

战斗机进排气一体化试验数据修正方法

胡卜元¹, 巫朝君¹, 王勋年²

- (1. 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;
2. 中国空气动力研究与发展中心 空气动力学国家重点实验室, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 为提高战斗机进排气一体化试验数据准确度,基于推阻划分原理,提出了一种修正进气道内流和迷宫密封压差影响的试验数据修正方法。为提高修正可靠性,在总压测量方面,采取了按流场均匀度布置测量点的方法,对流场均匀度较差区域进行测量点加密,提高了总压测量准确度;在总压计算方面,采用加权平均法计算平均总压,提高了总压计算准确度。为验证该修正方法,在 FL-14 风洞开展了某型战斗机进排气一体化试验,试验结果表明:修正方法对试验精度影响在国军标相关试验精度指标范围内;本修正方法仅适用于中等迎角以下的进排气试验数据修正;与未修正试验结果相比,修正后的全机升力线斜率和升力值减小,阻力值增加。

关 键 词: 战斗机; 进排气; 引射器; 风洞试验; 修正方法

中图分类号: V211.7

文献标志码: A

Correcting method of fighter intake/exhaust test data

HU Buyuan¹, WU Chaojun¹, WANG Xunnian²

- (1. Low Speed Aerodynamics Institute,
China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China;
2. State Key Laboratory of Aerodynamics,
China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: In order to improve the accuracy of the fighter intake/exhaust test results, a method based on the principle of thrust and drag bookkeeping, which can be used in correcting the effects of inlet internal flow and labyrinth seal pressure difference, was presented. Two measures were used to increase the liability of the correcting method: total pressure measurement points were distributed by the flow field, particularly intensive on nonevent area; the total pressure was calculated with weighted average method. In order to verify the correcting method, a fighter intake/exhaust test was conducted in the FL-14 wind tunnel. The test results indicate that, the impact of correcting method on testing accuracy is within the index of GJB; the correcting method can only be used within the medium angle of attacks; with the use of internal flow effects correction, the lift slope and the lift itself decreases, while the drag increases.

Key words: fighter; intake/exhaust; ejector powered engine simulator;
wind tunnel test; correcting method

收稿日期: 2018-11-12

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,巫朝君,王勋年. 战斗机进排气一体化试验数据修正方法[J]. 航空动力学报, 2019, 34(7): 1433-1439. HU Buyuan, WU Chaojun, WANG Xunnian. Correcting method of fighter intake/exhaust test data[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(7): 1433-1439.

随着现代战斗机技术的发展,超机动性、超声速巡航、超隐身性等特征已成为新一代战斗机的基本性能需求,因此,新一代战斗机普遍采用大S弯进气道、推力矢量喷管等推进技术,飞机外流和推进系统内流之间的相互影响变得更为复杂。飞机推进系统的进气和喷流对飞机外流的影响通常称为推进系统进排气影响。这种复杂的干扰流场及其对飞机气动特性的影响主要通过风洞试验来测定。目前进排气风洞试验中常用的发动机模拟器有涡轮动力模拟器(TPS)^[1-5]和引射器^[6-14]。TPS造价昂贵,能够较为真实地模拟发动机进排气,但由于其喷流落压比模拟能力较低,一般只能用于运输机动力模拟试验;引射器造价低廉,其进气模拟能力能达到TPS的80%,且落压比模拟能力远强于TPS,在战斗机进排气试验中应用广泛。

国外自20世纪70年代开始采用引射器试验技术^[6-9],开展发动机进排气动力模拟试验,目前该项技术已经相当完善和成熟。

国内主要的空气动力试验研究单位^[10-14]均发展了战斗机进排气试验技术,具备一定的引射器研制和战斗机进排气试验能力,但与之配套的试验方法还较为粗糙,尤其是缺乏较为精细的进排气数据修正方法^[15-16],不能满足新一代战斗机的型号研制需求。

本文针对传统进排气试验方法的不足,提出了一种较精细的进排气试验数据修正方法,并在某型号战斗机进排气试验中进行了应用验证。

1 传统试验方法

由于战斗机试验模型内部空间限制,国内传统的进排气试验技术均为基于引射器的分离式进排气试验技术,即将引射器安装于天平的固定端,与模型不接触,引射器和模型进气道之间采用非接触方式进行密封(一般为迷宫密封),引射器工作时的直接作用力不计入天平测量载荷中。通过引射器对来流的引射作用模拟推进系统的进气效应,引射器的高速射流模拟推进系统的喷流效应。试验系统原理图见图1,迷宫密封原理见图2。

