

# 反推力装置模型试验台的研制及验证

解 亮,赵 煜,李庆林,于忠强  
(中国航发沈阳发动机研究所,沈阳 110015)

**摘要:**为开展大涵道比涡扇发动机反推力装置的性能试验,设计了涡扇发动机反推力装置模型试验台。该试验台具有六分力测量、外流场测量、内涵气体加温等功能,以及双涵道喷管矢量推力和性能测量能力。通过直接排气和反推力排气试验对该试验台的主要功能进行了验证,结果表明:试验台满足最大排气流量 60 kg/s 的双涵道喷管直接排气和反推力排气性能试验要求,内涵可加温到 650 ℃,测量精度较高,可用于航空发动机反推力装置及功能喷管、排气装置等部件的基础试验。

**关键词:** 反推力装置;试验台;涡扇发动机

**中图分类号:** V264.3

**文献标识码:** A

**doi:** 10.13477/j.cnki.aeroengine.2020.03.014

## Development and Verification of Model Test-rig of Thrust Reverser

XIE Liang, ZHAO Yu, LI Qing-lin, YU Zhong-qiang

(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

**Abstract:** In order to carry out the performance test of the thrust reverser of the high bypass ratio turbofan engine, the model test-rig of the thrust reverser of the turbofan engine was designed. The test-rig has the functions of six-component force measurement, outflow field measurement, intension gas heating and so on, as well as vector thrust and performance measurement capability of dual separate flow nozzle. The main functions of the test-rig were verified by the test of direct exhaust and thrust reverser exhaust. The results show that the test-rig can meet the performance test requirements of direct exhaust and thrust reverser exhaust of dual separate flow nozzle with maximum exhaust flow rate of 60 kg/s, the core stream can be heated to 650 ℃, and the measurement accuracy is high, which can be used in the basic test of aeroengine thrust reverser and functional nozzle, exhaust system and other components.

**Key words:** thrust reverser device; test-rig; turbofan engine

## 0 引言

随着中国大型飞机的快速发展,中国对大涵道比涡扇发动机的需求越来越迫切。目前,几乎所有先进的大型飞机都采用发动机反推装置来进行减速<sup>[1-4]</sup>,虽然反推装置会增加发动机的质量及其设计复杂性,但还是以其独有的集成度高、可靠性高、对不同发动机工况适应性强等优点,在国外得到较广泛应用<sup>[5]</sup>。国外为研制反推力装置做了大量的基础研究和工程应用研究,其中模型吹风试验是重要研究内容之一,反推力装置模型吹风试验器在反推力装置研制中发挥了重要作用。例如,拥有反推力装置模型吹风装置的俄罗斯彼尔姆航空发动机科研生产联合体先后研制出

带反推力装置的 Д-30 К П、П С-90 等发动机。另外,国外学者也进行了多项试验研究,Robert 等<sup>[6]</sup>研究了瓣式转动折流门反推器性能,并应用于 A330、A340 客机中;Chen<sup>[7]</sup>通过二次流喷射在风扇涵道形成气动阻流板代替机械式阻流板实现反推;Gilbert<sup>[8]</sup>和 Marconi 等<sup>[9]</sup>基于二次流喷射的涡扇发动机反推力控制技术,研究二次流喷射位置、喷射孔直径对反推效果的影响,验证了将流动控制技术引入到反推力控制领域的可行性;Asbury 等<sup>[10]</sup>对 6 种类型反推器的性能进行了风洞试验。国内目前对反推力装置的研究处于起步阶段<sup>[11]</sup>。何艳等<sup>[12-13]</sup>研究了压比和几何进气角对反推力装置性能的影响;单勇等<sup>[14]</sup>通过数值计算分析

收稿日期:2018-08-25 基金项目:航空动力基础研究项目资助

作者简介:解亮(1987),男,硕士,工程师,从事航空发动机燃烧室及喷管试验工作;514793702@qq.com。

引用格式:解亮,赵煜,李庆林,等.反推力装置模型试验台的研制及验证[J].航空发动机,2020,46(3):77-83. XIE Liang, ZHAO Yu, LI Qinglin, et al. Development and verification of model test-rig of thrust reverser device[J]. Aeroengine, 2020, 46(3):77-83.

