

涡扇动力模拟短舱反推力校准试验技术

胡卜元, 黄 勇, 章荣平, 曾维平, 顾 艺

(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: 为满足大飞机的反推力风洞试验需求,中国空气动力研究与发展中心发展了涡扇动力模拟短舱反推力校准试验技术。在 FL-12 风洞建立了反推力校准试验平台,利用推力天平测量反推力短舱实际推力,通过空气桥减少高压供气管路对天平测量影响,通过安装在短舱进口和喷口之间的隔板解决短舱进排气对风洞气流的诱导及反向喷流被短舱重新吸入的问题。发展了反推力校准试验方法和试验数据修正方法。为验证反推力校准试验技术可靠性,分别在 FL-12 风洞和 FL-13 风洞开展了某型号反推力校准试验和全机反推力风洞试验,试验结果表明:随排气压比增大,反推力短舱流量和速度的计算值与标定值之间的差异逐渐减小;校准试验精度优于 0.5%,满足反推力风洞试验对校准试验的精度要求。

关 键 词: 大飞机; 涡扇动力模拟短舱; 反推力校准试验; 推/阻划分; 反推力风洞试验

中图分类号: V211.7

文献标志码: A

Reverse thrust calibration test technology of turbofan nacelle simulator

HU Buyuan, HUANG Yong, ZHANG Rongping, ZENG Weiping, GU Yi

(Low Speed Aerodynamics Institute,

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

Abstract: To meet the demand of reverse thrust wind tunnel tests for large aircraft, a kind of reverse thrust calibration test technology of turbofan nacelle simulator was developed in China Aerodynamics Research and Development Center. The reverse thrust calibration test platform was constructed in FL-12 low speed wind tunnel. Thrust of the nacelle was measured by the thrust balance. Air-line bridges were used to reduce the impact of air-line tube on the balance. In order to eliminate effects of induction of inlet and exhaust flow of the nacelle on wind tunnel flow and prevent the potentially dangerous re-ingestion of reverse exhaust flow, the wind tunnel test section was blocked by a plate between the inlet and outlet of the nacelle. A reverse thrust calibration test method and a test result correcting method were developed. In order to verify reliability of the reverse thrust calibration test technology, a reverse thrust calibration test of a turbine simulator nacelle and a full model reverse thrust wind tunnel test were conducted in FL-12 and FL-13 low speed wind tunnel respectively. The test results indicated that, with the increase of nozzle pressure ratio, the differences between calculation and calibration of mass flow and velocity of the reverse thrust nacelle decreased gradually; the calibration test accuracy was better than 0.5%, which can meet the accuracy need of reverse thrust wind tunnel test.

收稿日期: 2019-04-30

作者简介: 胡卜元(1983—),男,助理研究员,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,黄勇,章荣平,等. 涡扇动力模拟短舱反推力校准试验技术[J]. 航空动力学报,2019,34(9):2056-2062. HU Buyuan, HUANG Yong, ZHANG Rongping, et al. Reverse thrust calibration test technology of turbofan nacelle simulator [J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(9): 2056-2062.

Key words: large aircraft; turbofan nacelle simulator; reverse thrust calibration test; thrust and drag bookkeeping; reverse thrust wind tunnel test

大型涡扇动力飞机的发动机常采用翼吊布局,这种布局具有发动机进气效率高、机翼载荷小、发动机维修方便等优点,但由于采用了这种近耦合安装形式,发动机对机翼干扰较大^[1]。特别是在发动机反推力装置打开的情况下,发动机的反向喷流直接扫掠机翼,对全机气动特性产生显著影响,此外,反向喷流还容易被发动机重新吸入,造成发动机喘振,严重影响飞行安全。因此,必须开展机体/发动机/反推装置一体化研究,而在风洞中进行动力模拟试验是开展此类研究的主要手段。在风洞试验中,主要采用引射式模拟器(简称引射器)^[2-5]和涡轮动力模拟器(turbine powered simulator, TPS)^[6-10]等发动机模拟装置来模拟涡扇发动机,这类试验技术也称为引射式动力模拟试验技术和 TPS 试验技术。