为获得进排气对全机气动特性的影响,进排气风洞试验通常有三种基本试验状态,即:堵锥模型无动力状态、堵锥模型喷流状态、通气模型进排气试验状态。

堵锥模型无动力状态用于研究带进气道堵锥的全机无动力气动特性。此时天平测量的载荷记

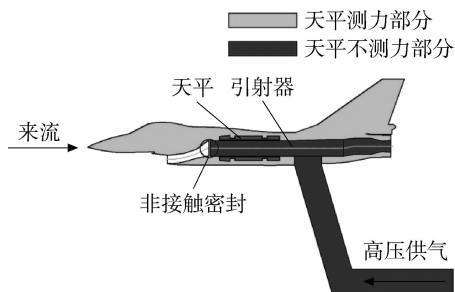


图1 战斗机进排气试验系统原理图
Fig. 1 Schematic diagram of fighter intake/exhaust test system

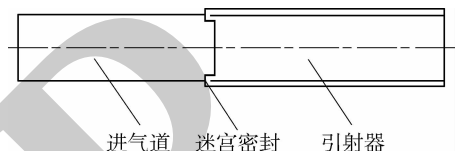


图2 迷宫密封原理图
Fig. 2 Schematic diagram of labyrinth seal

为 F_I 。

堵锥模型喷流状态用于研究喷流状态的全机气动特性。此时天平测得的载荷记为 F_{II} 。

通气模型进排气试验状态用于研究进排气状态的全机气动特性。此时天平测得的载荷记为 F_{III} 。

通过以上三步试验,基于线化理论,可以得到喷流和进气影响,具体表述如下:

喷流对全机气动特性影响用 ΔF_{ex} 表示,即

$$\Delta F_{ex} = F_{II} - F_I \quad (1)$$

进气对全机气动特性影响用 ΔF_{in} 表示,即

$$\Delta F_{in} = F_{III} - F_{II} \quad (2)$$

试验数据一般作以下修正:

- 1) 支架干扰修正;
- 2) 风洞洞壁干扰修正;
- 3) 模型底部阻力修正。

上述方法存在的问题是:在求取进气影响时,未对进气道内流影响进行修正,而是将其视作气动载荷的一部分,导致试验获得的进气影响量存在一定程度的失真。

2 试验修正方法

进气道内流影响主要有两个方面:一是由于引射器的抽吸作用,进气道出口与远前方气流之间存在动量差,从而产生附加的内流作用力;二是由于引射器和模型进气道之间的迷宫密封槽存在内外压差(原理见图2),导致产生附加的压差作用力。

2.1 数据修正方法

2.1.1 内流作用力修正方法

内流作用力的修正方法基于动量定理推导。

参照文献[17],取进气道远前方气流未受扰动的截面作为控制体入口截面(定义为0截面),取进气道出口截面定义控制体出口截面(定义为2截面),0截面和2截面之间的流管定义为控制体。此外,为分析方便,还定义进气道入口截面为1截面。计算控制体定义见图3。

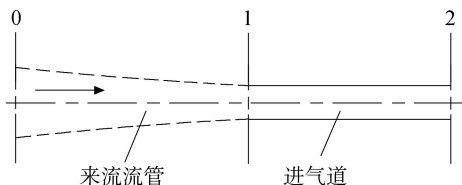


图3 进气道内流控制体

Fig. 3 Inlet internal flow computation domain

进气道内阻定义为0截面至2截面气流总动量变化量沿气流方向的投影量。飞机迎角 α 和侧滑角 β 为零时,内阻为

$$D_{in} = \dot{m}_2 (V_0 - V_2) - (p_2 - p_0) A_2 \quad (3)$$

式中 V_0 为进气道远前方来流速度(m/s); V_2 为进气道出口平均速度(m/s); p_0 为进气道远前方来流静压(Pa); p_2 为进气道出口平均静压(Pa); $\dot{m}_2$ 为进气道出口气流流量(kg/s); A_2 为进气道出口面积(m²)。

考虑飞机迎角 α 、侧滑角 β 的影响,则内阻为

$$D_{in} = \dot{m}_2 (V_0 - V_2 \cos \alpha \cos \beta) - (p_2 - p_0) A_2 \cos \alpha \cos \beta \quad (4)$$