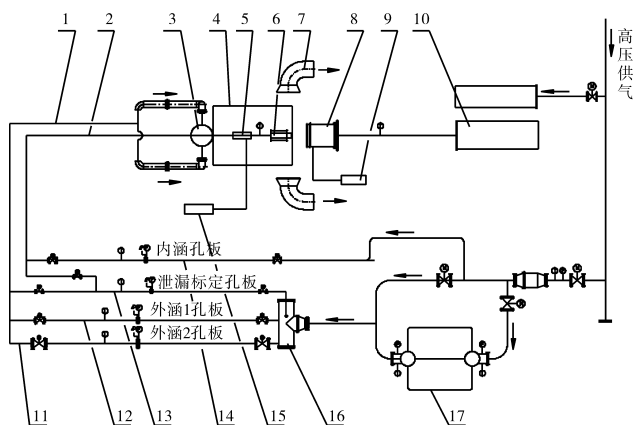
了叶栅参数对反推性能的影响规律;王占学等<sup>[15]</sup>通过试验方法研究了二次流喷射角度对无阻流板式反推装置的影响;谢业平等<sup>[16]</sup>研究了阻流门运动规律对反推装置气动性能的影响。上述研究多为仿真计算,试验研究也偏向单一方向,因为中国没有这种试验台,无法开展反推力装置综合性能试验研究。

为了提高反推力装置的性能,最大限度发挥反推力装置的优点,本文介绍了自行研制的涡扇发动机反推力装置试验台的工作原理、组成和关键技术,并对该试验台的性能进行了试验验证,为反推力装置的开发研究奠定基础。

## 1 试验台技术方案

### 1.1 试验台工作原理及流程

反推力装置试验台的工作原理、组成系统及工作流程分别如图1、2所示。气源供气压力约为1 MPa,试验时可根据需要通过进气阀门和放气阀门调节。



1—外涵管道;2—内涵管道;3—密封装置;4—测力台架;5—加热装置;6—反推试验件;7—外涵排气器;8—内涵排气器;9—冷却水系统;10—排气消音器;11—外涵大管;12—外涵小管;13—流量标定管;14—内涵管道;15—高压供油系统;16—进气分配器;17—散热器

图1 反推力装置试验台工作原理

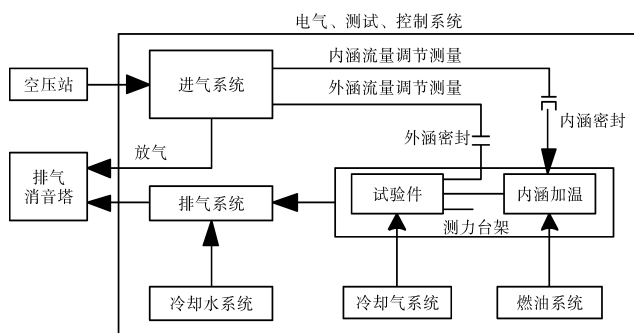


图2 反推力装置试验台组成系统及工作流程

来气经过气源总管后分为4条管道:1条内涵进气管道,2条外涵进气管道(用于不同量程空气流量测量),1条通往消音塔的放气管道。

内、外涵气流经稳压箱进入各自的进气密封装置。其后,是由密封芯体、内涵加热器(通过燃烧煤油直接加热保证内涵温度)、内外涵转接段、试验件4部分组成的受力体,固定在六分力测力台架上。为保证测力时受力体不受干扰,受力体与进气管道之间采用篦齿结构的非接触密封装置密封。

试验排气包括正向排气和反向排气。正向排气时进入排气筒,排气筒前端有降温装置,保证将排气温度降到250℃以下,经消音塔排入大气;外涵反向排气时,直接排入试验间,通过2个导流装置将气流导向厂房顶部排气塔排入大气。

### 1.2 试验台主要技术指标

涡扇发动机反推力装置试验台总空气流量最大为70 kg/s,采用标准孔板流量计,测量精度为1%;内涵温度最高为650℃;轴向力为±50 kN,测量精度为1%;俯仰力为±20 kN,测量精度为2%;偏航力为±20 kN,测量精度为2%;具备喷管0°~90°排气及反推排气试验能力及外流场测试能力;压力测量采用自行设计的总静压探针,经过风洞校准,由压力扫描阀采集,精度为0.3%;温度测量采用自行设计的总温探针,精度为1%。

### 1.3 试验台组成及布局

反推力装置试验台主要由进气系统、密封加热系统、排气系统、燃油系统、电气系统、测控系统、测力系统和冷却气系统、冷却水系统等组成。

测力台架、试验件等位于试验厂房中心偏后的位置。为减小反向排气气流对试验的影响,试验件及排气管道中心标高定为2 m。厂房内部有效高度为8 m,以保证厂房的主体结构不会对反向排气产生不可接受的干扰。