在引射式动力模拟试验技术和 TPS 试验技术中,作为发动机模拟器的引射器和 TPS 通常与模型一体安装,风洞天平测量的是模型气动力和发动机模拟器推力之和,发动机模拟器推力需通过专门的推力校准装置校准,并从风洞天平测量值中扣除。推力校准装置因发动机状态而异,正推力校准通常在 TPS 校准箱^[11]中进行,反推力校准则需专门的反推力校准试验装置。

国外的主要风洞试验单位均发展了相应的反推力校准试验装置,如法国宇航研究院(ONERA)的 9 英寸(22.86 cm)反推力校准平台^[12]、德国-荷兰风洞群(DNW)的低速风洞反推力校准装置^[13]等,这些反推力校准试验装置为空客 A-300、A320 等飞机的反推力风洞试验做出了巨大的贡献。

为满足大飞机的反推力风洞试验需求,中国空气动力研究与发展中心也在 FL-12 风洞发展了涡扇动力模拟短舱反推力校准试验装置,并开展了某型号的 TPS 反推力短舱校准试验验证。

1 主要试验设备

1.1 涡扇动力模拟器及短舱

涡扇动力模拟短舱由涡扇动力模拟器提供动力。涡扇动力模拟器主要包括引射器和 TPS,两者均由高压空气驱动。本文仅介绍 TPS 及短舱。

TPS 采用高压空气驱动涡轮,涡轮带动风扇高速转动,由进气口进入的空气经外涵道排出,驱动涡轮的空气经过内涵道排出,原理图见图 1。

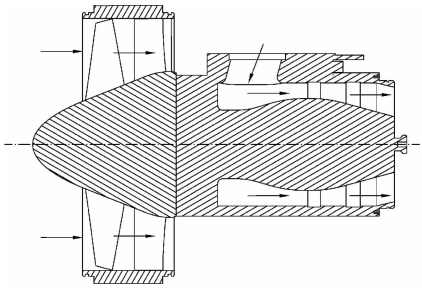


图 1 TPS 原理图
Fig. 1 Schematic diagram of TPS

典型的 TPS 反推力短舱(以下简称反推力短舱)主要由挂架、唇口、TPS、外涵道、内涵道、外涵道测量段、内涵道测量段、混合室、反推力装置等部件组成。反推力短舱的内、外涵道测量段安装有总压耙与温度探头,用于短舱排气压比和推力计算。反推力短舱结构图见图 2。

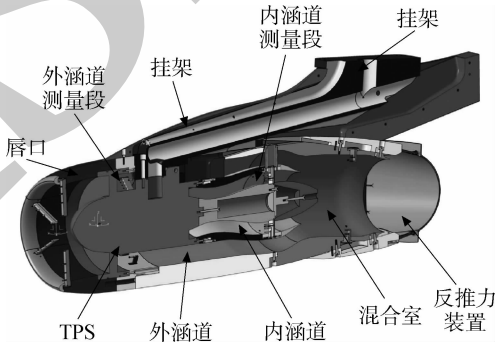


图 2 典型反推力短舱结构图
Fig. 2 Structure of turbofan nacelle with thrust reverser

1.2 反推力校准试验平台

反推力校准试验在风洞中进行,通过推力天平准确测量短舱推力。为避免风洞外流对推力的影响,反推力校准应在无来流状态下进行。

在风洞中校准,面临以下技术难题:①反推力短舱的进排气会诱导风洞气流流动,使风洞产生一定的风速,影响推力测量准确性;②在无风环境下,从反推力装置喷出的反向喷流容易被短舱进口重新吸入,引起 TPS 喘振,从而损坏 TPS;③TPS 需要通过高压供气管路为其提供驱动空气,但供气管路会影响天平测量的准确性。

为解决上述问题,发展了如图 3 所示的反推力校准试验平台。该平台主要由推力天平、空气桥、支撑座、通气支杆、反推力短舱、钟型罩以及隔

板组成。反推力短舱通过通气支杆及支撑座与推力天平连接;在通气支杆和供气管路之间连接空气桥,以减少供气管路对天平测量影响;为减少短舱进排气对风洞气流的诱导效应,以及防止短舱的反向喷流被进口重新吸入,在短舱进口和尾喷口之间安装隔板,将风洞隔断,隔板内嵌一个钟形罩,钟形罩与短舱之间通过迷宫密封装置密封,达到密封而不传力的效果。