升力为

$$L_{in} = \dot{m}_2 V_2 \sin \alpha + (p_2 - p_0) A_2 \sin \alpha \quad (5)$$

侧力为

$$Y_{in} = -\dot{m}_2 V_2 \cos \alpha \sin \beta - (p_2 - p_0) A_2 \cos \alpha \sin \beta \quad (6)$$

2.1.2 压差修正方法

进气道压差阻力定义为引射器和模型进气道之间的迷宫密封压差作用力沿气流方向的投影量。进气道姿态角为零时,压差阻力为

$$D_p = (p_{lso} - p_{lsi}) A_{eff} \quad (7)$$

式中 p_{lsi} 为迷宫密封进口平均静压(Pa); p_{lso} 为迷宫密封出口平均静压(量值与进气道出口平均静压相同,Pa); A_{eff} 为迷宫密封有效受力面积(m²)。

考虑飞机迎角 α 、侧滑角 β 的影响,则压差阻

力为

$$D_p = (p_{lso} - p_{lsi}) A_{eff} \cos \alpha \cos \beta \quad (8)$$

升力为

$$L_p = -(p_{lso} - p_{lsi}) A_{eff} \sin \alpha \quad (9)$$

侧力为

$$Y_p = (p_{lso} - p_{lsi}) A_{eff} \cos \alpha \sin \beta \quad (10)$$

2.2 试验测量方法

2.2.1 进气道出口参数测量

在进气道出口安装内流测量设备,分别测量进气道出口总压、静压和总温。典型的进气道内流测量设备见图4。

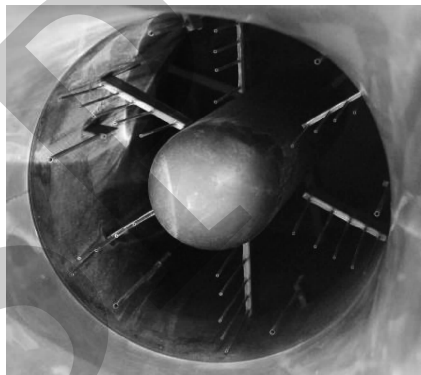


图4 典型进气道内流测量设备

Fig. 4 Typical inlet internal flow measurement equipment

通过计算各测量点总压、静压和总温平均值,获得进气道出口截面的平均总压 p_{t2} 、静压 p_2 和总温 T_{t2} 。

根据一维等熵流理论^[18],进气道出口气流流量 $\dot{m}_2$ 可按式计算:

$$\dot{m}_2 = A_2 \frac{p_{t2}}{\sqrt{T_{t2}}} \left(\frac{p_2}{p_{t2}} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \cdot \sqrt{\frac{2\gamma}{R(\gamma-1)} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_{t2}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} = C \cdot \frac{p_{t2} A_2}{\sqrt{T_{t2}}} \cdot q(\lambda) \quad (11)$$

式中 R 、 γ 和 C 均为常数。对于空气,取 $R=287$ J/(kg·K), $\gamma=1.4$, $C=0.04042$, $q(\lambda)$ 则按下式计算:

$$q(\lambda) = 3.863925 \sqrt{\left(\frac{p_2}{p_{t2}} \right)^{10/7} - \left(\frac{p_2}{p_{t2}} \right)^{12/7}} \quad (12)$$

进气道出口平均速度 V_2 按下式计算:

$$V_2 = \sqrt{2RT_{t2} \frac{\gamma}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_{t2}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (13)$$

2.2.2 迷宫密封参数测量

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受力面积,方法如下:

1) 使用密封装置将模型内流道密封,并在进气道入口安装抽气(或加压)装置;

2) 在迷宫密封进出口布置静压测量传感器,测量静压差($p_{\text{iso}} - p_{\text{lsi}}$);

3) 使用抽气(或加压)装置抽气(或加压);