## 2 关键技术及解决方案

### 2.1 六分力测量

六分力试验是进行发动机喷管推力矢量控制研究的重要试验手段。试验用六分力测量装置设计的优劣,将直接影响试验数据的可靠性和可信性。

测力天平安装于试验台架上,利用刚体的平衡原理,在空间方向布置6支高精度力传感器,以限制发

动机的6个自由度(3个移动自由度和3个转动自由度),使其处于静定平衡状态。当试验件工作时,通过传感器测得相应方向上的分力,根据分力的作用点和方向进行空间向量合成,求出推力向量的大小、方向和作用点。其主要由定架、动架、6组测力组件、8组保险限位装置和原位标定装置5大部分组成,如图3所示。



图3 测力台架

定架设计具有足够的刚性,在承受主推力和侧向力时变形很小,可最大限度地减少各分力的相互干扰,以满足力值测量精度的要求。

动架外部有6个着力点,试验件产生的矢量力通过固定管道和动架传递到6组测力组件上。动架具有足够的刚性和合理的着力点,同时尽量减轻质量,以减小对力值测量的影响。

测力组件由6支高精度力传感器(Interface 1200系列,其综合精度为0.03%)、挠性件和相应接头组成。为保证测力组件的安装精度,与定架相连的一端装有1个对中调节座;为增加测力组件的柔性,减小其相互影响,每组测力组件均使用2个挠性件。

测力台架力学模型图4所示。各分力布置时在动架 $F_4$ 测力组件处增加1组水平约束,可以有效减小动架的横向位移。

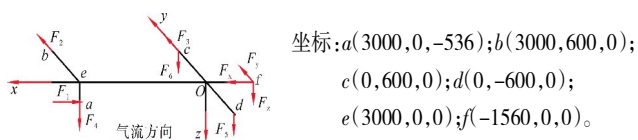


图4 测力台架力学模型

按照如图4所示的力学模型,根据空间力系平衡条件,即主矢量和主矩分别在3个坐标轴上的投影同时为0,得到各分力和分力矩的计算公式

$$\begin{aligned} F_x &= F_1, F_y = F_2 + F_3, F_z = F_4 + F_5 + F_6, \\ M_x &= (F_6 - F_5) \times 0.5 \times d_c, M_y = F_4 \times d_{oe} - F_1 \times d_{oa} \\ M_z &= F_2 \times d_{oe} \end{aligned} \quad (1)$$

式中: $F_1 \sim F_6$ 分别为传感器测得的6个分力; $F_x, F_y, F_z$ 分别为主矢量在3个坐标轴上的投影; $M_x, M_y, M_z$ 分别为主矩在3个坐标轴上的投影; $d_c$ 为 $F_5, F_6$ 测力组件轴线间的距离; $d_{oe}$ 为 $F_4$ 测力组件轴线与 $F_5, F_6$ 测力组件轴线的距离; $d_{oa}$ 为 $F_1$ 测力组件轴线与固定管道轴线间的距离。

主矢量的值为

$$F = (F_x^2 + F_y^2 + F_z^2)^{0.5} \quad (2)$$

主矩的值为

$$M = (M_x^2 + M_y^2 + M_z^2)^{0.5} \quad (3)$$

推力偏心角是指试验件实际推力作用线与其几何中心轴线的夹角,其计算式为

$$\alpha = \arctan \frac{\sqrt{F_y^2 + F_z^2}}{F_x} \quad (4)$$

## 2.2 采用密封装置消除管路传递的力

为准确测量六分力,需要消除管道约束力和气动力。由于测力台架空间有限,还要安装加温装置,密封装置尽可能结构紧凑。

消除管道中传递的力通常采用软管(膨胀节)连接,这种方法结构简单,但空气流量达到几十千克时,其气流扰动不可消除;同时当软管直径较大时,其刚度也会产生不可忽略的影响,这时需要采用解耦方法对测力台架校准数据进行修正<sup>[7]</sup>,但仍有较大误差。

试验台内、外涵进气密封装置均采用非接触篦齿密封,内、外涵密封结构高效地统一成整体,气流泄漏力可以前后抵消,其俯视结构如图5所示,实物形貌如图6所示。篦齿密封结构简单,没有附加的力,便于测量矢量力,但加工、安装、调整难度较大;进气安装了过滤装置,用于过滤掉进气中超过间隙尺寸的硬杂质,以防止其将间隙卡死而导致无法测力。