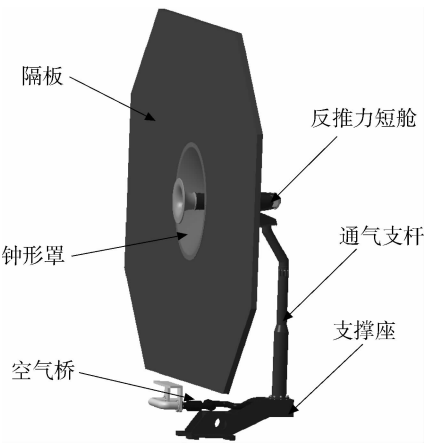


图 3 反推力校准试验平台
Fig. 3 Reverse thrust calibration test platform

2 反推力校准试验方法

2.1 推/阻划分方法

根据发动机推/阻划分原则,发动机净推力定义为上游无穷远处和发动机出口之间的动量变化^[14](见图 4)。即

$$X_n = (p_9 - p_0)A_9 + \dot{m}_9V_9 - \dot{m}_0V_0 \quad (1)$$

式中 X_n 为发动机净推力; V_0 为发动机远前方来流平均速度; V_9 为发动机出口平均速度; p_0 为发动机远前方来流平均静压; p_9 为发动机出口平均静压; $\dot{m}_0$ 为发动机进口捕获气流流量; $\dot{m}_9$ 为发动机出口气流流量; A_9 为发动机出口面积。

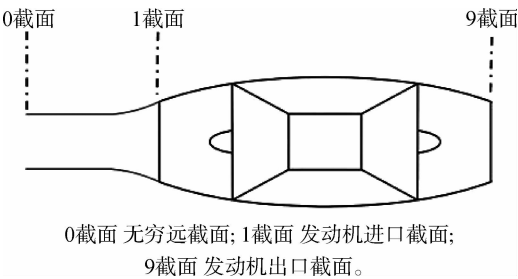


图 4 发动机内流控制体
Fig. 4 Internal flow control domain

根据式(1)可知,发动机净推力包含了 0 截面与 1 截面之间发动机进口流管的动量变化,这部分定义为附加推力。即

$$X_a = (p_1 - p_0)A_1 + \dot{m}_1V_1 - \dot{m}_0V_0 \quad (2)$$

式中 X_a 为发动机附加推力; V_1 为发动机进口平均速度; p_1 为发动机进口平均静压; $\dot{m}_1$ 为发动机进口实际气流流量; A_1 为发动机进口面积。

附加推力实际上是气流对发动机进口流管的作用力,它与发动机进口流管表面压力积分是一对作用力与反推力^[14],用公式表示如下:

$$X_a = \int_0^1 (p - p_0) dA \quad (3)$$

式中 p 为流管表面压强, A 为流管表面积。

进行反推力校准时,反推力短舱的净推力定义应与发动机净推力的理论定义一致。从物理意义可知,1~9 截面之间的推力为气流对短舱内壁面的作用力,因此可以通过推力天平直接测量出来;而 0~1 截面的附加推力是气流对进口流管的作用力,无法直接由推力天平测量出来。因此,试验时在短舱进口处安装一个专门研制的喇叭嘴(见图 5),其主要作用是:①将气流对进口流管的作用力转换为气流对喇叭嘴的作用力,从而使得推力天平可以直接测量反推力短舱的附加推力;②优化短舱进口流场,避免发生流动分离现象,提高推力校准的精准度;③反推力校准前,利用 TPS 校准箱对喇叭嘴单独进行校准,反推力校准时就可利用校准过的喇叭嘴获得短舱外涵道的实际流量,解决外涵道实际流量难以准确测量的问题。



