

文章编号:1000-8055(2021)06-1137-08

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2021.06.002

基于校准箱的低速风洞一体式喷流试验技术

胡卜元, 巫朝君, 吴福章, 章荣平, 刘忠华
(中国空气动力研究与发展中心 低速空气动力研究所, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 为满足大型涡扇动力飞机的喷流试验需求,发展了基于校准箱的低速风洞一体式喷流试验技术。该技术的原理是将试验模型与喷流模拟器融合为一体进行喷流试验,风洞天平同时测量模型的气动力和喷流模拟器的推力,推力通过校准箱校准后从风洞天平测量试验数据中扣除。详细介绍了推力校准及扣除技术、空气桥技术、流量、落压比精确控制技术。为验证该试验技术可靠性,分别在校准箱和 FL-13 风洞开展了某飞机推力校准试验和全机喷流风洞试验,试验结果表明:推力校准精度优于 0.24%,全机喷流试验的阻力系数重复性精度达到 0.0003,满足喷流风洞试验的精度要求。

关 键 词: 喷流影响; 一体式试验技术; 校准箱; 空气桥; 流量、落压比控制

中图分类号: V211.7 **文献标志码:** A

Integrated jet-effects testing technique based on calibration tank in low-speed wind tunnel

HU Buyuan, WU Chaojun, WU Fuzhang,
ZHANG Rongping, LIU Zhonghua
(Low Speed Aerodynamics Institute,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: To meet the demand of jet-effects test of large turbine fan aircraft, a kind of integrated jet-effects testing technique based on calibration tank was developed. The testing model and jet simulators were integrated according to the principle of the technique. Aerodynamic forces and thrust were both measured by wind tunnel balance. Thrust was calibrated in calibration tank and deducted from the testing data measured by wind tunnel balance. Techniques such as thrust calibration and deduction, air bridge, mass flow rate and nozzle pressure ratio controlling were introduced. In order to verify the reliability of integrated jet-effects testing technique, a thrust calibration test and a full model jet-effects wind tunnel test were conducted in the calibration tank and FL-13 low speed wind tunnel respectively. The test results indicated that, the calibration testing accuracy of thrust was better than 0.24%, and the repeatability testing accuracy of drag coefficient was 0.0003, which can meet the accuracy need of jet-effects wind tunnel test.

Key words: jet-effects; integrated testing technique; calibration tank; air bridge; mass flow rate and nozzle pressure ratio controlling

收稿日期:2020-09-16

作者简介:胡卜元(1983—),男,高级工程师,硕士,主要从事低速风洞动力模拟试验技术研究。

引用格式:胡卜元,巫朝君,吴福章,等.基于校准箱的低速风洞一体式喷流试验技术[J].航空动力学报,2021,36(6):1137-1144.
HU Buyuan,WU Chaojun,WU Fuzhang,et al. Integrated jet-effects testing technique based on calibration tank in low-speed wind tunnel[J]. Journal of Aerospace Power,2021,36(6):1137-1144.

喷气动力飞行器的发动机喷流直接影响飞行器有关部件周围的流场,从而影响飞行器的稳定性、操纵性、升力、阻力等气动特性。在飞行器设计过程中所进行的大量常规风洞试验一般都是不模拟喷流的试验,因此常规风洞试验数据必须经过喷流影响修正后,才能用于型号设计。但是由于喷流干扰是十分复杂的问题,目前的 CFD 计算方法还无法准确模拟,因此一般只能通过喷流风洞试验来确定喷流对飞行器气动特性的影响。

目前在低速风洞中常用的喷流试验技术是分离式喷流试验技术^[1],其主要特点是喷流模拟器(包括喷流装置和尾喷管)与模型不接触,天平只测量模型的气动力(含喷流对模型的气动干扰力),不测量喷流模拟器产生的推力。这种试验方法的优点是比较简便,因而在国内外获得了广泛的发展,如美国的阿诺德工程发展中心(AEDC)^[2-4],国内的中国空气动力研究与发展中心^[5-6]、航空工业空气动力研究院^[7-8]等单位均发展了各自的分离式喷流试验技术,并开展了大量的风洞试验。分离式喷流试验技术的主要缺点是:①为了确保喷流模拟器与模型之间不接触,一般需将喷管出口面积减小,从而使得喷流模拟存在一定程度的失真;②试验过程中,喷流模拟器与模型之间容易碰撞,造成天平测力不准,特别是在大迎角状态,模型由于气流分离而出现振动现象,尤其容易导致两者发生碰撞;③模型与喷流模拟器之间的空腔压力修正较难。

为克服分离式喷流试验技术的缺点,国内外发展了一体式喷流试验技术。如美国的 AEDC 发展了一种基于通流天平 and 波纹管接头的一体式喷流试验技术,该试验技术的阻力系数精度可达 0.0005^[2-4]。国内的航空工业空气动力研究院也发展了与 AEDC 类似的高速风洞一体式喷流试