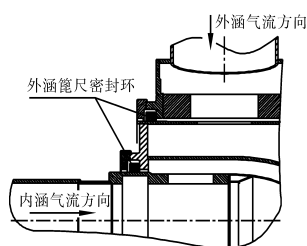


图5 试验台内、外涵进气密封装置(俯视)



图6 试验台内、外涵进气密封装置外部形貌

篦齿密封每次安装调整之后泄漏量都会变化,因此每次安装调整后均需对泄漏量进行标定,测出试验状态下的泄漏量。泄漏量预计为0.2~2.0 kg/s,与篦齿设计参数、试验压力等有关。该结构的密封装置仅会对六分力中的轴向力有影响,其实际测得的轴向力经修正为

$$F_x = F_1 - \delta P \cdot A \quad (5)$$

式中: $\delta P$ 为内涵密封处管道静压; $A$ 为内涵密封处管

道面积。

### 2.3 内涵空气加温

对于采用篦齿密封结构的喷管矢量力测量试验台,为减少热膨胀和密封泄漏等对测力的干扰,方便测力台架布置,要求空气加温装置尺寸尽可能小。

为满足上述使用要求,选择成熟的航空发动机单管火焰筒进行改造,并借鉴加力燃烧室结构,自行设计 V 型稳定器与离心喷嘴相结合,结构紧凑、体积小,适用于喷管测力试验台的空气加温装置;可将流量为  $0.5 \sim 10 \text{ kg/s}$  的空气加温至  $650^\circ\text{C}$ ,加温范围广,在同尺寸量级内燃烧室单位体积热密度高;在火焰筒气流核心区域和外部区域采用分级供油方式,可通过匹配油量使出口温度场更为均匀。反推力装置试验台加温装置<sup>[18-19]</sup>如图 7 所示。

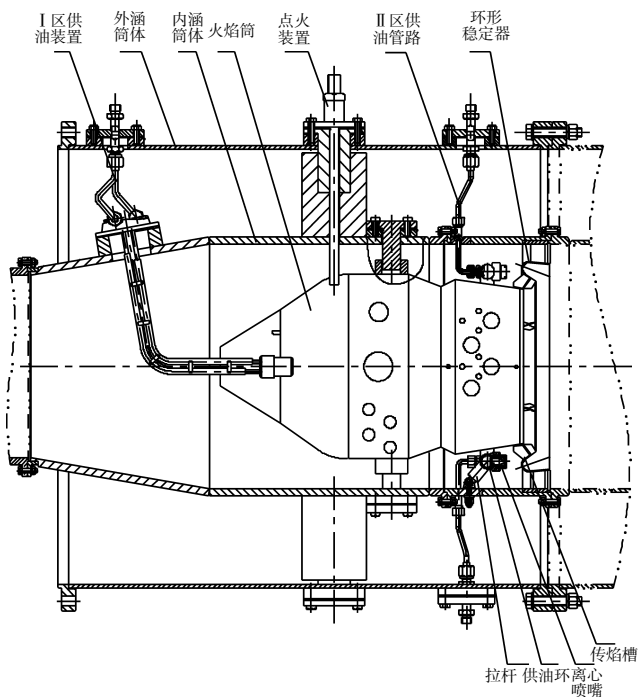


图 7 反推力装置试验台加温装置

### 2.4 反推叶栅出口流场测量

为了掌握反推力装置叶栅出口复杂流动机理,获取外流场及构件表面流场分布信息,对反推力装置优化设计提供技术支持,需要进行反推力装置外流场测试方法研究。

反推叶栅出口气流流场采用 PIV 系统测试,PIV 系统硬件在试验件区域的布置如图 8 所示。考虑系统处于气流流场边缘,设计加工光源及相机防护装置进行保护。

该系统的组成主要有光源部分(双脉冲激光器、

导光臂、片光镜)、图像拍摄部分(CCD 相机、镜头、滤波片)、同步控制器、控制采集及数据处理部分(软件、计算机)。数据处理应用美国 TSI 公司开发的软件 INSIGHT 4G 中的互相关算法,最终得到气流的速度流场。