图 5 喇叭嘴安装示意图
Fig. 5 Installation diagram of bell mouth

2.2 校准和风洞应用方法

2.2.1 校准方法

试验前,先在 TPS 校准箱中对喇叭嘴和高压文氏管进行单独校准,将其作为反推力校准试验的标准计量工具。

然后按照图 6 所示,将反推力短舱及反推力校准试验平台安装在风洞中,安装时要求反推力

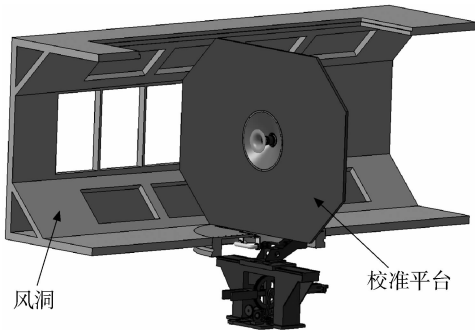


图 6 反推力短舱及校准平台安装示意图

Fig. 6 Installation diagram of reverse thrust nacelle and calibration platform

短舱轴线与风洞中心线重合,反推力短舱风扇前端面与天平校准中心重合。

推力校准方法是利用反推力校准试验平台,校准不同排气压比对应的外涵流量、内涵流量、外涵排气速度、内涵排气速度的测量值与标定值之间的关系,获得相应的流量和速度校准系数。推力校准原理见图 7。

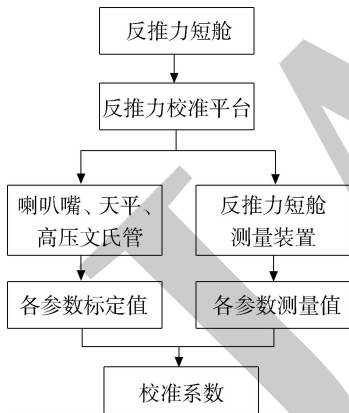


图 7 推力校准原理图

Fig. 7 Schematic diagram of thrust calibration

校准时,通过高压供气系统控制 TPS 的供气流量,模拟不同的外涵排气压比 π_{fn} (外涵喷管出口总压与来流静压之比)和内涵排气压比 π_{cn} (内涵喷管出口总压与来流静压之比)。由高压供气系统的高压文氏管、校准平台的喇叭嘴和天平,分别标出反推力短舱的内涵流量 $\dot{m}_{cc}$ 、外涵流量 $\dot{m}_{fc}$,以及净推力 X_n 等。同时,由安装在内、外涵道内的总压探头、温度传感器测量出相应条件下的总压参数、温度参数等,计算出内涵流量 $\dot{m}_{cm}$ 、外涵流量 $\dot{m}_{fm}$ 、内涵排气速度 V_{cm} 、外涵排气速度 V_{fm} 的测量值。按照以下公式计算内涵和外涵的流量校准系数 C_{dc} 和 C_{df} :

$$C_{dc} = \dot{m}_{cc} / \dot{m}_{cm} \quad (4)$$

$$C_{df} = \dot{m}_{fc} / \dot{m}_{fm} \quad (5)$$

根据文献[14]可知,对于收敛尾喷管,当喷管处于亚临界和临界状态时(喷管总压/来流静压 ≤ 1.893),尾喷口气流完全膨胀,此时 $p_9 = p_0$,式(1)可以简化成

$$X_n = \dot{m}_9 V_9 - \dot{m}_0 V_0 \quad (6)$$

大型飞机的涡扇动力短舱尾喷管一般为收敛喷管,在反推力状态下,其内、外涵的排气压比均小于 1.893,其净推力可按式(6)计算,即推力仅与流量和速度有关。 $V_0 = 0 \text{ m/s}$ 时,外涵速度校准系数 C_{vf} 可按下式计算:

$$C_{vf} = \frac{X_n - C_{vc} \dot{m}_{cc} V_{cm}}{\dot{m}_{fc} V_{fm}} \quad (7)$$

