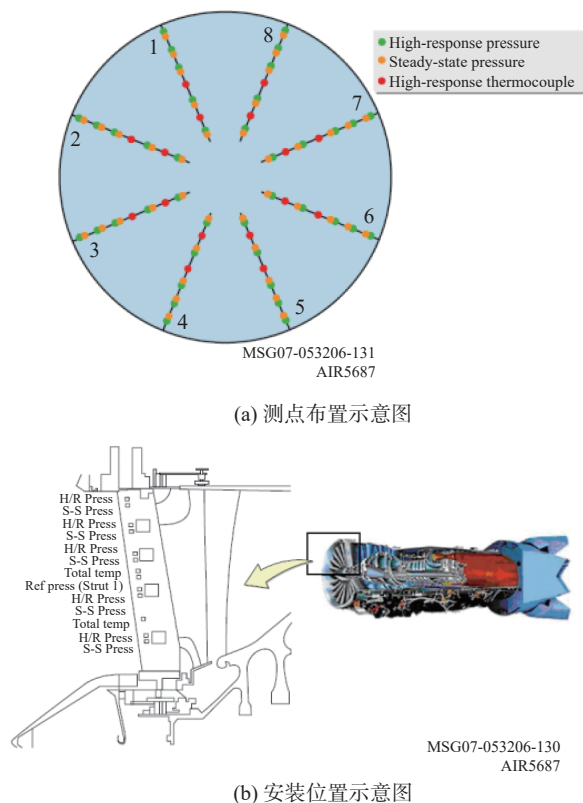


图1 F-22飞机进发匹配试飞测点布置及传感器安装示意图
Fig. 1 Measurement point layout and sensor installation diagram for the advance matching flight test of F-22 aircraft

此外,F-22战斗机进发匹配试飞测试时,相比F/A-18A战斗机每支测耙上增加2个(共16个)高响应温度传感器。总体来看,美国在进气道-发动机相容性飞行试验中传感器种类、数量比国内现状有明显优势,传感器安装形式更为先进。

近年来国内外对于进气道出口流场畸变的测试研究工作开展较为广泛和充分,耙的数量多为6支或8支^[8-16]。比如:李大伟等^[8]采用二次测量的方法利用4支可旋转测耙达到8支测耙的效果,对流场变

化剧烈的 S 形进气道进行了地面试验, 并和 CFD 计算结果对比研究; 汪涛等^[14]在超声速飞机研究中采用水字形 6 支测耙; 赵海刚等^[16]在试飞用大涵道比涡扇发动机进口畸变测量耙研制中, 大型客机 C919 则采用米字形 8 支测耙形式。

通过长期对特定型号战斗机进气道风洞试验数据对比发现, 6 支测耙和 8 支测耙测得的进气道稳态畸变特性有一定差别, 特别是畸变较大情况下差别还比较明显, 因此研究战斗机进发匹配试飞中测耙数量对计算进气道稳态畸变特性影响有较大的工程应用价值。

我们依据大量的高/低速进气道风洞试验、全尺寸进发联合台架试验以及进发匹配试飞测试数据, 从中选取典型状态下的数据, 通过计算和比较不同测耙数量下稳态畸变数值、对比不同测耙数量压力云图判断测耙对真实流场捕捉精细程度等方法, 对测耙数量影响进行研究。

1 稳态畸变的计算

稳态畸变是衡量进气道出口流场品质和评定进发匹配稳定性的重要参数, 可以有各种不同的度量方法定义。为评定稳态畸变的影响, 飞机和发动机必须要有一个统一的、定量的度量方法且贯穿飞机设计全程, 包括进气道设计、进气道风洞试验、进发联合台架试验和进发匹配试飞等。英美国家通常采用的参数是基于 θ 角扇形区的畸变系数:

$$DC(\theta) = \frac{p_{0pj} - p_{0\theta}}{q_{pj}} \quad (1)$$

式中, p_{0pj} 是测量截面平均总压, q_{pj} 是测量截面平均动压, $p_{0\theta}$ 是测量截面任意角度 (θ) 扇形区中平均总压最低值, 其中 θ 值可以取 60° 、 90° 、 120° 等。