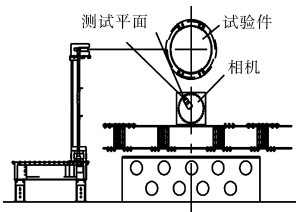


图 8 PIV 系统布置

### 2.5 多角度排气收集

反推力装置试验台在设计之初就要满足不同排气角度的试验需求,在进行反推试验件性能试验时,对出口参数不进行测试,可以安装反推蜗壳(如图 9 所示)将反推气流导成后方向。对于大角度排气试验,采用便于安装导流的排气装置,满足  $0^\circ \sim 90^\circ$  排气试验需求。大角度排气方案如图 10 所示。



图 9 反推排气蜗壳

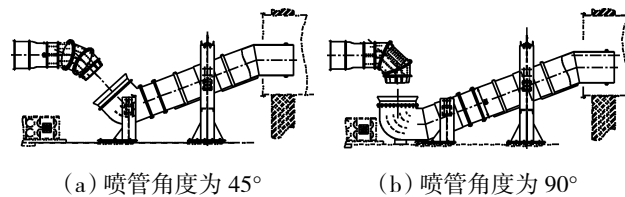


图 10 大角度排气方案

## 3 试验器性能验证

### 3.1 推力测量及重复性试验

推力测量的准确性是反推力装置试验台的主要指标,为验证该指标,按 NACA<sup>[20]</sup>中的喷管为标准试验件,进行轴向力推力系数  $C_f$  测量并验证其重复性,结果如图 11 所示。从图中可见,推力系数与 NACA 中的数据符合性很好,推力系数重复性在 1% 以内。

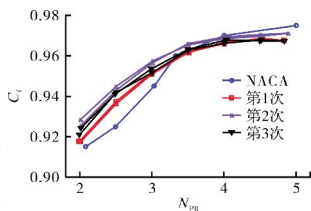


图 11 轴向力推力系数对比

### 3.2 正推力试验件性能试验

正推力性能试验件内、外涵分开排气,如图 12 所示。共完成推力与流量关系等试验,试验结果如下。



图 12 正推力试验件



### 3.2.1 正推力试验外涵单独排气试验结果

正推力试验外涵单独排气时外涵落压比  $N_f$ 、实测轴向力  $F_x$  随外涵流量  $W_{16}$  的变化规律如图 13 所示。从图中可见,外涵落压比、实测轴向力均随外涵流量的增加而增大,曲线光滑平顺,与理论趋势相符<sup>[21]</sup>。

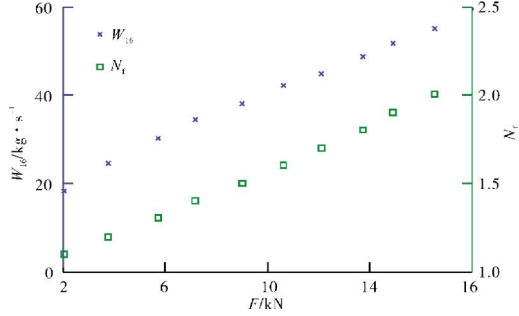


图 13 仅外涵排气时  $N_f$ 、 $F_x$  与  $W_{16}$  的相互关系

### 3.2.2 正推力试验内、外涵同时排气试验结果

在正推力试验时内涵落压比  $N_c$ 、外涵落压比  $N_f$ 、轴向力  $F_x$ 、内涵流量  $W_6$ 、 $W_{16}$  的变化规律如图 14 所示。从图中可见,  $N_c$ 、 $N_f$  随内、外涵空气流量  $W_6$ 、 $W_{16}$  的增加成一定规律增大,轴向力随着内、外涵流量的增加持续增大。

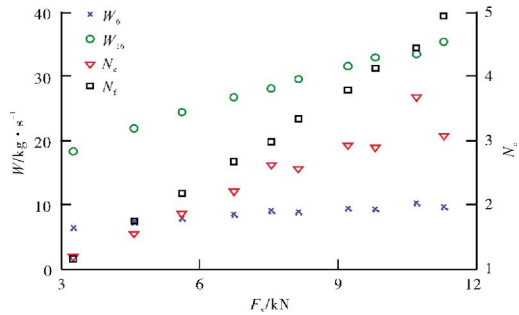


图 14 正推力试验的落压比、空气流量与  $F_x$  的相互关系

## 3.3 叶栅式反推力试验件性能试验

反推力试验件采用叶栅结构,左右非对称,如图 15 所示。本轮调试完成了反推力测量、落压比与反推力关系试验等。

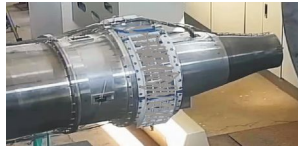


图 15 反推力试验件

### 3.3.1 反推力试验外涵单独排气试验结果

在不同试验状态下,轴向力  $F_x$ 、俯仰力  $F_z$ 、外涵流量  $W_{16}$  随落压比  $N_f$  的变化规律如图 16 所示。从图中可见,试验曲线光滑,相互关系明显。