式中内涵速度校准系数 $C_{vc} = 1$ 。

2.2.2 校准数据风洞应用方法

在风洞试验中,通过反推力短舱内、外涵道测量段的压力和温度传感器,测量和计算得到内涵流量 $\dot{m}_{cm}$ 、外涵流量 $\dot{m}_{fm}$ 、内涵排气速度 V_{cm} 、外涵排气速度 V_{fm} ,乘以对应排气压比的流量和速度校准系数,得到实际的内涵流量 $\dot{m}_{cr}$ 、外涵流量 $\dot{m}_{fr}$ 、内涵排气速度 V_{cr} 、外涵排气速度 V_{fr} ,然后按式(6)计算实际推力,并从风洞试验数据中扣除。

2.3 校准数据修正方法

在校准试验中,天平测量的轴向力 F_x 包含短舱净推力 X_n 、空气桥附加力 F_{ab} 、迷宫密封压差作用力 F_p 、喇叭嘴摩擦力 F_{fbm} 。即

$$F_x = X_n + F_{ab} + F_p + F_{fbm} \quad (8)$$

为获得准确的短舱净推力 X_n ,必须对天平测量值 F_x 进行修正。

2.3.1 空气桥影响修正方法

由于空气桥自身刚度、内部高压空气压力、温度、流动会产生的附加力,进而影响天平测量,因此必须进行空气桥影响修正^[15-18]。校准试验前,进行专门的空气桥影响试验,以获得空气桥影响修正公式,具体如下:

1) 空气桥刚度影响试验

试验时,在风洞内安装天平校准架,进行带空气桥的天平校准试验,获得带空气桥的天平公式。在反推力校准试验中,使用带空气桥的天平公式,即修正了空气桥刚度影响。

2) 空气桥压力影响试验

试验时,将空气桥出口密封,使用加压装置对空气桥加压,获得天平输出随压力变化的关系。

在反推力校准试验中,根据空气桥上布置的压力测量点测量的压力相应进行天平载荷修正。

3) 空气桥温度影响试验

试验时,使用加热装置将空气桥加热,随后记录温度下降过程的天平输出,获得天平输出随温度变化的关系。在反推力校准试验中,根据空气桥上布置的温度测量点测量的温度相应进行天平载荷修正。

4) 空气桥流动影响试验

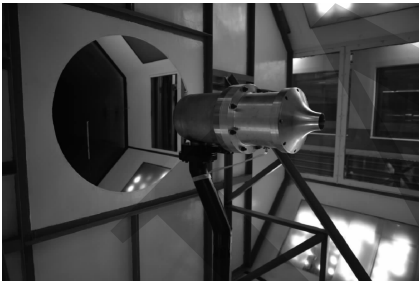
进行流动影响试验,需安装标准喷管。首先将标准喷管正装,改变供气流量进行试验,然后将标准喷管反装,重复进行试验,试验过程见图 8。然后按以下公式获得天平测量值随流量变化的关系:

$$F_m = \frac{F_{fw} + F_{bw}}{2}$$

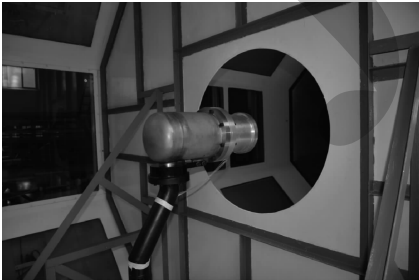
(9)

式中 F_m 为空气桥内气流流动对天平影响量, F_{fw} 为正装状态天平测量值, F_{bw} 为反装状态天平测量值。

在反推力校准试验中,根据高压文氏管测量的流量相应进行天平载荷修正。



(a) 标准喷管正装



(b) 标准喷管反装

图 8 空气桥流动影响试验

Fig.8 Flow influence test of air-line bridge

2.3.2 迷宫密封影响修正方法

由于反推力短舱进气流和排气流的诱导作用,风洞隔板前后会产生静压差,而由于反推力短舱与隔板钟形罩之间采用了迷宫密封,该静压差会导致天平测量出现偏差,因此,必须在天平修正中扣除该影响。由于迷宫密封存在空气泄漏,其

几何面积并非真实的受力面积,因此需要进行专门试验来测定有效的受力面积,方法如下:

1) 在喇叭嘴外安装密封罩,同时将喇叭嘴入口密封;