国内通常采用稳态周向畸变这个指数来度量测量截面的稳态压力畸变程度。稳态周向畸变定义为测量截面上沿周向总压低于平均总压的低压区内平均总压恢复系数与测量截面平均总压恢复系数的差值相对测量截面平均总压恢复系数的大小。有时低压区所在的连续弧长不止一段, 则对每一段分别计算后取其中最大者。具体计算公式如下:

$$\Delta\sigma_0 = \max\{\Delta\sigma_{0i}\} \quad (2)$$

式中:

$$\Delta\sigma_{0i} = 1 - \sigma_{0i}/\sigma$$

σ 为测量截面平均总压恢复系数, σ_{0i} 为第 i 个连续低

压区内平均总压恢复系数。

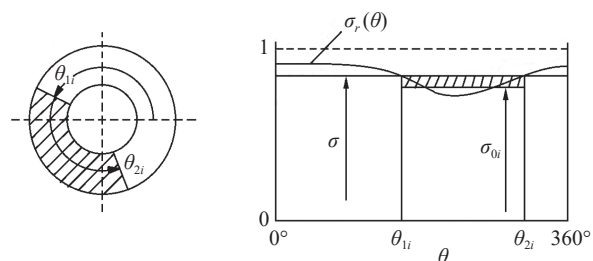
$$\sigma_{0i} = \frac{1}{\theta_{0i}} \int_{\theta_{1i}}^{\theta_{2i}} \sigma_r(\theta) d\theta$$

$$\sigma_r(\theta) = \frac{1}{1 - \bar{r}_B^2} \int_{\bar{r}_B}^1 \sigma_r(\bar{r}) 2\bar{r} d\bar{r}$$

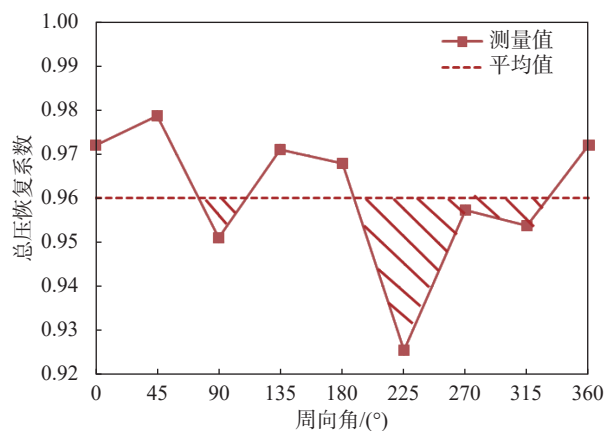
$$\bar{r} = r/R, \quad \bar{r}_B = r_B/R$$

式中, r_B 为测量截面发动机冒罩半径, R 为测量截面半径。 $\theta_{0i} = \theta_{2i} - \theta_{1i}$ (第 i 个总压恢复系数低于 σ 的连续弧长), 满足: $\theta_{0i} \geq 60^\circ$ 时, $\Delta\sigma_{0i} = \Delta\sigma_{0i}$; $\theta_{0i} < 60^\circ$ 时, $\Delta\sigma_{0i} = \frac{\theta_{0i}}{60} \Delta\sigma_{0i}$ 。

图 2 中给出了用于说明稳态周向畸变计算的总压恢复系数沿周向分布及其展开示意图。



(a) 稳态周向畸变定义



(b) 8支耙周向压力分布展开图

图 2 稳态周向畸变计算示意图

Fig. 2 Schematic diagram of the calculation results of steady-state circumferential distortion