### 3.3.2 反推力试验理论轴向力和俯仰力计算结果

由于反推力试验件的气流不同于直排试验,其排

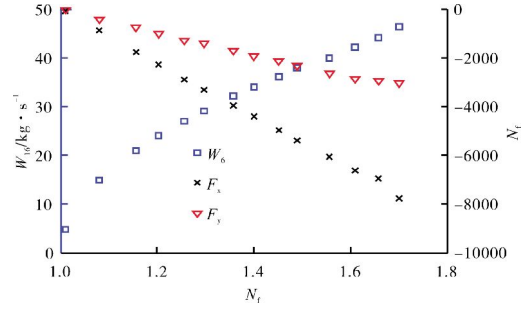


图 16  $F_x$ 、 $F_z$ 、 $W_{16}$  和  $N_f$  的相互关系

气存在轴向和径向的角度,作用力角度如图 17、18 所示。假设叶栅出口气流角度与叶栅角度相同,同时气流从每个叶栅单位角度出口的速度和流量均相等,即每个叶栅的单位角度理论气动力均为  $F_j/n$ ,对于轴向推力系数,建立力的平衡方程

$$\left( \frac{F_{xj}}{\cos \alpha_j \tan \beta_j} \right)^2 + F_{xj}^2 = F_j^2 \quad (6)$$

式中:  $F_j = F_i/n$  为单位力;  $\alpha$  为周向排气偏角;  $\beta$  为轴向排气偏角。

故理论轴向力  $F_{xi}$  为

$$F_{xi} = \sum_{j=1}^n \frac{F_i}{n} (\cos^2 \alpha_j \tan^2 \beta_j + 1)^{-0.5} \quad (7)$$

对于俯仰力,  $F_i$  在  $z$  方向的力为

$$F_j (\cos^2 \alpha_j \tan^2 \beta_j + 1)^{-0.5} \sin(\theta_j + \alpha_j) \quad (8)$$

故理论俯仰力  $F_{zi}$  为

$$F_{zi} = \sum_{j=1}^n \frac{F_i}{n} \cdot \frac{\sin(\theta_j + \alpha_j)}{\sqrt{\cos^2 \alpha_j \tan^2 \beta_j + 1}} \quad (9)$$

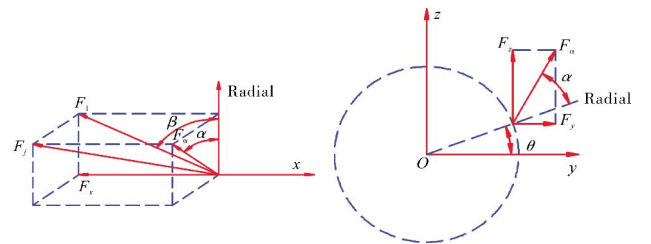


图 17 作用力角度

图 18 作用力角度(顺航向)

根据式(7)、(9)计算出理论轴向力  $F_{xi}$  和理论俯仰力  $F_{zi}$ 。实测轴向力  $F_x$ 、实测俯仰力  $F_z$ 、理论轴向力  $F_{xi}$ 、理论俯仰力  $F_{zi}$  随落压比  $N_f$  的变化关系见表 1,从表中可见,  $F_x$ 、 $F_z$  与  $F_{xi}$ 、 $F_{zi}$  相近,证明该试验台反推力测量准确。

## 3.4 反推力叶栅出口流场测量试验

采用 PIV 方法对试验件顺航向左侧叶栅出口水平面进行测试,外涵落压比  $N_f = 1.2$ ,对原始图像使用

表1 理论计算值与实测数值对比

序号	$N_f$	$F_x/N$	$F_z/N$	$F_{xi}/N$	$F_{zi}/N$
1	1.0101	-98.7	-44.1	-130.6	-60.9
2	1.0793	-885.3	-426.1	-1094.7	-510.5
3	1.1553	-1773.9	-769.2	-2103.1	-980.7
4	1.2023	-2288.9	-1011.9	-2714.6	-1265.9
5	1.2559	-2901.0	-1292.4	-3383.7	-1577.9
6	1.2970	-3329.1	-1417.7	-3886.8	-1812.5
7	1.3578	-3968.8	-1710.6	-4650.6	-2168.6
8	1.3999	-4423.6	-1943.0	-5149.8	-2401.5
9	1.4514	-4979.0	-2131.2	-5727.4	-2670.8
10	1.4899	-5387.6	-2331.8	-6230.6	-2905.5
11	1.5563	-6050.7	-2658.2	-6882.8	-3209.6
12	1.6090	-6624.0	-2878.4	-7509.5	-3501.8
13	1.6575	-6964.8	-2944.7	-8090.0	-3772.5
14	1.7006	-7785.8	-3043.1	-8821.8	-4113.8