2) 在密封罩内部和迷宫密封出口布置静压测量传感器,以测量静压差;

3) 连接密封罩与抽气装置,并使用抽气装置进行抽气;

4) 待压力稳定后,采集天平轴向力,通过轴向力变化计算压差有效面积。

测量原理见图 9,图中 p_{sf} 和 p_{sr} 分别表示密封罩内部和迷宫密封出口传感器测量的静压值。

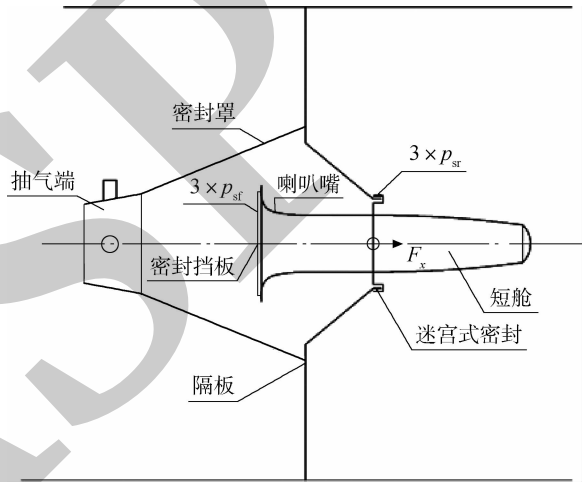


图 9 压差有效受力面积检测计算示意图

Fig.9 Schematic diagram of effective area measurement

2.3.3 喇叭嘴摩擦力修正方法

喇叭嘴所受的力包括附加推力和摩擦力,其中摩擦力为额外的附加力,必须从天平测量值扣除。

摩擦力按平板边界层经验公式计算,获得摩擦力与喇叭嘴流量的对应关系。在反推力校准试验中,根据喇叭嘴测量的流量相应进行天平载荷修正。

3 典型试验结果分析

为考核反推力校准试验技术,在中国空气动力研究与发展中心 FL-12 风洞开展了某型号 TPS 反推力短舱的反推力校准试验,并在 FL-13 风洞开展了全机反推力风洞试验。

3.1 校准试验结果分析

图 10 给出了 C_{dc} 、 C_{df} 、 C_{vf} 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, $\delta_{C_{dc}}$ 、 $\delta_{C_{df}}$ 、 $\delta_{C_{vf}}$ 分别表示 C_{dc} 、 C_{df} 、 C_{vf} 的校准重复性精度。