从稳态周向畸变计算过程可以看出, 连续弧长的大小对稳态周向畸变的测试精度起关键作用, 而连续弧长的大小受测耙数量影响很大。

2 测耙数量对计算稳态畸变的影响

2.1 风洞试验情况

随着国内主流生产型风洞尺寸的增大, 进气道风洞试验模型比例显著增大, 因此同样尺寸的测耙和动态传感器条件下, 测量截面能够容许设置 8 支测耙而

仍符合对管道流动阻塞度的要求(测耙对流场的干扰主要体现在阻塞度上而非数量上,通常阻塞度要求小于 5% 且不形成第二喉道)。

为适应在起飞和亚跨超声速大速度范围下发动机换算流量的大幅度变化,一种典型第三代战斗机进气道设计为二元四波系外压式可调进气道,且设置有辅助进气门,其流动极其复杂,与进发匹配稳定性密切相关的参数之一——稳态周向畸变指数预测也面临困难。型号设计中进气道风洞试验是获取该参数的重要手段。图 3 中给出了进气道风洞试验中测量截面采用 8 支测耙的测点布置示意图。图中 8 支测耙周向均匀分布,每支测耙上 5 个总压测点沿径向按等面积环分布。

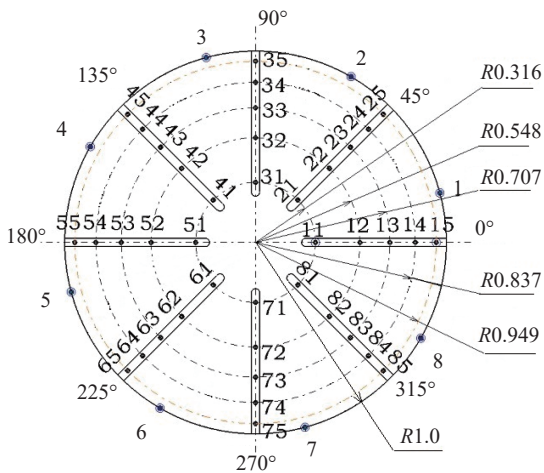


图 3 进气道风洞试验测耙分布示意图
Fig. 3 Schematic diagram of rakes distribution of the intake tract in the wind tunnel test

测耙数量主要影响进气道稳态周向畸变指数。从风洞试验结果中选取 3 个稳态周向畸变超过 6% 的典型状态分析测耙数量的影响。表 1 中给出了 3 个典型状态进气道特性数据。

表 1 典型状态进发匹配特性数据				
Table 1 Advance matching characteristic data for typical states				
状态	马赫数 Ma	流量 $W_c/(\text{kg}\cdot\text{s}^{-1})$	σ	$\Delta\sigma_0$
1	0	127.28	0.8741	0.0621
2	0.2	127.32	0.9042	0.0763
3	0.8	119.68	0.8392	0.0629

设计进发匹配试飞方案时,考虑到试飞与风洞试验数据的天地相关性分析需求,计算了试飞用 6 支测耙和风洞试验用 8 支测耙两种不同耙数对总压图谱和稳态周向畸变的潜在影响。通常认为 8 支耙测得的图谱更为接近真实情况,先根据 8 支测耙数据(大

比例模型风洞试验)绘制相应图谱,然后按图 4 中 6 支测耙(进发匹配试飞用)测点位置从图谱中抽取数据,再绘制 6 支测耙形式图谱,并按抽取的数据重新计算稳态周向畸变指数。

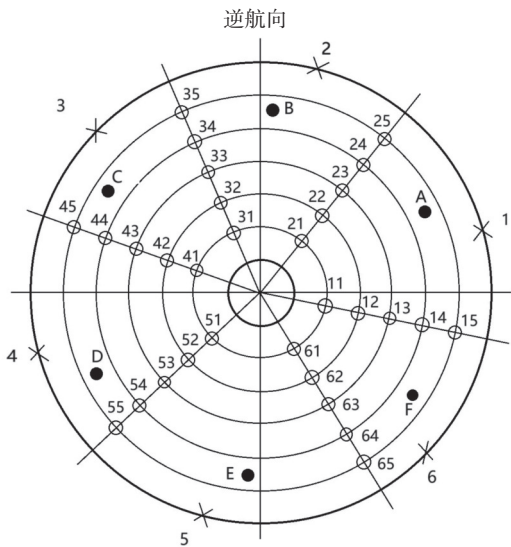


图 4 插值用 6 支测耙示意图(试飞)
Fig. 4 Schematic diagram of data interpolation with 6 rakes (flight test)