4) 待压力稳定后,采集天平轴向力,通过轴向力变化计算迷宫密封有效受力面积 A_{eff} 。

测量原理见图5。

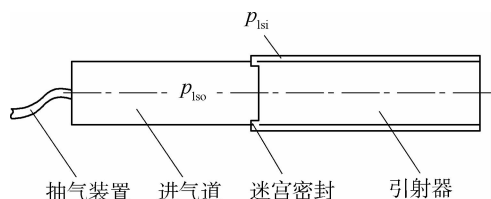


图5 迷宫密封有效受力面积测量原理图

Fig. 5 Measurement schematic diagram of labyrinth seal effective area

2.3 提高修正准度方法

由于进气道出口总压分布不均匀,因此必须提高进气道出口总压测量和计算的准度,才能提高修正可靠性。

2.3.1 总压测量方法

在总压测量点布置方面,在测量耙阻塞度不大于8%的前提下,应尽量多布置测量点。以圆形测量截面为例,一般要求总压测量耙数量不少于6个,每个测量耙上的测量点数不少于5个;测量点按等环面积分布,对靠近壁面流场较差区域的测量点进行加密,从而尽量减小测量误差,提高总压测量的准确度。典型进气道出口测量点布置见图6。

2.3.2 总压计算方法

计算测量截面平均总压有两种方法:算术平均法和加权平均法。

1) 算术平均法

$$p_{t2} = \frac{\sum_{i=1}^{I_n} \sum_{j=1}^{J_n} p_{t2ij}}{\sum_{i=1}^{I_n} J_n} \quad (14)$$

式中 p_{t2ij} 为单个测量点的总压测量值; I_n 为测量

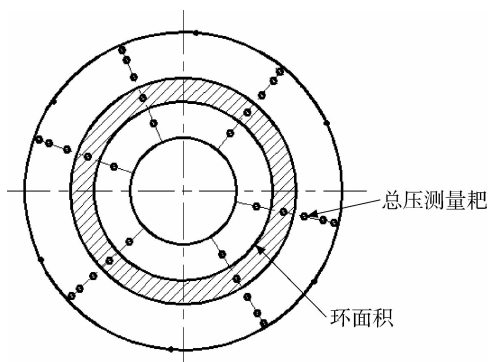


图6 典型进气道出口测量点布置图

Fig. 6 Typical measurement points layout of inlet exit

点总环数; J_n 为每个环上的周向测量点数; $\sum_{i=1}^{I_n} J_n$ 为截面上的测量点总数。

2) 加权平均法

这种方法是将测量截面上的总压按流量求平均,也称流量平均法。把测量截面按面积等分为 I_n 个环,则通过第 i 环面积的流量为

$$\Delta \dot{m}_{2i} = C \frac{p_{t2i} \Delta A_{2i} q(\lambda_i)}{\sqrt{T_{t2}}} \quad (15)$$

式中 p_{t2i} 为第 i 环的气流平均总压; ΔA_{2i} 为第 i 环的面积; $q(\lambda_i)$ 为第 i 环的 $q(\lambda)$ 。

按加权平均法计算的进气道出口平均总压为

$$p_{t2} = \frac{\sum_{i=1}^{I_n} (p_{t2i} \Delta \dot{m}_{2i})}{\sum_{i=1}^{I_n} \Delta \dot{m}_{2i}} = \frac{\sum_{i=1}^{I_n} [(p_{t2i})^2 q(\lambda_i)]}{\sum_{i=1}^{I_n} [p_{t2i} q(\lambda_i)]} \quad (16)$$

以上两种方法中,采用加权平均法求得的平均总压更为精确。因此本文采用加权平均法计算进气道出口的平均总压,以此提高内流修正的准确度。

3 试验验证

为验证进排气试验数据修正方法,在中国空气动力研究与发展中心低速空气动力研究所 FL-14 风洞开展了某型战斗机进排气一体化试验,获得了典型试验结果。

3.1 修正误差分析

3.1.1 修正对试验精度影响分析

表1给出了进行内流修正后的进排气试验数据重复性精度,表中 δC_L 、 δC_D 分别表示升力系数 C_L 、阻力系数 C_D 的重复性精度。

进行内流修正后,进排气试验的精度依然满

足《GJB1061-91 高速风洞和低速风洞测力实验精度指标》^[19]的合格指标要求。这说明应用本修正方法进行修正能够满足试验的精度要求。

表 1 试验重复性精度 (0°≤α≤10°)

Table 1 Repeatability tests accuracy (0°≤α≤10°)		
参数	ΔC _L	ΔC _D
试验精度	0.0011	0.0004
合格指标	0.0040	0.0005
优秀指标	0.0010	0.0002

3.1.2 修正量级与试验精度对比分析

表 2 给出了修正量级与试验精度的对比分析结果,表中 ΔC_L/δC_L、ΔC_D/δC_D 分别表示升力修正量、阻力修正量与各自试验重复性精度之比。从表 2 中可以看出,修正量级明显大于试验精度,若不对试验数据进行修正,试验结果将产生较大的偏差。这也证明了进行内流修正的必要性。