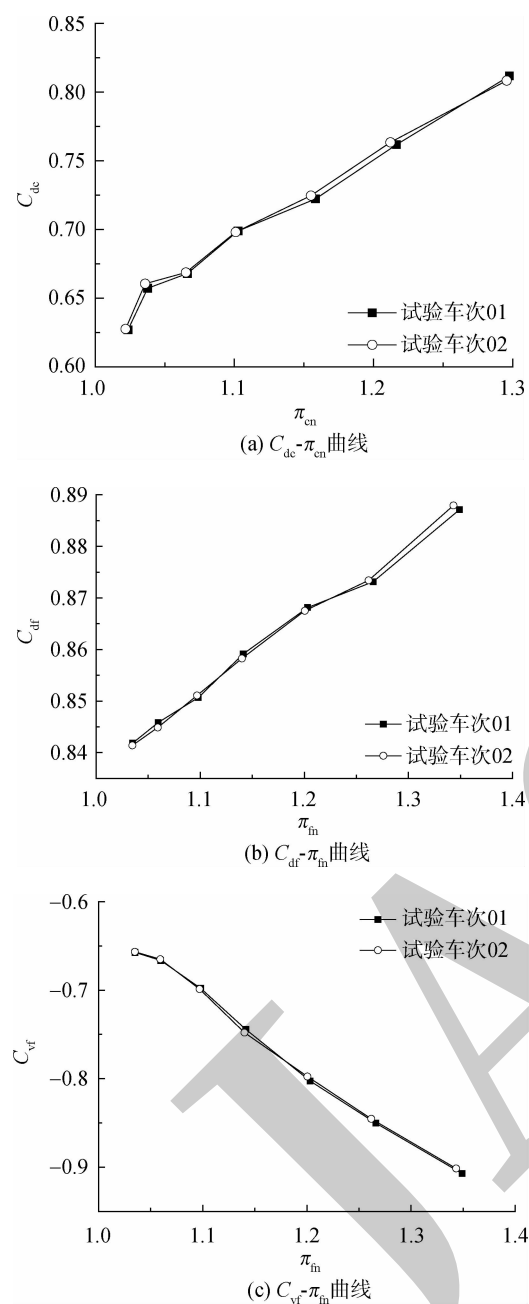


图 10 校准试验结果曲线
Fig. 10 Calibration test results

表 1 校准结果重复性精度

Table 1 Repeatability of calibration test results			
转速/ 10^3 (r/min)	$\delta C_{dc} / \%$	$\delta C_{dif} / \%$	$\delta C_{vf} / \%$
20	0.48	0.11	0.16
25	0.17	0.06	0.19
30	0	0.08	0.47
35	0.47	0.06	0.42
40	0.49	0.09	0.20
45	0.13	0.21	0.19

从图 10、表 1 可知,随排气压比的增大, C_{dc} 、 C_{dif} 和 $|C_{vf}|$ 均增大,这是说明随排气压比增大,内涵和外涵的计算流量、速度与标定流量、速度的差异逐步减小。从校准精度看, C_{dc} 、 C_{ef} 、 C_{vf} 的重复性精度均在 0.5% 以内。

对于某型号,在最大 π_{in} ($\pi_{in} = 1.35$) 状态下,单个短舱最大推力为 160 N,3 个短舱(共 4 个短舱,其中有 1 个短舱为通气短舱)的推力之和约为 480 N,以 0.5% 的精度计算,则推力测量计算误差约为 2.4 N,转换成气动力系数($V_0 = 70$ m/s)则约为 0.000 34,满足《GJB1061-91 高速风洞和低速风洞测力实验精度指标》^[19] 要求。此外,由于反推力风洞试验的主要目的是结合发动机性能,计算着陆阶段作用在飞机上的总制动力,从而预测飞机着陆滑跑距离,以及研究在飞行中意外打开反推力装置对飞机操纵的影响,这些试验项目对阻力(推力)测量的精准度要求相对较低,因此,0.5% 的推力校准精度可以满足反推力试验需求。

3.2 风洞验证试验结果分析

图 11 给出了风洞试验结果与校准试验结果

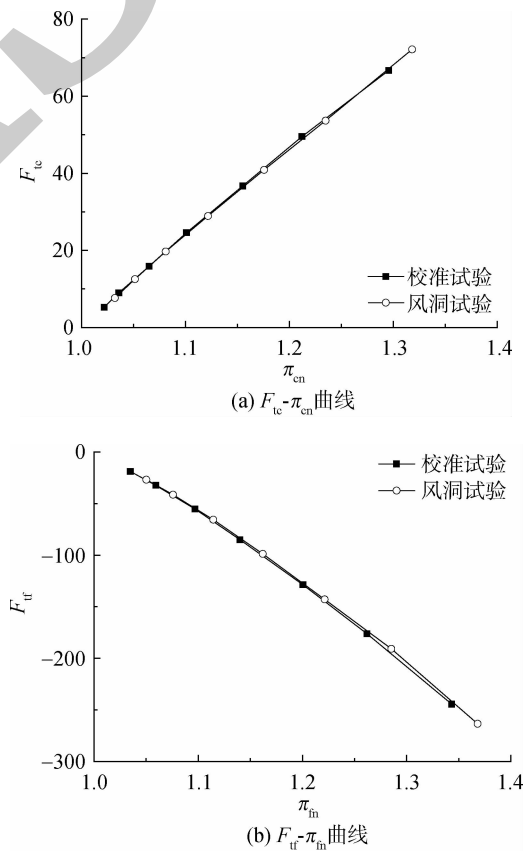


图 11 校准结果与风洞试验结果对比
Fig. 11 Comparison of calibration and wind tunnel test results