图 5 中给出了 $Ma = 0.2$ 典型状态下风洞试验进气道出口云图。图中白色空心点为风洞试验 8 支测耙测点位置,黑色实心点为试飞用 6 支测耙形式测点在风洞试验云图上的位置,从 8 支测耙绘制的风洞试验云图上抽取 6 支测耙测点的数据后重新计算进气道进发匹配特性参数和重新绘制进气道出口云图。

图 6 中分别给出了 3 个马赫数下根据 8 支测耙测点风洞试验数据绘制的图谱和根据图谱按 6 支

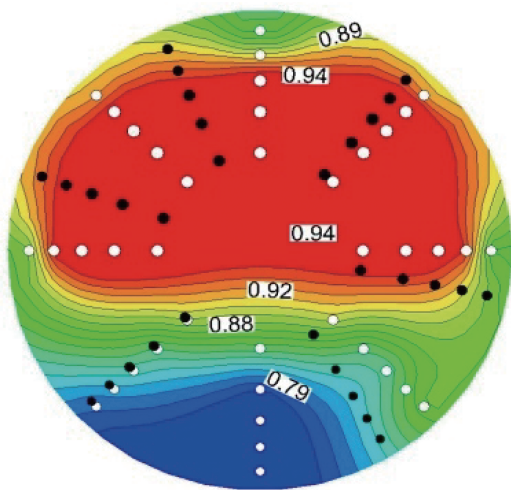


图 5 风洞试验云图上 8 支耙测点和 6 支耙抽取点位置
Fig. 5 Locations of the 8-rakes measuring points and 6-rakes extraction points on the wind tunnel tested nephogram

测耙测点位置抽取数据后重新按 6 支测耙形式绘制的图谱之间的对比。图中可见, $Ma=0$ 时 6 支耙测量的图谱与 8 支耙差异明显, 这是由于 6 支测耙没捕捉到测量截面正下方低压区所致。 $Ma=0.2$ 和 $Ma=0.8$ 时图谱也有一定差异, 上侧和下侧均有一定信息缺失。

表 2 中给出了 8 支测耙试验数据和 6 支测耙插值数据的总压恢复系数和周向畸变指数对比。表中可见两种情况总压恢复系数和周向畸变指数计算结果有一定差别, 特别是 $Ma=0$ 时的周向畸变指数差别较大, $\Delta\sigma_0$ 偏差达到 -0.035 , 无法准确评估进气道出口流场畸变。