验技术,但试验精度与国外仍有较大差距^[9]。

为满足大型涡扇动力飞机准确模拟喷流影响的试验需求,中国空气动力研究与发展中心发展了一种基于校准箱的一体式喷流试验技术,并在 FL-13 风洞开展了试验验证。

1 试验原理

基于校准箱的一体式喷流试验技术的试验原理是将试验模型与喷流模拟器融合为一体进行喷流试验,风洞天平同时测量模型的气动力和喷流模拟器的推力,推力通过校准箱校准后从风洞试验数据中扣除。

风洞天平固定端与通气支杆连接,浮动端与试验模型和喷流模拟器相连。通气支杆与喷流模拟器之间通过空气桥连接。高压空气经通气支杆、空气桥进入喷流模拟器,最后经尾喷管喷出,达到模拟喷流效应的目的。一体式喷流试验原理见图 1。

具体试验方法是通过喷流模拟器校准试验、无动力风洞试验、喷流风洞试验的组合来获得喷流对全机气动特性影响。主要步骤如下:

第一步,将喷流模拟器从全机模型中提取出来,在校准箱中开展喷流模拟器校准试验,获得不同落压比下的流量、速度校准系数,用于在风洞试验中对测量推力进行修正。

第二步,利用全机无动力模型开展无动力风洞试验,获得的无动力试验数据记为 F_1 。

第三步,利用喷流模型开展喷流风洞试验,扣除推力(经校准系数修正)后的喷流试验数据记为 F_2 。

通过以上试验,基于线化理论,可以得到喷流影响,具体表述如下:

$$\Delta F_{ex} = F_2 - F_1 \tag{1}$$

详细流程见图 2。

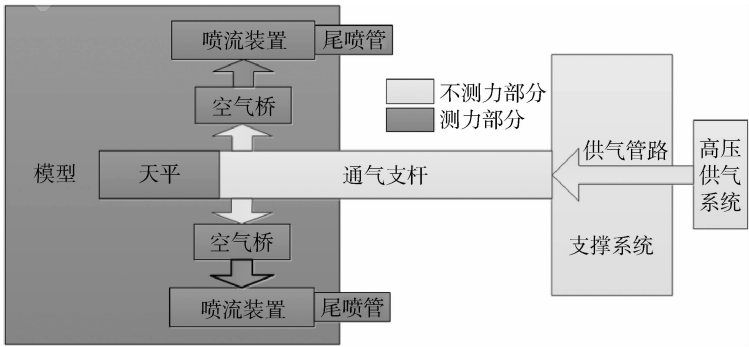


图 1 一体式喷流试验原理图

Fig. 1 Schematic diagram of integrated jet-effects testing technique

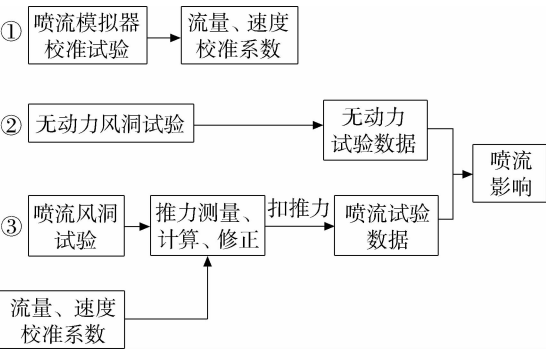


图 2 一体式喷流试验流程图

Fig. 2 Flow diagram of integrated jet-effects testing technique

2 试验技术

2.1 推力校准及扣除技术

2.1.1 总体方案

在风洞试验中,喷流模拟器的推力会被风洞天平测量,要获得准确的喷流影响试验数据,必须将推力从风洞天平测量载荷中扣除。直接在风洞中标定推力或使用尾喷管出口测量耙测量的压力和温度计算推力均存在较大误差。传统方法是通过推力试验台等校准设备来直接标定推力(见图 3)^[6],并在风洞试验中扣除相同状态的标定推力。该方法的主要缺点是:①喷流会诱导周围气流流动,气流作用在喷流模拟器和支架上,产生额外的附加力,影响推力标定准确性;②风洞试验环境下,由于外流对喷流的干扰,其实际推力与校准试验的标定推力存在差异。因此在风洞试验中,该方法存在一定的误差。

为解决传统方法存在的问题,本文从校准设备和校准方法两方面提升推力校准的可靠性。在校准设备方面,使用校准箱来精确标定推力。校

准箱是一种喷气动力模拟器校准装置^[10-11],主要设备包括箱体、校准箱天平、真空抽吸系统、高压供气系统、空气桥、气流参数测量设备等。其中,箱体前段与校准箱天平之间通过柔性密封连接,避免传力;箱体后段与真空抽吸系统连接,通过真空抽吸系统将气体排出;高压供气系统管路对校准箱天平的影响通过空气桥消除。