的对比曲线。从图中可知,相同的排气压比下,风洞试验($V_0=70\text{ m/s}$)和校准试验($V_0=0\text{ m/s}$)的内涵推力 F_{tc} 、外涵推力 F_{tf} 一致性较好,这从另一个方面说明了校准试验结果的可靠性。

4 结 论

本文建立了涡扇动力模拟短舱反推力校准试验技术,并在 FL-12 风洞和 FL-13 风洞分别开展了某型号的 TPS 短舱反推力校准试验与全机反推力风洞试验,主要结论如下:

- 1) 建立了反推力校准试验平台,发展了反推力校准试验方法,可实现涡扇动力模拟短舱反推力特性的精确校准。
- 2) 校准试验结果表明,随排气压比增大,反推力短舱流量和速度的计算值与标定值之间的差异逐渐减小。
- 3) 通过试验验证,校准试验精度优于 0.5%,满足反推力风洞试验对校准试验的精度要求。

参考文献:

[1] 方宝瑞. 飞机气动布局设计[M]. 北京:航空工业出版社, 1997.

[2] MATZ R, SMITH G. Ejector-powered engine simulators for small-scale wind tunnel models of high performance aircraft[R]. AIAA 78-826, 1978.

[3] SMITH G D, MATZ R J, BAUER R C. Analytical and experimental investigation of ejector-powered engine simulators for wind tunnel models[R]. Manchester, US: Arnold Engineering Development Center, 1977.

[4] 李真旭,王勋年,杨万富,等. 引射式发动机模拟器的设计与校准试验研究[J]. 流体力学实验与测量, 2004, 18(12): 28-31.

LI Zhenxu, WANG Xunnian, YANG Wanfu, et al. The design and calibration of ejected engine simulator[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2004, 18(12): 28-31. (in Chinese)

[5] 郝卫东,邓学莹,曲芳亮. 高速风洞发动机进排气动力模拟试验技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(4): 459-463.

HAO Weidong, DENG Xueying, QU Fangliang. Simulated test technique for engine air intake and exhausting high speed wind tunnel[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(4): 459-463. (in Chinese)

[6] FLAIG A. Results of wind tunnel ground effect measurements on airbus A320 using turbine power simulation and moving tunnel floor techniques[R]. AIAA 90-1427, 1990.

[7] MARK N L. Wind tunnel investigation of the AGM-130 turbojet-powered configurations[R]. AIAA 99-4257, 1999.

[8] KOOI J W, HAIJ L, HEGEN G H. Engine simulation with turbofan powered simulators in the German-Dutch wind tunnels[R]. AIAA-2002-2919, 2002.

[9] 黄勇,胡卜元,张卫国,等. 8 米×6 米风洞 TPS 反推力试验技术[J]. 空气动力学学报, 2016, 34(3): 346-353.

HUANG Yong, HU Buyuan, ZHANG Weiguo, et al. Reverse thrust testing technique in the 8 m×6 m low speed wind tunnel of CARD C[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2016, 34(3): 346-353. (in Chinese)

[10] 熊能,林俊. 2.4 m 跨声速风洞带 TPS 测力试验数据精度要求分析[J]. 流体力学实验与测量, 2004, 18(3): 42-46.

XIONG Neng, LIN Jun. An analysis of data accuracy of force measurement testing with TPS in 2.4 m transonic wind tunnel[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2004, 18(3): 42-46. (in Chinese)

[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] BOUSQUET J M. Survey of engine integration testing in onera wind tunnels[R]. AIAA-2005-3705, 2005.

[13] HEGEN G H, KOOI J W. Investigation of aircraft performance with deployed thrust reversers in DNW[R]. AIAA-2005-3702, 2005.

[14] 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.

[15] PHILIPSEN I, HOEIJMAKERS H. Improved air-supply line bridges for a DNW-LLF A380 model (RALD 2000) [R]. Darmstadt, Germany: 3rd International Symposium on Strain Gauge Balances, 2002.

[16] 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.

[17] 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)

[18] 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)

[19] 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: GJB1061-91[S]. 北京:国防科工委军标出版发行部, 1992: 3-4.