INSIGHT 4G 软件进行后处理中互相关算法得到的结果如图 19 所示。从图中可见,气流从叶栅排出后,核心气流沿原方向未发生改变,测得速度矢量方向与轴向呈  $47^\circ$  角斜向喷管入口方向排出。在该状态下核心气流速度为  $170\text{ m/s}$ ,分布在排气气流的中间,随着气流向核心气流外及两端推移,速度呈减小趋势,主流的气流速度为  $135\text{ m/s}$ 。采用 Fluent 软件进行数值计算得到相同截面的叶栅出口气流速度如图 20 所示。从图中可见,2 种方法得到的结果相同,验证了 PIV 方法测量的准确性,即本套 PIV 测量系统满足外流量测试需求。

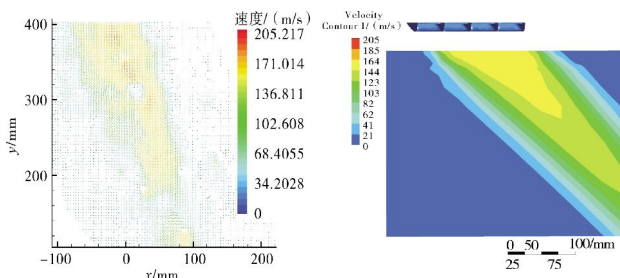


图 19 PIV 测量叶栅出口速度 图 20 数值计算叶栅出口速度

## 4 结论

涡扇发动机反推力装置试验台的研制成功填补了国内该领域的空白,在应用中各分系统相互协调、匹配,运行良好,满足设计要求,技术水平国内领先,具有下列优点:

(1)采用新型密封装置消除了气动力和管道对测

力台架的干扰,具备大型喷管正反推力、矢量力等六分力的测量能力,精度较高。

(2)可完成先进喷管和排气装置的性能试验,包括流阻测量、PIV 方法内外流场测试、高速气流总静压测量等,试验数据可靠性高。

(3)采用自主设计的小体积、宽温升的多级加温装置对内涵空气进行加温,可真实模拟涡扇发动机喷管的状态。

## 参考文献:

- [1] Yetter J A. Why do airlines want and use thrust reversers [R]. NASA-TM-109158.
- [2] 靳宝林,邢伟红,刘殿春.飞机/发动机推进系统反推力装置[J].航空发动机,2004,30(4):48-52.  
JIN Baolin, XING Weihong, LIU Dianchun. Thrust reversers of aircraft/engine propulsion system [J]. Aeroengine, 2004, 30(4): 48-52. (in Chinese)
- [3] 邵万仁,叶留增,沈锡钢.反推力装置关键技术及技术途径初步探讨[C]//中国航空学会 2007 年学术年会论文集.深圳:中国航空学会,2007:1041-1047.  
SHAO Wanren, YE Liuzeng, SHEN Xigang, et al. Initial exploration of key technologies and technical approaches for thrust reverser [C]// Proceedings of the 2007 Annual Conference of CSAA. Shenzhen: CSAA, 2007: 1041-1047. (in Chinese)
- [4] 沙江,徐惊雷.发动机反推力装置及其研究进展[C]//中国航空学会 2007 年学术年会论文集.深圳:中国航空学会,2007:1022-1027.  
SHA Jiang, XU Jinglei. Research progress of aeroengine thrust reverser [C]// Proceedings of the 2007 Annual Conference of CSAA. Shenzhen: CSAA, 2007: 1022-1027. (in Chinese)
- [5] 张德志.中国大型飞机发动机研制中的关键技术[J].中国民航大学学报,2008,26(5):26-28.  
ZHANG Dezhi. Key technologies of high bypass ratio engine in China [J]. Journal of Civil Aviation University of China, 2008, 26(5): 26-28. (in Chinese)
- [6] Jones R A. Thrust reverser:US 4373328[P]. 1983-02-15.
- [7] Chen M W. An experiment and computational study of the blockerless thrust reverser concept[D]. Washington: George Washington University, 1996.
- [8] Gilbert B. Innovative concept for cascade thrust reverser without blocker doors[R]. AIAA-97-823.
- [9] Marconi F, Gilbert B, Tindell R, et al. Computational fluid dynamics support of the development of a blockerless engine thrust reverser concept[R]. AIAA-97-3151.
- [10] Asbury S C, Yetter J A. Static performance of six innovative thrust reverser concepts for subsonic transport applications [R]. NASA-TM-2000-210300.
- [11] 靳宝林,朱明俊.航空发动机推力矢量技术发展趋势分析[J].航空发动机,1997(1):44-49.