进行推力校准时,通过校准箱天平测量推力,喷流模拟器的尾喷流喷入校准箱箱体内,通过真空系统抽出。由于校准箱箱体与外界大气不相通,因而不会诱导外界大气流动,使得推力测量更为准确。但是,由于真空抽吸系统的作用,导致校准箱箱体内外存在压差,产生额外的压差作用力。为消除该压差作用力,在校准箱箱体上安装了压力补偿装置,试验时,压力补偿装置产生与压差作用力大小相等、方向相反的压力,起到抵消压差作用力的效果^[12]。校准箱原理见图 4。

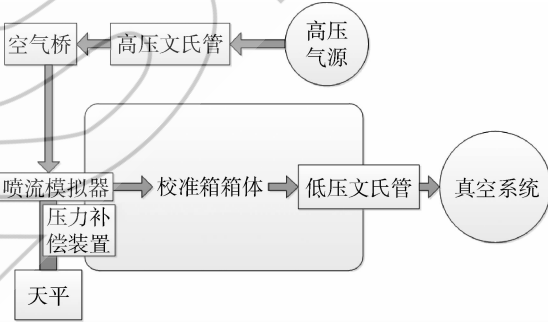


图 4 校准箱原理图

Fig. 4 Schematic diagram of calibration tank

在校准方法方面,本文采用间接标定法进行推力校准(原理见图 5)。即利用校准设备标定喷流流量、速度的测量值与标定值之间的关系,获得对应的流量和速度校准系数。在风洞试验中,利用模型尾喷管出口测量耙测量的压力和温度计算流量和速度,并使用校准系数进行修正,最后按推力计算公式^[13]计算实际推力。间接标定法无需确保风洞试验环境与校准试验环境完全一致,具有更好的工程适用性。

2.1.2 推力校准技术

校准试验时,将喷流模拟器安装在校准箱天平上,通过高压供气系统和真空抽吸系统分别控制喷流模拟器的供气流量和校准箱箱体静压,模拟不同的落压比 π_c (喷管出口总压与校准箱箱体静压之比)。由高压供气系统的高压文氏管、校准箱天平分别标出喷流流量 $\dot{m}_c$ 、推力 F_t 。同时,由安装在喷

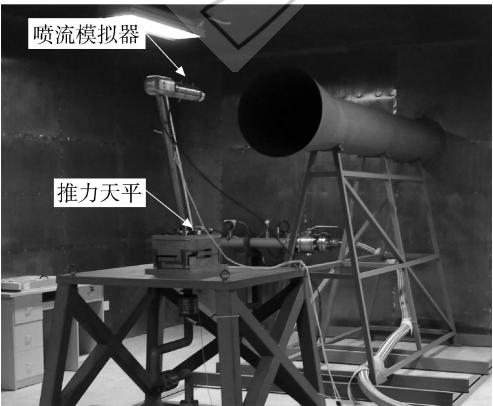


图 3 喷管推力试验台^[6]

Fig. 3 Nozzle thrust calibration testing platform^[6]

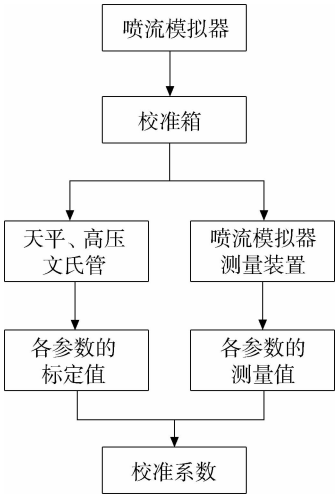


图 5 间接标定法原理图

Fig. 5 Schematic diagram of indirect calibration method

管出口的压力、温度传感器测量出相应条件下的总压和温度参数等,计算出喷流流量 $\dot{m}_{jm}$ 、喷流速度 V_{jm} 的测量值。按照以下公式计算流量校准系数 C_{dj} :

$$C_{dj} = \dot{m}_{jc} / \dot{m}_{jm} \quad (2)$$

根据文献[13]论述的推力产生原理可知,在校准箱中,喷流模拟器的推力为

$$F_t = (p_j - p_t)A_j + \dot{m}_j V_j \quad (3)$$

式中 V_j 为实际喷流速度; p_t 为校准箱箱体静压; p_j 为喷管出口平均静压; $\dot{m}_j$ 为实际喷流流量(等于标定流量 $\dot{m}_{jc}$); A_j 为喷管出口面积。

