

doi: 10.11823/j.issn.1674-5795.2017.04.07

一种用于发动机进气流量管校准的缩比模型实验装置

李亚晋¹, 王毅¹, 王辉²

(1. 航空工业北京长城计量测试技术研究所, 北京 100095; 2. 河南北方红阳机电有限公司, 河南 南阳 473000)

摘要: 介绍一套用于发动机进气流量管流量校准的缩比模型实验装置。该装置以一定的比例模拟航空发动机试车间结构, 设计了进气段、流量段、风机段等系统, 设计的缩比模型实验装置进气管道速度上限为 100 m/s, 进气流量 15 kg/s。

关键词: 发动机; 进气流量管; 流量测量

中图分类号: TB937

文献标识码: A

文章编号: 1674-5795(2017)04-0027-04

A Scaling Model Test Facility for Turbo Engine Airflow Calibration

LI Yajin¹, WANG Yi¹, WANG Hui²

(1. Changcheng Institute of Metrology & Measurement, Beijing 100095, China;

2. Henan North Hongyang Electromechanical Co. Ltd., Nanyang 473000, China)

Abstract: This paper introduces a suit of scaling model experiment equipment for turbo engine airflow calibration. The scaling model simulates a turbofan engine test cell, including an air inlet part, an inlet air-flow measurement part, and a wind-fan part. The airflow of the equipment is 15 kg/s, and the velocity of flow is up to 100 m/s.

Key words: engine; inlet airflow tube; airflow measurement

0 引言

发动机进气流量是航空发动机试车试验中的一个重要状态参数, 压气机特性例如喘振边界和流通能力的获取需要准确测量空气流量; 发动机燃烧室和高压涡轮的温度与空气流量密切相关; 地面台发动机试车时推力的进气冲量修正需要准确测量流量值, 因为净推力和单位燃油消耗率的准确度均与空气流量相关。

目前, 航空发动机的进气流量主要依靠进气流量管进行测量, 但进气流量管属于非标流量测量装置, 其流量系数缺乏计算规范。小口径的流量管可以通过实流标定确定其流量系数, 但大涵道比涡扇发动机进气流量达几十至几百公斤每秒, 试车使用的大口径进气流量管, 却无法进行实流标定。用于发动机进气流量校准的缩比模型试验装置, 通过标准流量段对测量缩比设计的不同进气流量管进行校准, 开展缩比模型

试验, 研究流量系数随马赫数、雷诺数等的变化规律, 模拟航空发动机试车流量测量方法, 从而形成航空发动机进气流量的测量和校准规范。

本文介绍的用于发动机进气流量管校准的缩比模型试验装置, 以风机作为动力模拟形成发动机试车间流场, 并配置了激光多普勒测速系统(LDV)、粒子图像测速系统(PIV)等多种测量系统, 用于对流场的测试。

1 缩比模型实验装置设计

1.1 装置总体要求

缩比模型试验装置要求能够模拟发动机试车间内部的流动情况, 为此设计流量段入口速度 100 m/s, 排气速度达 80 m/s; 在系统布置上参考发动机试车间内的试验系统布置, 有专门的排气筒, 在排气筒内通过一定的引射作用, 在试验间内产生流动, 按照引射比 1:3 计算, 试验间内的平均速度可以达到 5 m/s 以上。

另外, 该装置能够提供标准流量测量段。该测量段设计为透明可视段, 能满足 LDV 等测量系统对结构

收稿日期: 2017-08-07

作者简介: 李亚晋(1985-), 女, 助理工程师, 主要从事动态温度测试校准工作。

的要求，并可与不同口径的缩比流量管相连接。

1.2 装置总体布局

为满足上述技术指标以及功能要求，缩比模型实验装置的整体技术方案如图 1 所示，整套装置包括可换缩比试件段、标准流量段、扩压段、风机段、排气段和排气筒几个部段组成。除了排气筒以外，其他部段首尾相接成为一体，通过内部风机驱动。

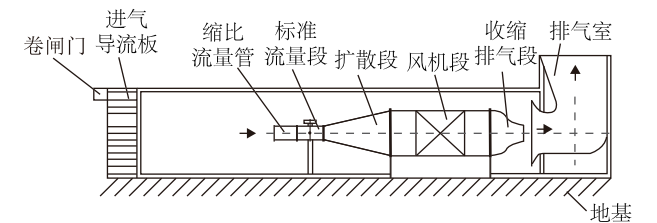


图 1 缩比模型实验装置总体布局

入口为可换缩比试件段，在直径为 400 mm 时，管内速度可达到 100 m/s，排气段为一个收缩加速段，可以将排气速度提高至 80 m/s，用于模拟发动机在试车间内工作，可以产生 1500 N 的推力。排气筒安装在排气段后部，与排气段之间的距离可调，用于调节引射气量。