表 2 修正量级与试验精度对比

Table 2 Comparison of correcting scale and test accuracy		
α/(°)	ΔC _L /δC _L	ΔC _D /δC _D
0	0	8.25
6	6.59	6.12
10	9.58	4.56

3.1.3 进气道流场对修正影响分析

图 7 给出了不同迎角下的进气道出口总压恢复系数分布云图,图中标示的数值为总压恢复系数 σ,按下式计算:

σ = p_{t2ij} / p_{t0} (17)

式中 p_{t0}为进气道远前方来流总压(Pa)。

由图 7 可见,在中小迎角范围内,进气道出口的总压恢复系数 σ>0.89,且低压区范围很小,说明该状态下进气道出口气流分离较少,流场为定常状态,此时总压测量误差较小,因此,内流修正误差也较小;当迎角较大时,低压区的范围逐渐扩大,说明该状态下气流分离程度逐渐增加,流场逐步进入非定常状态,此时总压测量误差较大,从而使得内流修正误差变大,可靠性降低。

3.2 数据修正前后对比

图 8 和表 3 给出了数据修正前后的试验结果对比情况。图 8 中 ΔC_L 和 ΔC_D 分别表示进气效

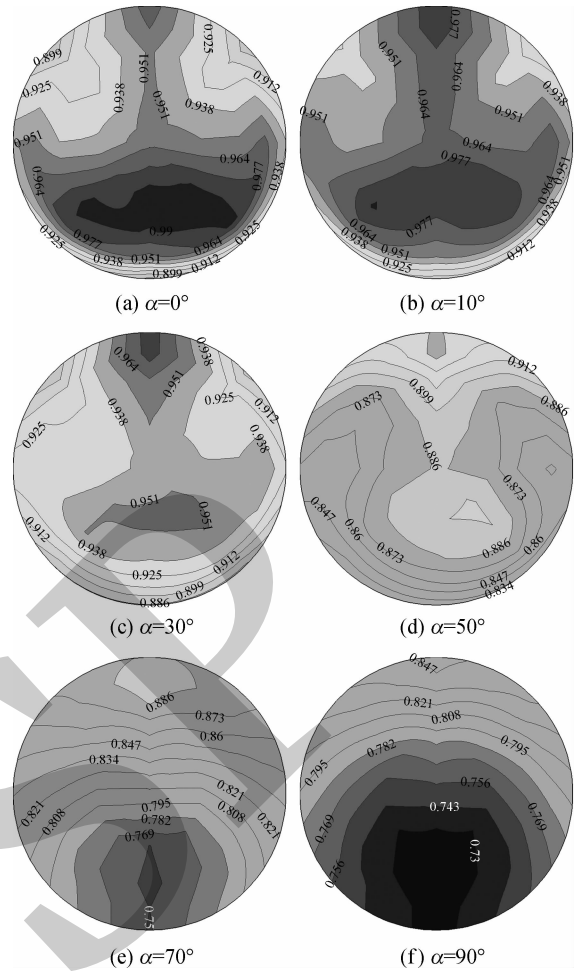
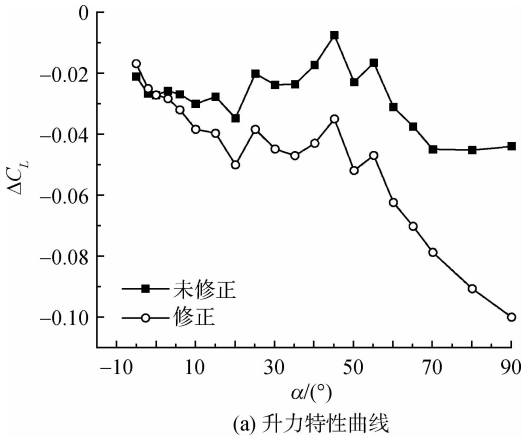


图 7 进气道出口总压恢复系数分布云图

Fig. 7 Total pressure recovery coefficient distribution of inlet exit

应对全机升力、阻力系数的影响量。表 3 中 C_{Lα} 表示升力线斜率, C_{Lmax} 表示最大升力系数, C_{Dmin} 表示最小阻力系数, C_{D0} 表示零升阻力系数, K_{max} 表示最大升阻比。