在低速风洞中,一体式喷流试验技术一般应用于大型涡扇动力飞机,该类飞机普遍采用收敛型尾喷管,在低速状态下,喷管出口气流完全膨胀,即 $p_j = p_t$,式(3)可以简化为

$$F_t = \dot{m}_j V_j \quad (4)$$

因此,可以按照以下公式计算速度校准系数 C_{vj} :

$$C_{vj} = \frac{V_j}{V_{jm}} = \frac{F_t}{\dot{m}_{jc} V_{jm}} \quad (5)$$

此外,由于喷管内流场分布不均匀,造成推力与喷管几何轴线存在偏角(即推力角),在校准试验中,也需将推力角校准出来。推力角按以下公式计算:

$$\epsilon_y = \arctan(F_{ty} / F_t) \quad (6)$$

$$\epsilon_z = \arctan(F_{tz} / F_t) \quad (7)$$

式中 ϵ_y 和 ϵ_z 分别为法向和侧向推力角, F_{ty} 和 F_{tz} 分别为由校准箱天平测量的法向力和侧向力。

2.1.3 推力扣除技术

在风洞试验中,通过模型尾喷管出口的压力

和温度传感器,测量和计算得到喷流流量 $\dot{m}_{jm}$ 、喷流速度 V_{jm} ,根据风洞试验的落压比 π_w (喷管出口总压与风洞来流静压之比),插值得到对应的校准系数 C_{dj} 和 C_{vj} ,按照以下公式计算推力:

$$F_t = C_{dj} \dot{m}_{jm} C_{vj} V_{jm} \quad (8)$$

推力的法向和侧向分量分别为

$$F_{ty} = F_t \tan \epsilon_y \quad (9)$$

$$F_{tz} = F_t \tan \epsilon_z \quad (10)$$

最后将 F_t 、 F_{ty} 和 F_{tz} 从风洞天平测量载荷中扣除。

2.2 空气桥技术

2.2.1 总体方案

一体式喷流试验中需要通过供气管路将高压空气引入喷流模拟器,由于供气管路连接风洞天平固定端和浮动端,对风洞天平测量影响明显,因此需要采用柔性管路,以减少对风洞天平测量的影响。传统方法是使用波纹管连接供气管路,其主要缺点是:①波纹管受压/受热膨胀后会产生较大的轴向变形和弯曲变形,对风洞天平影响仍然较大;②施加在波纹管上的载荷卸载后,波纹管无法完全恢复至初始状态,导致风洞天平读数回零特性较差,影响试验数据精准度。

为克服以上缺点,本文采用六自由度空气桥^[14-17]来消除供气管路对风洞天平的影响。空气桥的主要优点是:①采用带柔性梁的浮动环封装波纹管(称之为柔性节)。由于柔性梁的约束,波纹管只能实现小幅度的弯曲变形,轴向变形被抑制,波纹管对天平的影响及天平的回零特性均有较大的改善;②空气桥采用“几字形”布局,即每路空气桥均由三个柔性节及连接管路组成,每个柔性节具有两个自由度,三个柔性节即构成六自由度结构,进一步减小了供气管路对风洞天平的影响。空气桥结构见图 6。

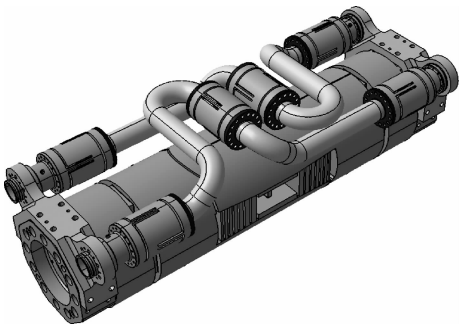


图 6 空气桥结构图

Fig. 6 Structure of air bridge

2.2.2 空气桥设计技术

空气桥设计首先要根据最大工作压力和流量确定供气管道内径。为尽量减小气流流动对空气桥的影响,管道内的流速在设计范围内应选择最小。

确定了管道内径后,即开始柔性节设计。如文中第 2.2.1 节所述,由于柔性节内部的波纹管受压或受热后易产生不稳定的弯曲变形和轴向变形,因此需要通过对浮动环柔性梁的合理设计保证空气桥本身的稳定性,以抵消金属波纹管的不稳定变形。在浮动环的设计中,一方面为抑制波纹管轴向变形,浮动环应该具有较好的刚度;另一方面为保证在波纹管的稳定性,浮动环又要具有一定的强度。通常通过有限元方法对浮动环进行计算,以保证其刚度和强度满足设计要求,如图 7 所示。

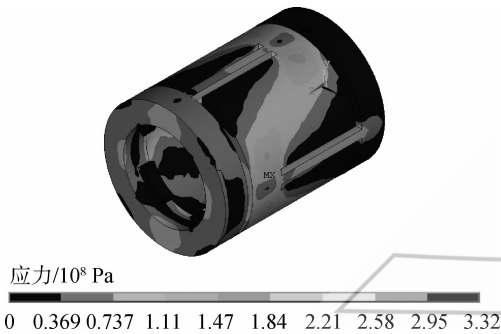


图 7 浮动环有限元分析

Fig. 7 Finite element analysis of cardan link

柔性节参数确定后,应对柔性节的布局形式进行优化。采用有限元方法对空气桥和风洞天平进行一体化设计,评估空气桥对风洞天平的影响,优化空气桥和风洞天平的位置关系,使得空气桥和风洞天平的刚度更为匹配,如图 8 所示。经过优化的