上述装置布置于实验箱体内部，实验箱体进气端设置有卷闸门和导流板，在试验时卷闸门向上打开。排气筒所在位置用隔断将前后隔开，让实验间内所有的气流从排气筒流出，排气筒段设计有向上排气的导流段，模拟发动机试车台排气引气形式。试验箱体内部尺寸(长×宽×高)为 13 m×2.5 m×2.5 m，在必要的地方开孔开窗。风机系统坐落在地基上，不直接与实验箱体连接，避免过大的振动，实验箱体下部开孔，套放在地基上。按照引射比 1:3 考虑，试验间内的平均速度可以达到 5 m/s 以上。

1.3 装置动力风机系统

缩比模型实验装置的关键部件是风机系统，风机系统的性能直接影响到装置模拟的气流速度上限是否可以达到指标以及系统运行的稳定性，同时还需要保证风速调节灵敏、方便。表 1 给出了风机系统的主要技术指标。

风扇系统采用双级风扇，电机位于整流罩内。风扇设计流量 $Q = 16.3 \text{ m}^3/\text{s}$ ，共需增压 9000 Pa。风机系统采用双级轴流风扇，每级增压 4500 Pa，每级电机功率 90 kW，单级风扇设计转速 3000 r/min，第一级风扇电机位于头部整流罩内，轮毂直径 600 mm，桨叶 10 片，导流片 7 片，头罩支撑片 5 片；第二级风扇电机

表 1 风机系统技术指标

项目	技术指标
进气道尺寸	长度 1500 mm，最大直径 400 mm
入口速度	$v_0 = 20 \sim 100 \text{ m/s}$
试验段湍流度	$\varepsilon = 2\%$
试验段平均速度偏差	$\Delta v < 2\%$
动力系统	变频式交流电机，无级调速系统
总体方案	直流吸气式

位于尾部整流罩内，轮毂直径 600 mm，桨叶 10 片，导流片 7 片，见图 2 所示。

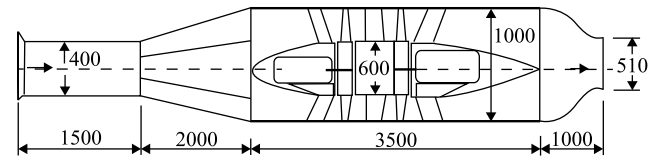


图 2 风机系统结构图

在风机段与入口试验段之间有大角度扩散段，由直径 $d = 400 \text{ mm}$ 圆截面扩散到直径 1000 mm，单边扩散角为 8.5° ，长度 2000 mm。为了防止气流分离，在该段内部布置导流隔板。

风机段后是收缩段，收缩段长度 1000 mm，进口截面直径 $d_1 = 1000 \text{ mm}$ ，出口截面直径 $d_0 = 510 \text{ mm}$ ，收缩比 $\eta = A_1/A_0$ 为 3.845。

1.4 缩比流量管设计

进气流量管的几何外形是决定管内流量准确测量的前提条件，在缩比模型实验装置中，缩比流量管的设计主要考虑以下几个方面：

1) 缩比流量管的型面曲线

航空发动机进气流量管的进口型面一般设计为双扭线型面。双扭线型面能基本实现空气无分离流动，压力损失小，在流量管出口(测试截面)的压力和速度分布较均匀，结构如图 3 所示，极坐标方程为

$$r^2 = a^2 \cos 2\theta$$

式中： a 为常数，设计时通常取 $a = (0.6 \sim 0.8) D$ (D 为流量管直径，mm)； $\theta = 0^\circ \sim 45^\circ$ 。这段曲线为流量管型线，型线段的轴向长度 $L_1 = (0.7 \sim 0.9) D$ ，型线段的最大外径 $D' = (1.85 \sim 2.13) D$ 。

双扭线型面曲线方程中常数 a 的取值对于流量的影响。 a 值在曲线方程中要求的数值为 0.6 到 0.8 之间，这个范围非常宽泛， a 值决定了双扭线曲线的开口尺寸大小，对于流量管内的流速分布有一定影响。