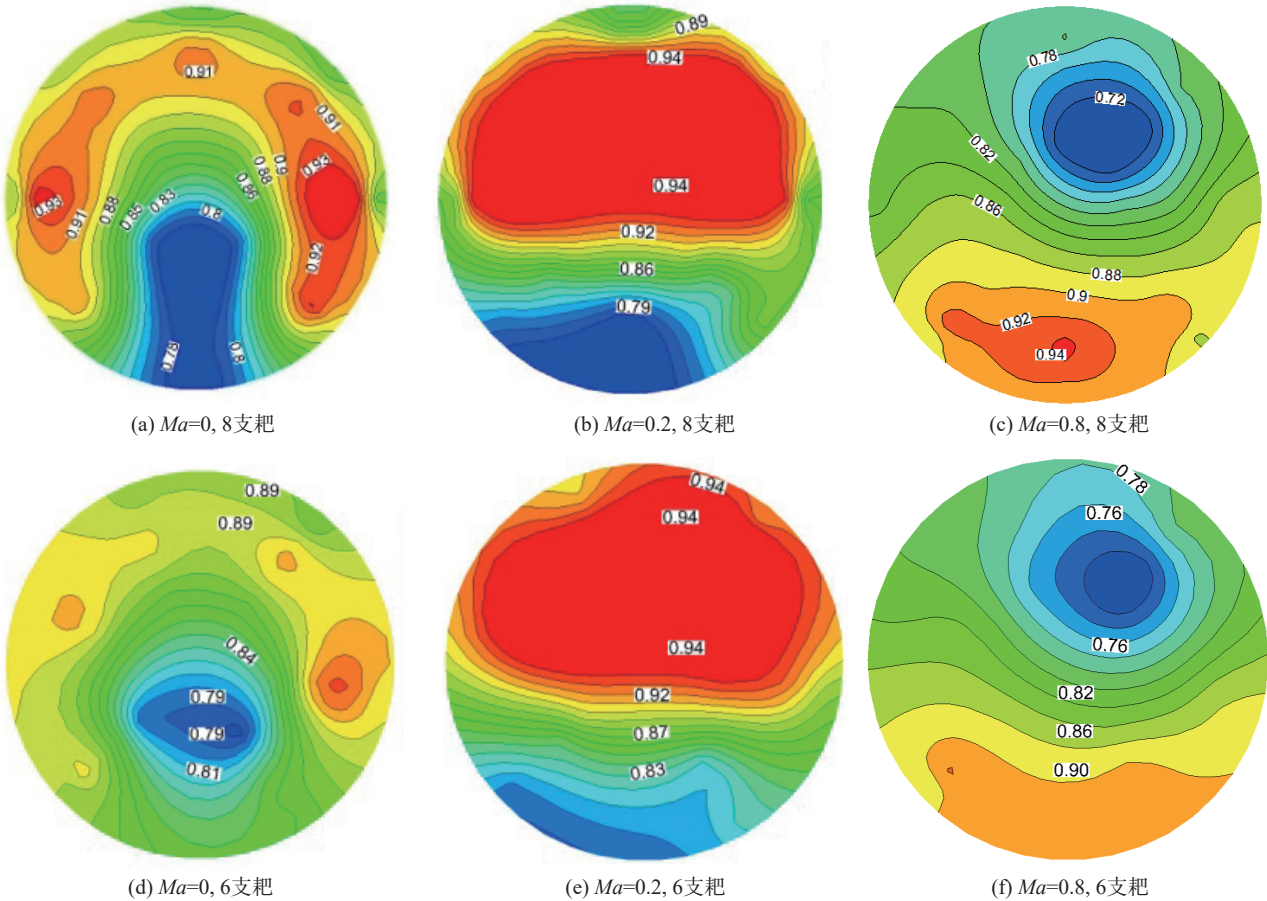


图 6 不同耙数量进气道出口图谱对比

Fig. 6 Comparison of maps outlet flow of the intake track for different rake numbers

表 2 典型状态的风洞试验数据

Table 2 Wind tunnel test data for typical states

状态	Ma	8 支耙		6 支耙		6 支耙-8 支耙	
		σ	$\Delta \sigma_0$	σ	$\Delta \sigma_0$	σ 偏差	$\Delta \sigma_0$ 偏差
1	0	0.8741	0.0621	0.8816	0.027	+0.008	-0.035
2	0.2	0.9042	0.0763	0.9122	0.0624	+0.008	-0.014
3	0.8	0.8392	0.0629	0.8356	0.0575	-0.004	-0.005

2.2 进发联合台架试验情况

在地面试车台进行的改进型全尺寸进气道发动机联合台架试验中则分别进行了 8 支测耙和 6 支测耙形式的进气道出口流场测试。为了进一步研究更多测耙的效果, 我们根据二次测量原理, 将精确控制