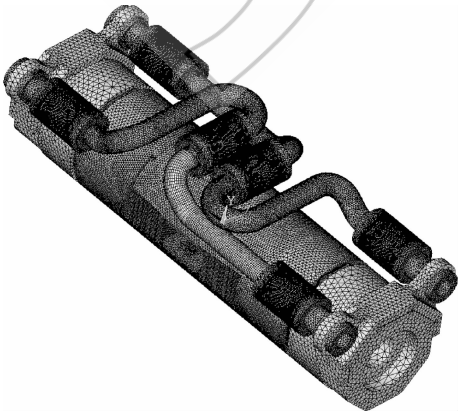


图 8 空气桥/风洞天平组合体有限元分析

Fig. 8 Finite element analysis of air bridge and wind tunnel balance

空气桥,对风洞天平的影响量应低于 0.5%^[16-17]。

2.2.3 空气桥影响及修正

空气桥对风洞天平的影响包括附加刚度影响、压力影响、温度影响、流动影响,影响机理如下。

1) 附加刚度影响

空气桥安装在风洞天平上,导致风洞天平的刚度发生变化,产生附加刚度,附加刚度会使得风洞天平的灵敏度发生变化,影响风洞天平测量。

2) 压力影响

压力对风洞天平的影响包括两方面:一是空气桥受压后刚度增强,影响风洞天平的灵敏度;二是波纹管受压膨胀,产生额外的附加力。

3) 温度影响

在喷流试验中,由于喷流速度高,喷管出口会出现水汽凝结甚至结冰现象,影响试验安全性和试验结果可靠性。为避免该现象发生,需将高压空气加热,加热的高压空气通过空气桥后,会使得空气桥柔性节受热膨胀,产生额外的附加力。

4) 流动影响

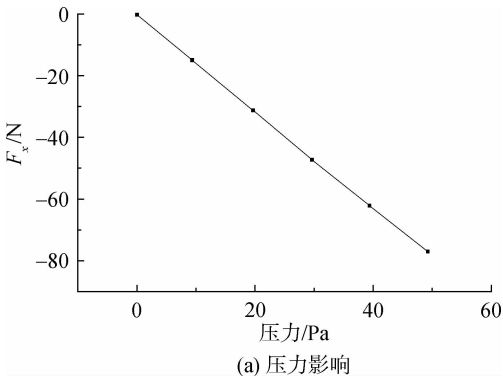
高压空气通过空气桥时,空气桥内部动量变化会产生额外的附加力,该影响量随气流流量变化而变化。

空气桥的附加刚度影响通过风洞天平/空气桥组合校准来扣除,压力、温度、流动影响通过专门的空气桥影响试验修正^[17]。

本文设计的空气桥对风洞天平的影响规律见图 9,从图中可知,空气桥的压力、温度、流动对风洞天平轴向力(F_x)的影响规律均为线性规律,通过线性拟合出空气桥影响修正公式,可将空气桥对风洞天平影响基本消除。

2.3 流量、落压比精确控制技术

在喷流试验中,流量、落压比控制精度是影响风洞试验精度的重要因素。传统的控制方法是:通过标定试验先标定落压比和供气流量的特性曲



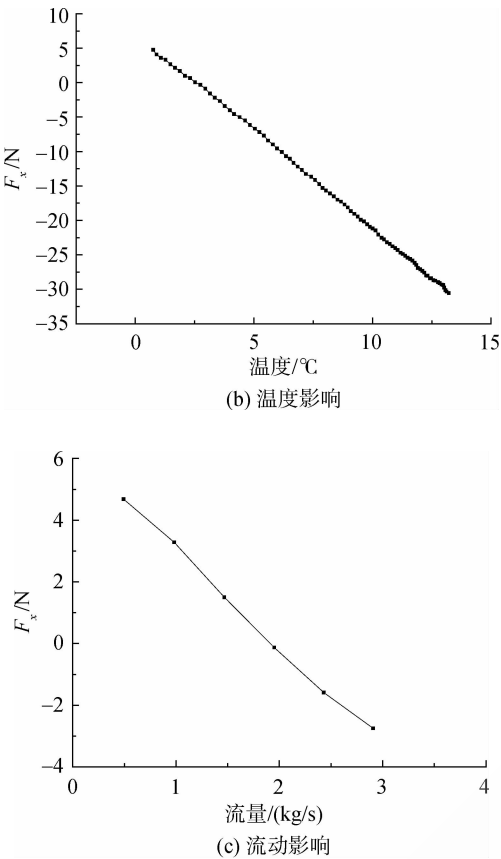


图 9 空气桥影响试验结果

Fig. 9 Test results of air bridge effect

线,试验时根据试验所需模拟落压比插值出供气流量,然后固定供气流量进行当前落压比试验。这种方法的缺点是随着模型姿态角变化,风洞流场会发生改变,导致实际落压比发生变化,从而使得给定落压比与实际落压比出现偏差,影响试验数据可靠性。

为解决传统的流量、落压比控制方法存在的问题,本文采用双闭环控制策略,实现流量、落压比精确控制(原理见图 10),具体如下:

1) 首先通过标定试验获得喷管出口落压比

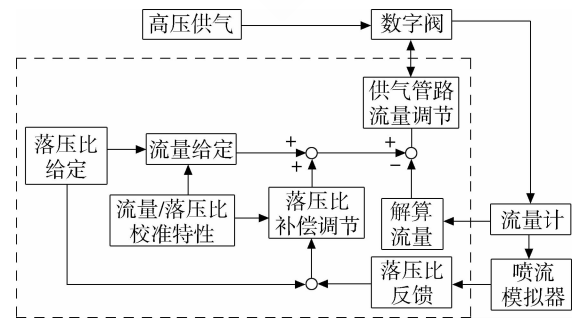


图 10 流量、落压比控制原理图

与供气流量的校准特性曲线,作为控制基准。

2) 喷管出口落压比采用外环控制。当给定所需模拟的落压比时,根据流量、落压比校准特性曲线插值得出所需给定的管路流量,然后将给定管路流量下喷管出口反馈的实际落压比与给定落压比进行比较,获得落压比补偿量,通过流量、落压比校准特性曲线获得流量的正补偿量。

3) 供气管路流量调节采用内环控制。根据外环控制所得到的给定流量控制主管路数字阀位得到相应流量,然后根据管路中安装的流量计测得的实际流量对给定流量进行负反馈,获得喷管出口落压比达到给定落压比所需给定的高压供气流量。当流量连续 5 s 的平均误差优于配置精度时,系统判稳。最终获得喷管出口落压比达到给定落压比所需给定的高压供气流量。

该方法可实现供气流量控制精度优于 0.3%,落压比控制精度优于 0.003,大幅提高了喷流试验的数据精准度。

3 典型试验结果分析

为考核一体式喷流试验技术,在中国空气动力研究与发展中心的校准箱开展了某飞机推力校准试验,并在 FL-13 风洞开展了全机喷流试验。

3.1 校准试验结果分析

图 11 给出了 C_{dj} 、 C_{vj} 的校准试验结果曲线,表 1 为校准试验结果重复性精度。表 1 中, $\delta_{C_{dj}}$ 、 $\delta_{C_{vj}}$ 分别表示 C_{dj} 、 C_{vj} 的重复性精度。

从图 11 和表 1 中可知,随 π_t 增大, C_{dj} 总体呈减小趋势,而 C_{vj} 则基本呈增大趋势,这是说明随 π_t 增大,计算流量与标定流量差异增大,计算速度与标定速度的差异则逐步减小。从校准精度看, C_{dj} 的重复性精度在 0.04% 以内, C_{vj} 的重复性

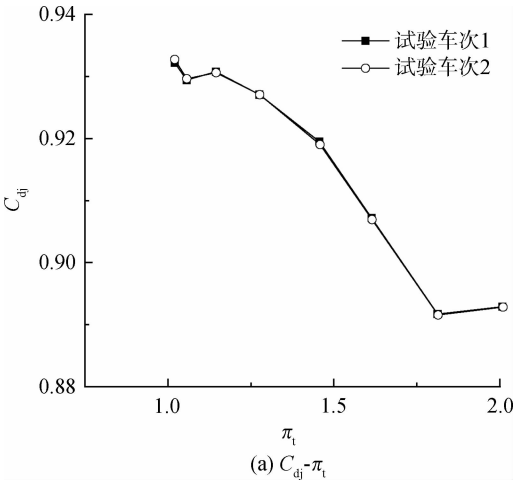


Fig. 10 Schematic diagram of mass flow rate and nozzle pressure ratio controlling

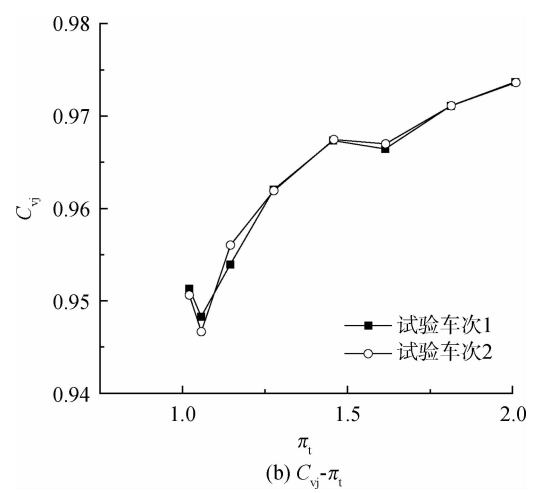


图 11 校准试验结果曲线
Fig. 11 Calibration test results

表 1 校准结果重复性精度

Table 1 Repeatability of calibration test results		
π_t	$\delta_{C_{d_j}}/\%$	$\delta_{C_{v_j}}/\%$
1.2	0.018	0.235
1.4	0.031	0.002
1.6	0.018	0.055
1.8	0.009	0.001
2.0	0.019	0.092