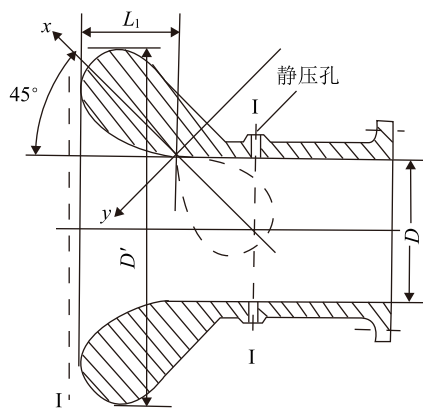


图3 双扭线型面进气流量管

2) 缩比流量管的直径

缩比模型实验装置主要考察流出系数随雷诺数、马赫数的变化规律。通过设计一系列直径的缩比模型流量管，实现雷诺数、马赫数的改变。

3) 测量截面的设计和测点设计

目前，发动机进气流量管内对测量截面的选取并没有合理的标准，受限于结构尺寸，进气流量管测量截面的位置处于管道入口段部分，不同位置对应不同的速度分布。因此，针对每一流量管选取不同的测量截面，设计多处测点考察对测量结果的影响。

根据以上分析，拟设计三个系列的进气流量管(表2)，分别考察内型面曲线、直径以及测量截面等对流量测量的影响。

表2 缩比流量管系列

编号	直径	a	翻边结构	测量截面	沿程静压测点
1	200	$0.637D$	$R=30$	0.4D, 0.6D, 1D, 1.5D	沿程7点
2	300	$0.637D$	$R=20$		
3	400	$0.637D$	$R=30$		
4			$R=40$		
5			全双扭线		
6		$0.6D$	$R=20$		
7		$0.8D$	$R=40$		

1.5 测量和控制系统

缩比模型实验装置主要用于对流量的校准，工程中测量流量管进气流量的计算公式为

$$q_m = C \left(\frac{\pi d^2}{4} \right) P_t \sqrt{\frac{2k}{T_t R (k-1)} \left(1 - \frac{\Delta P}{P_t} \right)^{\frac{2}{k}} \left[1 - \left(1 - \frac{\Delta P}{P_t} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}$$

(1)

式中： C 为流出系数； P_t 为气流总压， P_a ； ΔP 为总静压差， $\Delta P = P_t - P_s$ ； P_a ； P_s 为气流静压， P_a ； k 为气体绝热指数，空气取 $k=1.4$ ； T_t 为气流总温， K 。

流出系数 C 与附面层厚度有关，其计算公式为

$$C = \sqrt{1 - \frac{2\delta^*}{D} \left(\frac{\delta^*}{D} \right)^2} = \sqrt{1 - \frac{\delta^2}{4D^2}}$$

(2)

式中： δ^* 为附面层位移厚度； δ 附面层厚度； D 为管路流道直径。

从式(1)可以看出，使用进气流量管测量发动机进气流量需要测量气流的总压 P_t 和静压 P_s 以及总温 T_t ；计算流出系数则需要测量流道内附面层的厚度。为了得到进气流量管内的流量，采用在缩比流量管的壁面布置静压孔测量静压，在流道内插入总压测量耙来测量气流总压，附面层厚度通过附面层总压探针进行移测获得，缩比流量管的测量示意图如图4所示。

在缩比模型实验装置中，需要配置多种流场测量系统，以开展相关研究。为了获取参考流量，缩比模型实验装置在入口可换缩比试验段与大角度扩散段之间专门设置了一段标准流量段。标准流量段的直径与缩比模型的喉部直径相等。针对具体的测量需求和特点选择合适的流场测量手段，多种测量手段相互配合解决流场测量问题。

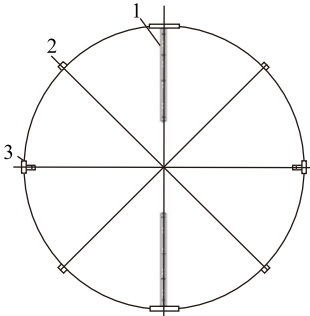


图4 测量示意图

缩比流量管模型内总压及沿程静压通过压力扫描阀进行测量。

模型内部速度分布的准确测量用 LDV 和 PIV 系统进行测量。LDV 是一种非接触的单点流速测量系统，其测量准确度较高且测量可以溯源，配合坐标移动系统，能够进行流场的扫描。PIV 系统也是一种非接触测量系统，其与 LDV 最大的优点在于能够测量整场的速度信息，因此非常适用于整场速度分布的测量，PIV 系统将主要用于缩比模型试验流场速度分布测量，流场结构分析与 LDV 系统结合使用，能够准确获取流场速度分布数据。