发动机流量为同一状态下的 8 支测耙和 6 支测耙测得数据进行叠加, 作为 14 支耙的测量结果进行对比分析。

图 7 中给出了 8 支耙、6 支耙和 14 支耙台架试验进气道出口流场图谱。图中可见, 6 支耙形式正下方

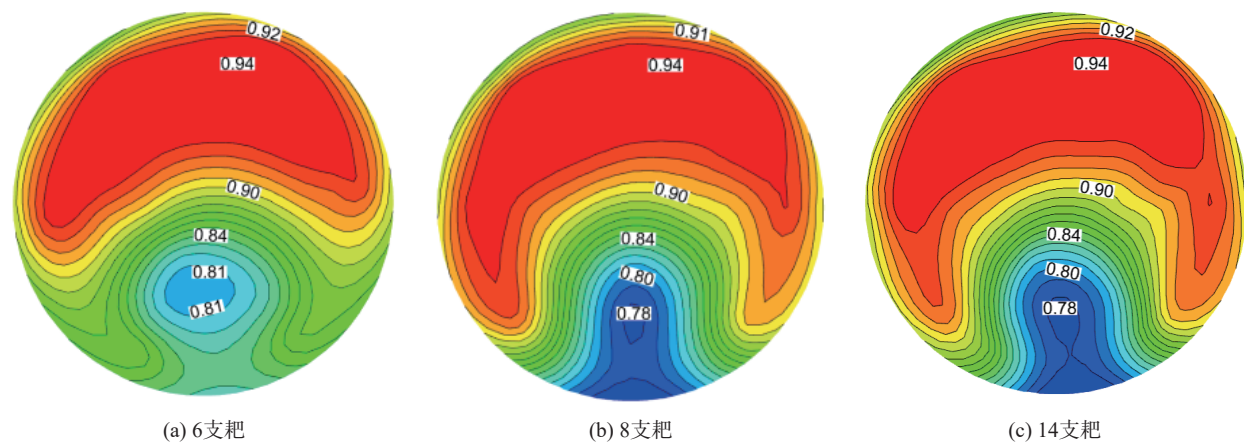


图 7 不同耙数量下全尺寸进发联合台架试验结果

Fig. 7 Full-scale advance joint bench test results for different rake numbers

低压区没有检测到，最终造成稳态周向畸变值比 8 支耙形式小约 0.009，而 14 支测耙形式的畸变值与 8 支测耙形式的畸变值相差仅 0.003，说明 8 支测耙形式已经能够较好满足测试需求。

图 8 中给出了 8 支耙和 6 支耙形式下稳态周向畸变指数随流量变化的情况对比。可见，流量越大，测耙数量引起的稳态周向畸变指数差别也越大。

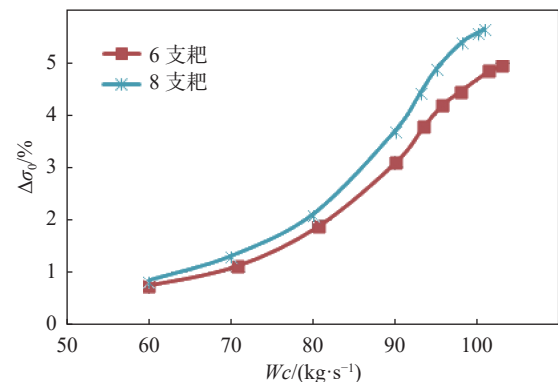


图 8 不同耙数量稳态周向畸变流量特性对比

Fig. 8 Comparison of the steady-state circumferential distortion flow characteristics for different rake numbers

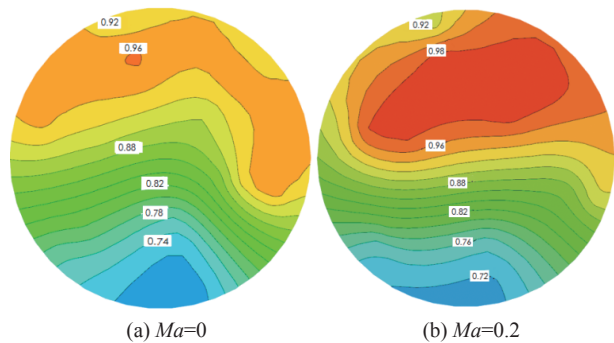


图 9 不同马赫数下进发匹配飞行试验图谱（6 支耙）

Fig. 9 Flight tests maps for advance matching at different Mach numbers (6 rakes)

2.3 进发匹配试飞情况

进发匹配试飞采用了 6 支测耙形式。图 9 中给出了进发匹配飞行试验进气道出口流场图谱。图中可见，同风洞试验和台架试验 8 支测耙图谱相比，进气道出口正下方流场低压区捕捉不充分，这与前面风洞试验、联合台架试验中 8 支耙和 6 支耙对比分析的结论相吻合。

图 10 中给出了新设计进气道后进发匹配试飞获取的进气道出口图谱，试飞测试克服测耙设计加工工艺困难，保证满足阻塞度要求的情况下采用周向均布 8 支测耙，每支测耙径向测点等面积环分布。图中可见，8 支测耙较好捕捉到进气道出口流场分布情况，特别是下方低压区的捕捉。