从图 8、表 3 中可知,与未修正状态相比,进行内流修正后,全机升力线斜率进一步减小,升力值也有所减小;在中小迎角范围内,阻力略有增



(a) 升力特性曲线

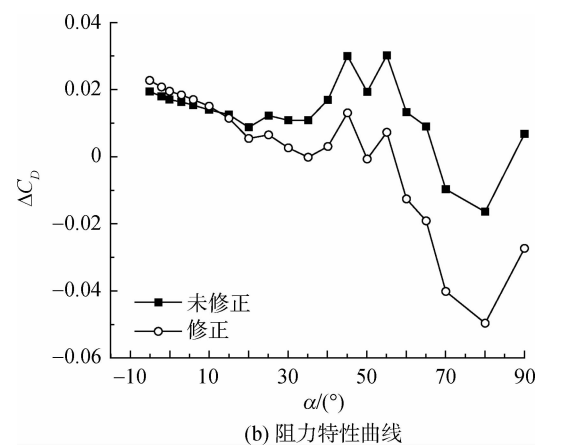


图 8 内流修正影响

Fig. 8 Internal flow correction effect

表 3 气动特征参数对比

Table 3 Comparison of aerodynamic characteristic parameters

参数	数值	
	未修正	修正
C_{La}	0. 047 5	0. 046 8
C_{Lmax}	1. 381	1. 357
C_{Dmin}	0. 043 9	0. 046 1
C_{D0}	0. 044 4	0. 046 8
K_{max}	5. 195	5. 025

加。这是由于引射器的引射作用,使得进气道出口相对来流的动量增加,进气道出口静压减小,根据式(4)、式(5)、式(8)、式(9)可知,这会使得内流产生正升力和负阻力,从而导致修正后的全机升力减小,阻力增加。

4 结 论

基于推阻划分原则,对战斗机进排气一体化试验的内流修正方法进行了研究,并在 FL-14 风洞开展了某型战斗机进排气一体化试验应用,主要结论如下:

- 1) 传统的战斗机进排气一体化试验方法在数据处理时,没有修正进气道内流对全机气动特性的影响,试验结果存在一定失真。
- 2) 本文提出的内流修正方法,较精细地修正了进气道内流影响,进一步提高了战斗机进排气一体化试验的数据准确度。
- 3) 由于试验测量方法的限制,本文提出的内流修正方法仅适用于中小迎角范围内的内流影响修正,对大迎角状态下的修正还需开展进一步研究。

参考文献:

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

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

[3] 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 windtunnel of CARD C [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2016, 34(3): 346-353. (in Chinese)

[4] 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)

[5] 陶洋,刘光远,张兆,等. 高速风洞带动力模拟试验 TPS 短舱唇口设计[J]. 航空动力学报, 2013, 28(5): 1081-1085.
TAO Yang, LIU Guangyuan, ZHANG Zhao, et al. Engine nacelle lip design for high speed TPS wind tunnel tests[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(5): 1081-1085. (in Chinese)

[6] CAREY J H, GILBERT G B, HICKMAN K E. Analytical and experimental investigation of high entrainment jet pumps[R]. NASA CR-1602, 1970.

[7] MOSS C M. Effects of several geometric parameters on the performance of a multiple nozzle eductor system[R]. Monterey, US: Naval Postgraduate School, 1977.

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

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

[10] 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)

[11] 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. The design and calibration of ejected engine simulator[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2011, 25(3): 46-49. (in Chinese)

[12] 胡卜元. 进排气对战斗机气动特性影响研究[R]. 大连: 第五届近代实验空气动力学会议, 2015.

[13] 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 exhaust in high speed wind tunnel[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2005,31(4):459-463. (in Chinese)

[14] 郁新华,陶于金,张琳. 飞翼布局无人机进排气效应风洞试验研究[J]. 空气动力学学报,2013,31(4):494-510.
YU Xinhua,TAO Yujin,ZHANG Lin. Wind tunnel experimental research on effect of air intake and exhaust on the aerodynamic performance of flying wing UAV[J]. Acta Aerodynamica Sinica,2013,31(4):494-510. (in Chinese)

[15] 王勋年. 低速风洞试验[M]. 北京:国防工业出版社,2002:195-205.

[16] 李周复. 风洞特种试验技术[M]. 北京:航空工业出版社,2010:57-87.

[17] 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.

[18] 钱翼稷. 空气动力学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2004:193-200.

[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:国防科学技术委员会,1991:3-4.

(编辑:陈 越)