和空气桥影响等,试验过程十分复杂,但试验结果表明喷流试验的精度依然优于《GJB 1061-91 高速

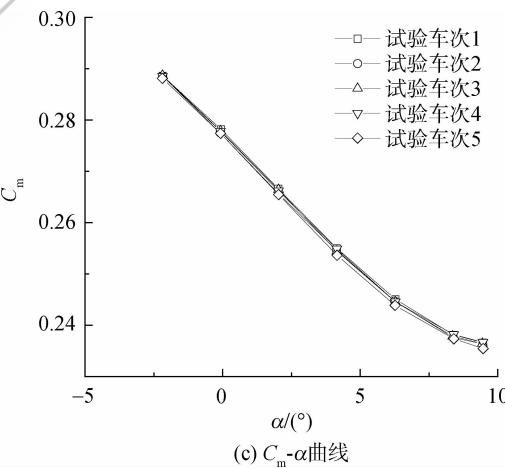
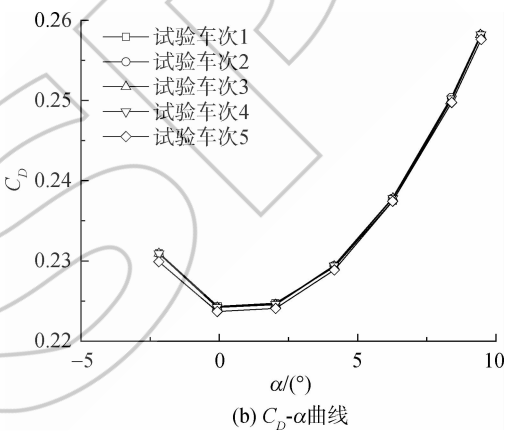
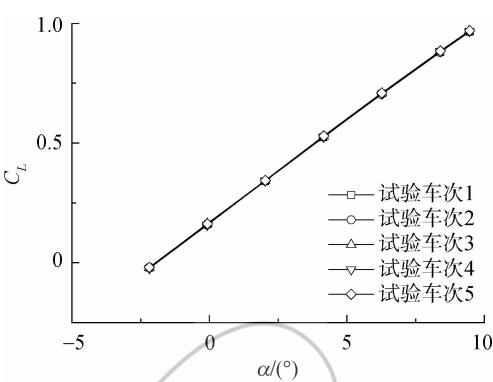


图 12 喷流风洞试验结果($\pi_w=1.6$)
Fig. 12 Jet-effects wind tunnel test results ($\pi_w=1.6$)

表 2 喷流试验重复性精度

Table 2 Repeatability of wind tunnel test accuracy			
参数	δ_{C_L}	δ_{C_D}	δ_{C_m}
试验精度	0.0021	0.0003	0.0005
合格指标	0.0040	0.0005	0.0012
优秀指标	0.0010	0.0002	0.0003

精度在 0.24% 以内。

由于 C_{d_j} 精度很高,对推力计算精度影响很小,因此,以 C_{v_j} 的精度对推力计算精度进行评估。 C_{v_j} 的最低精度出现在 $\pi_t=1.2$ 的状态,此时试验总推力约为 400 N,按精度 0.235% 计算,推力误差约 0.94 N,转换成气动力系数(来流速度 $V_\infty=70\text{ m/s}$ 状态)则约为 0.00012; $\pi_t=2.0$ 的状态为试验最大推力状态,此时试验总推力约为 1240 N,按精度 0.092% 计算,则推力误差为 1.14 N,转换成气动力系数约为 0.00015。上述两种极限状态均满足《GJB 1061-91 高速风洞和低速风洞测力实验精度指标》^[18] 要求,这说明校准试验精度完全满足风洞试验要求。

3.2 风洞试验结果分析

风洞试验数据重复性精度是考核试验技术可靠性的重要依据,因此,在 $\pi_w=1.6$ 状态进行了喷流重复性试验,试验结果如图 12 和表 2。图 12 中 α 表示模型迎角, C_L 、 C_D 、 C_m 分别表示升力系数、阻力系数、俯仰力矩系数;表 2 中 δ_{C_L} 、 δ_{C_D} 、 δ_{C_m} 分别表示 C_L 、 C_D 、 C_m 的重复性精度。

在喷流试验状态下,试验数据需要扣除推力

风洞和低速风洞测力实验精度指标》^[18]的合格指标,特别是阻力系数的重复性精度达到了0.0003。考虑到阻力系数是一个大量减小量得到的参数,这说明本文发展的一体式喷流试验技术可靠性很高。

4 结 论

本文基于推力校准及扣除、空气桥、流量/落压比精确控制等关键技术,建立了一种基于校准箱的一体式喷流试验技术,并在校准箱和 FL-13 风洞分别开展了某飞机推力校准试验与全机喷流试验,主要结论如下:

- 1) 本文建立的基于校准箱的一体式喷流试验技术可以准确模拟大型涡扇动力飞机的喷流效应。
- 2) 试验结果表明,推力校准精度优于 0.24%,全机喷流试验的阻力系数重复性精度达到 0.0003,满足喷流风洞试验的精度要求。

参考文献:

[1] 李周复. 风洞特种试验技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2010.