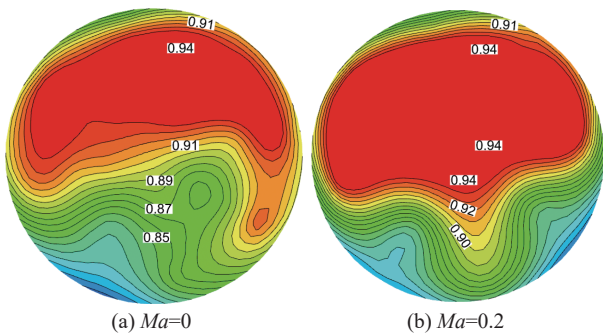


图 10 新设计进气道在不同马赫数下进发匹配飞行试验图谱（8 支耙）

Fig. 10 Flight test maps for advance matching at different Mach numbers for the intake tract with new design (8 rakes)

2.4 不同机型情况分析

民航发动机进口尺寸相对较大，试飞测试更多采用 8 支测耙^[17]。同民航飞机相比，现代战斗机进气道进口形状复杂，进气管道截面形状及轴线曲率变化大，进气道流动极其复杂，为获取准确的进气道性能参数，进发匹配试飞中应尽可能采用 8 支测耙形式。

特别是舰载战斗机在舰面环境下,受舰首来流及偏流板反射等因素影响,进气道流场更加复杂,且发动机工作在特殊的状态,对进发匹配稳定性要求也更加苛刻,为准确测量流场畸变参数,更有必要采用8支测耙的测量方式。目前已经在型号设计进气道风洞试验、全尺寸进发联合台架试验以及进发匹配试飞测试中全部采用8支测耙方式,但在试飞测试中由于安全性要求极高,测耙结构强度大,测量截面阻塞比已经接近极限,后续将联合相关单位对测耙结构进一步优化。此外,受风洞试验、台架试验和试飞测试成本限制,没有对极少出现的7支或9支测耙形式进行测试研究。

3 结 论

本文针对进气道风洞试验、全尺寸进发联合台架试验和进发匹配试飞,对常用的6支耙、8支耙和14支耙形式测量结果进行对比研究,结果表明在这些试验中有必要采用8支测耙的测量方式。

随着技术发展,新一代飞机为了满足隐身要求,通常采用大S弯进气道对发动机实现全遮挡,造成进气道出口流场畸变更加复杂,旋流的影响不容忽视,进发匹配试飞测试中除了需要采用8支测耙,还将逐步探索采用五孔探针对压力畸变和旋流同步进行测量。

舰载机舰面起飞时进气道、发动机都处于极限工作状态,加之高速航行的母舰舰面复杂流场以及起飞位喷流偏流板反射再吸入造成的温升和温度畸变,诸多因素组合影响下的舰面起飞进发匹配问题一直是困扰设计人员的技术难点,因此,多支测耙下温度场畸变和压力场畸变同步精确测量与数据分析技术是进发匹配试飞测试技术发展的必然方向。

参 考 文 献:

- [1] 刘大响,叶培梁,胡同,等.航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机进口总压畸变评定指南[S]. GJB/Z 64-1994.
LIU D X, YE P L, HU T, et al. Guidelines for the assessment of total pressure distortion of aviation turbojets and turbofan engines[S]. GJB/Z 64-1994 (in Chinese).
- [2] 刘大响,侯敏杰,叶培梁,等.航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机进口压力畸变评定指南[S]. GJB/Z64A-2004.
LIU D X, HOU M J, YE P L et al. Guidelines for the assessment of total pressure distortion of aviation turbojets and turbofan engines[S]. GJB/Z64A-2004 (in Chinese).
- [3] 刘志友,马前容,刘冬根,等.涡喷、涡扇发动机地面台温度-压力组合畸变试验要求[S]. HB 20227-2014.
LIU Z Y, MA Q R, LIU D G, et al. Requirements for combined temperature-pressure distortion test of turbojet and turbofan engines on the ground[S]. HB 20227-2014 (in Chinese).
- [4] S-16 Turbine Engine Inlet Flow Distortion Committee. Inlet / engine compatibility: From model to full scale development[S]. Inc. printed USA: SAE AIR 5687, 2011: 1-94.
- [5] AMIN N F, HOLLWEGER D J. F/A-18 inlet/engine compatibility flight test results[J]. *Journal of Aircraft*, 1983, 20(8): 641-649.
doi: 10.2514/3.44924
- [6] YUHAS A J, STEENKEN W G, WILLIAMS J G, et al. F/A-18A Inlet flow characteristics during maneuvers with rapidly changing angle of attack[R]. NASA Technical Memorandum 104327.
- [7] DAVIS M, HALE A L, KLEPPER J, et al. Demonstration of an integrated test and evaluation(IT&E) process for airframe-propulsion systems as applied to a current weapon system program[C]// 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida. Reston, Virginia: AIAA, 2010.
doi: 10.2514/6.2010-1039
- [8] 李大伟,马东立,陈小龙. S形进气道/JT15D-4涡扇发动机地面实验与数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(4): 449-452, 458.
LI D W, MA D L, CHEN X L. Comparison of experimental ground testing and computational fluid dynamics for S-shaped inlet and JT15D-4 engine[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2012, 38(4): 449-452, 458 (in Chinese).
- [9] 钟亚飞,马宏伟,李金原,等.航空发动机进气总压畸变地面试验测试技术进展[J]. *航空发动机*, 2020, 46(6): 62-77.
ZHONG Y F, MA H W, LI J Y, et al. Technological progress of ground test measurement of aeroengine inlet total pressure distortion[J]. *Aeroengine*, 2020, 46(6): 62-77 (in Chinese).
doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2020.06.011
- [10] 张晓飞,姜健,符小刚.基于IIR型滤波进气道动态畸变飞行试验研究[J]. *科学技术与工程*, 2016, 16(1): 255-261.
ZHANG X F, JIANG J, FU X G. Research in inlet time-variant distortion in flight test based on IIR filter[J]. *Science Technology and Engineering*, 2016, 16(1): 255-261 (in Chinese).
doi: 10.3969/j.issn.1671-1815.2016.01.049
- [11] WEHLE P, WENGER U. Development of the Rolls-Royce 10 stage high pressure compressor family[R]. ISABE 2009-1300, 2009.
- [12] BUI T T, OATES D L. Design and evaluation of a new boundary-layer measurement rake for flight testing[R]. NASATM-2000-209014, 2000.
- [13] QUINN R D, GONG L. In-flight boundary-layer measurements on a hollow cylinder at Mach number of 3.0[R]. NASATP-1980-1764, 1980.
- [14] 汪涛,姜健,史建邦.进气道/发动机相容性试飞中总压畸变数据的采集与处理[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2012, 25(2): 54-58.
WANG T, JIANG J, SHI J B. Acquisition and processing of total pressure distortion data in inlet/engine compatibility flight test[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2012, 25(2): 54-58 (in Chinese).
doi: 10.3969/j.issn.1672-2620.2012.02.012
- [15] 屠宝锋,胡骏.径向进气总压畸变对压气机气动稳定性的影响[J]. *推进技术*, 2012, 33(2): 167-173.
TU B F, HU J. Effect of total pressure distortion on aerodynamic stability of compressor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2012, 33(2): 167-173 (in Chinese).
doi: 10.13675/j.cnki.tjjs.2012.02.002
- [16] 赵海刚,姜健,汪涛.试飞用大涵道比涡扇发动机进口畸变测量耙研制[C]//第十三届发动机试验与测试技术学术会议论文集, 2016: 267-275.
ZHAO H G, JIANG J, WANG T. The test flight was developed with a large bypass ratio turbofan engine imported distortion measurement rake[C]// Proceedings of the 13th Conference on Engine Test and Testing Technology, 2016: 267-275 (in Chinese).
- [17] 赵海刚,赵东涛,汪涛,等.大涵道比涡扇发动机进气畸变测量耙风洞校准试验[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2014, 27(3): 59-62.
ZHAO H G, ZHAO D T, WANG T, et al. Measurement and characteristic analysis of inlet distortion rake for high bypass ratio turbofan in wind tunnel[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2014, 27(3): 59-62 (in Chinese).

(本文责编:徐燕)