- JIN Baolin, ZHU Mingjun. Analysis of the development trend of thrust vector technology in aeroengine[J]. Aeroengine, 1997(1):44-49. (in Chinese)
- [12] 何艳, 刘友宏. 稠度和压比对叶栅反推器叶片反推性能的影响[J]. 航空发动机, 2010, 36(2):16-21.  
HE Yan, LIU Youhong. Effect of blade solidity and pressure ratio on cascade thrust reverser performance [J]. Aeroengine, 2010, 36(2): 16-21. (in Chinese)
- [13] 何艳, 刘友宏. 叶栅反推器几何进气角、压比对反推性能的影响[J]. 科学技术与工程, 2010, 10(2):458-464.  
HE Yan, LIU Youhong. Effect of blade entrance angle and pressure ratio on cascade thrust reverser performance [J]. Science Technology and Engineering, 2010, 10(2):458-464. (in Chinese)
- [14] 单勇, 沈锡钢, 张靖周, 等. 叶栅参数对反推力装置气动性能影响规律[J]. 中国民航大学学报, 2010, 28(3):10-14.  
SHAN Yong, SHEN Xigang, ZHANG Jingzhou, et al. Numerical study for the effects of cascade geometry parameters on cascade-type thrust reverser performances [J]. Journal of Civil Aviation University of China, 2010, 28(3):10-14. (in Chinese)
- [15] 周莉, 王占学, 刘增文. 二次流喷射角度对无阻流板式反推装置的影响[J]. 工程热物理学报, 2014, 35(8):1538-1541.  
ZHOU Li, WANG Zhanxue, LIU Zengwen. The influence of injection angle of secondary flow on performance of blockerless thrust reverser [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2014, 35(8):1538-1541. (in Chinese)
- [16] 谢业平, 王强, 邵万仁, 等. 叶栅式反推力装置阻流门运动规律对气动性能的影响[J]. 航空动力学报, 2010, 25(6):1297-1320.  
XIE Yeping, WANG Qiang, SHAO Wanren, et al. Effect of kinetic mechanism of blocker doors on aerodynamic performance for a cascade thrust reverser [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6): 1297-1320. (in Chinese)
- [17] 罗华云, 赖传兴, 王月贵, 等. 喷管模型试验器六分量天平校准技术[J]. 航空动力学报, 2013, 28(1):67-73.  
LUO Huayun, LAI Chuanxing, WANG Yuegui, et al. Six-component balance calibration technology for nozzle model testing facility [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(1):67-73. (in Chinese)
- [18] 解亮. 一种带有稳定器和离心喷嘴结构的空气加温装置: 中国, ZL 201620829934.0[P]. 2017-01-25.  
XIE Liang. Air heating apparatus with stabilizer and swirl injector structure: China, ZL 201620829934.0[P]. 2017-01-25. (in Chinese)
- [19] 刘德权. 一种用于发动机反推力装置测力试验台的空气加温装置: 中国, ZL 201620824282.1[P]. 2017-03-08.  
LIU Dequan. An air heating apparatus for engine thrust reverser dynamometer check platform: China, ZL 201620824282.1 [P]. 2017-03-08. (in Chinese)
- [20] Krull H G, Steffen F W. Performance characteristics of one convergent and three convergent-divergent nozzles[R]. NACA-RM-E52H12.
- [21] 刘大响, 叶培梁, 赵景芸, 等. 航空发动机设计手册: 第7册 进排气装置[M]. 北京: 航空工业出版社, 1998:214.  
LIU Daxiang, YE Peiliang, ZHAO Jingyun, et al. Aeroengine design manual: volume 7, intake and exhaust devices [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1998:214. (in Chinese)

(编辑: 刘 静)