[2] SMITH C L, BERGMANN J C, RIDDLE T R. Current airframe propulsion integration testing techniques at AEDC[R]. AIAA-2004-6819, 2004.

[3] MCWATERS M A. F-35 conventional mode jet-effects testing methodology[R]. AIAA-2015-2404, 2015.

[4] SMITH C L, RIDDLE T R. Jet effects testing considerations for the next generation long range strike aircraft[R]. AIAA-2008-1621, 2008.

[5] 王勋年, 巫朝君, 陈洪, 等. 战斗机推进系统模拟低速风洞试验技术研究[J]. 实验流体力学, 2011, 25(3): 46-49.

WANG Xunnian, WU Chaojun, CHEN Hong, et al. Investigation on test technique of fighters with propulsion simulation in a low speed wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2011, 25(3): 46-49. (in Chinese)

[6] 汤伟, 刘李涛, 陈洪, 等. 矢量喷管推力特性的风洞试验技术[J]. 航空动力学报, 2018, 33(4): 858-864.

TANG Wei, LIU Litao, CHEN Hong, et al. Thrust characteristics test technique of vectoring nozzle in wind tunnel[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(4): 858-864. (in Chinese)

[7] 邓祥东, 郭大鹏, 季军, 等. 分离形式后体喷流试验技术及阻力修正方法[J]. 空气动力学报, 2017, 35(6): 887-892.

DENG Xiangdong, GUO Dapeng, JI Jun, et al. Sleeve-type afterbody jet experiment technique and its drag correction method[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(6): 887-892. (in Chinese)

[8] 高静, 李聪, 杨勇, 等. 低速风洞推力矢量试验背撑干扰特性试验研究[J]. 实验流体力学, 2005, 19(3): 10-14.

GAO Jing, LI Cong, YANG Yong, et al. Researches of dor-

sal support interference in low speed wind tunnel thrust vector test[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 19(3): 10-14. (in Chinese)

- [9] 季军, 宋孝宇, 邓祥东, 等. 高速风洞一体形式的喷流影响试验技术研究[J]. 实验流体力学, 2017, 31(6): 71-77.
- JI Jun, SONG Xiaoyu, DENG Xiangdong, et al. Research on metric thrust jet-effects testing methodology in high-speed wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2017, 31(6): 71-77. (in Chinese)
- [10] KOOIJ W, HAIJ L, HEGEN G H. Engine simulation with turbofan powered simulators in the German-Dutch wind tunnels[R]. AIAA-2002-2919, 2002.
- [11] 徐铁军, 郝卫东, 李聪, 等. 气动院校准箱工作原理分析及 TPS 校准目标量的获得方法[J]. 流体力学实验与测量, 2004, 18(4): 99-104.
- XU Tiejun, HAO Weidong, LI Cong, et al. Analysis of operative principles of calibration tank in CARIA and acquired methods of objective parameters in TPS calibration[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2004, 18(4): 99-104. (in Chinese)
- [12] 巫朝君, 胡卜元, 李东, 等. 扁平融合式飞机整体式进/排气试验的推/阻校准方法[J]. 实验流体力学, 2019, 33(5): 87-92.
- WU Chaojun, HU Buyuan, LI Dong, et al. Thrust/drag calibrations for integral inlet and jet testing on a aircraft with blended wing/body[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2019, 33(5): 87-92. (in Chinese)
- [13] 廉筱纯, 吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005: 13-16.
- [14] PHILIPSEN I, HOEIJMAKERS H. Improved air-supply line bridges for a DNW-LLF A380 model (RALD 2000) [R]. Darmstadt, Germany: Third International Symposium on Strain Gauge Balances, 2002.
- [15] PHILIPSEN I, HOEIJMAKERS H. A new balance and air-return line bridges for DNW-LLF models (B664/RALD 2001) [R]. San Diego, US: 4th International Symposium on Strain Gauge Balances, 2004.
- [16] 章荣平, 王勋年, 黄勇. 低速风洞全模 TPS 试验空气桥的设计与优化[J]. 实验流体力学, 2012, 26(6): 48-52.
- ZHANG Rongping, WANG Xunnian, HUANG Yong. Design and optimization of the air bridge for low speed full-span TPS test[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2012, 26(6): 48-52. (in Chinese)
- [17] 章荣平, 王勋年, 黄勇. 发动机动力模拟风洞试验中的空气桥技术[J]. 航空动力学报, 2015, 30(4): 910-915.
- ZHANG Rongping, WANG Xunnian, HUANG Yong. Air bridge technology for engine power simulation test in wind tunnel[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(4): 910-915. (in Chinese)
- [18] 恽起麟, 孙绍鹏, 王发祥, 等. 高速风洞和低速风洞测力实验精度指标: GJB 1061-91[S]. 北京: 国防科工委军标出版发行部, 1992: 3-4.