三维热线系统配合相对应的附面层探针，主要进行附面层和湍流的测量，以弥补 LDV 系统和 PIV 系统在附面层测量方面的缺陷。

缩比模型实验装置测量控制系统如图 5 所示。通过风机调速装置对风机系统的输出进行控制，通过转速变化来模拟不同试车间流速工况。

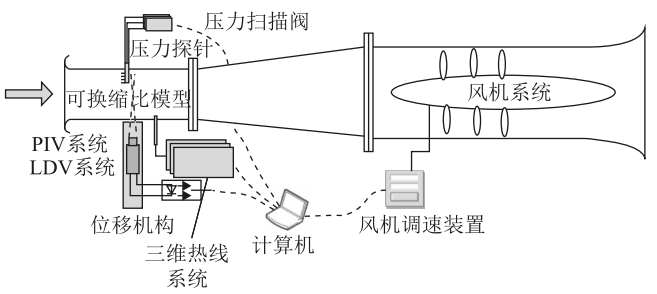


图 5 缩比模型实验装置控制测量系统示意图

2 缩比模型实验装置性能试验

针对该套缩比模型实验装置，为验证其技术指标是否满足所需工况，按表 3 所列试验步骤进行了性能验证试验。

表 3 缩比模型实验装置试验流程

试验流程	操作
试验准备	1. 安装风速传感器/连接采集设备
	2. 设备上电
	3. 调试测试程序
试验	4. 打开电机，调至低转速运行
	5. 采集风速值
	6. 持续调节电机转速，采集风速值
数据处理	7. 分析数据是否合理满足技术要求

试验中分别采集压差、电机转速、风速值参数，结果如图 6 所示。

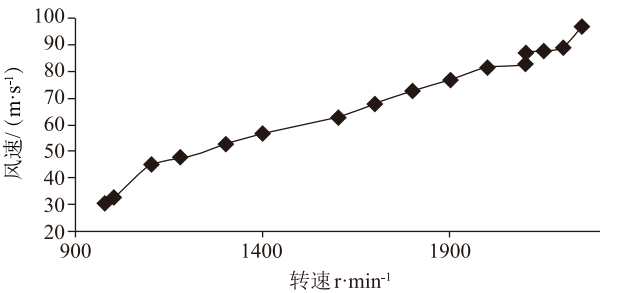


图 6 实验数据结果

1#风机最大转速 2200 r/min，2#风机最大转速 2300 r/min 时，缩比模型进气流量管入口风速为 97.5 m/s，此时进气流量 15.0 kg/s，完全满足设计指标。

3 结论

进行进气流量缩比模型校准试验的关键是对流量管实际工况进行准确的模拟，本文研制的缩比模型实验装置，通过风机系统驱动，满足了试验流场品质要求，提供了多种流场测量设备与接口，为相关的发动机进气流量管的校准试验研究和理论分析的开展提供了保障。

参 考 文 献

[1] GJB 241A - 2010 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范[S]. 2010.

[2] GJB 721 - 1989 涡喷涡扇发动机试车台校准规范[S]. 1989.

[3] Gullia A, Laskaridis P, Ramsdenk, et al. A Preliminary Investigation of Thrust Measurement Correction in an Enclosed Engine Test Facility. [C]//Aiaa Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2013.

[4] 西北工业大学航空发动机气动参数测量[M]. 北京国防工业出版社, 1980.

[5] 陈益林. 航空发动机试车工艺[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2010.

[6] ASME MFC - 26 - 2011 Measurement of Gas Flow by Bellmouth Inlet Flowmeters[S].



(上接第 12 页)

Maneuvers of a Flapping Wing Micro Air Vehicle: a Step Towards the Delfly II Identification[C]// AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. 2013.

[3] Shang J K, Combes S A, Finio B M, et al. Artificial Insect Wings of Diverse Morphology for Flapping - wing Micro Air Vehicles[J]. Bioinspiration & Bio -

mimetics, 2009, 4(3): 955 - 970.

[4] Wilson N, Wereley N. Experimental Investigation of Flapping Wing Performance in Hover [C]// Aiaa/ asme/ asce/ ahs/ asc Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2013.

[5] 宗光华, 贾明, 毕树生, 等. 扑翼式微型飞行器的升力测量与分析[J]. 机械工程学报, 2005, 41(8): 120 - 124.