

# 排气扩压器对TBCC排气系统的流道性能影响研究\*

安 玖, 徐惊雷, 宋光韬, 葛建辉

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

**摘要:** 为了研究不同的排气扩压器(简称排扩)直径、排扩形状以及排扩与单边膨胀组合喷管模型之间的相对位置对缩比喷管试验推力测量的影响,对3种排扩在不同的长径比下,进行了共6组风洞试验,同时对相应工况进行了数值模拟,并将试验与数值计算结果进行比较。研究表明:排扩的形状对喷管测力影响很小;大直径的排扩2的距离变化对测得的推力系数基本没有影响,但小直径的排扩1在排扩入口与喷管出口齐平工况下测得的推力系数明显小于喷管伸入排扩工况;在喷管模型伸入排扩工况下,排扩的直径对喷管测力基本无影响,但是在喷管出口与排扩入口齐平的工况下,使用小直径的排扩1会使测得的推力系数偏小。因此,排扩的几何参数变化对喷管外壁面的边界层流动影响很小,在排扩对喷管出口流场产生雍塞时,会影响喷管的推力测量。

**关键词:** 排气扩压器; 单边膨胀组合喷管; 推力测量; 风洞试验; 推力系数

中图分类号: V231.3 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2022) 05-200941-10

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.200941

## Effects of Exhaust Diffuser on Flow Path Performance of TBCC Exhaust System

AN Jiu, XU Jing-lei, SONG Guang-tao, GE Jian-hui

(College of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** In order to study the effects of different exhaust diffuser diameters, exhaust diffuser shapes, and the relative position between exhaust diffuser and single expansion combined nozzle models on the thrust measurement of reduced ratio nozzles, a total of 6 sets of wind tunnel tests have been carried out on 3 types of exhaust diffuser at different length-to-diameter ratios. At the same time, a numerical simulation was carried out on the corresponding working conditions, and the results of the experiment and the numerical calculation were compared. The results show that the shape of the exhaust diffuser has little effect on the thrust measurement of the nozzle. The distance change of the large diameter exhaust diffuser 2 has basically no effect on the measured thrust coefficient, but the measured thrust coefficient by the small diameter exhaust diffuser 1 when the nozzle outlet is aligned with exhaust diffuser inlet is significantly smaller than that of the nozzle extended into exhaust diffuser conditions. When the nozzle model is extended into the exhaust diffuser, the diameter of the exhaust diffuser basically has no effect on the nozzle thrust measurement, but when the nozzle outlet is aligned with the exhaust diffuser inlet, the use of a small diameter exhaust diffuser 1 will make the measured thrust coefficient smaller. Therefore, the change of geometrical parameters of the exhaust diffuser has little effect on the boundary layer flow on the outer wall of the nozzle. When the exhaust diffuser produces a blockage on the nozzle outlet flow field, it will

\* 收稿日期: 2020-11-26; 修订日期: 2021-02-09。

作者简介: 安 玖, 硕士生, 研究领域为发动机内流气动力学。

通讯作者: 徐惊雷, 博士, 教授, 研究领域为高超声速推进排气系统气动力学。

引用格式: 安 玖, 徐惊雷, 宋光韬, 等. 排气扩压器对TBCC排气系统的流道性能影响研究[J]. 推进技术, 2022, 43(5): 200941. (AN Jiu, XU Jing-lei, SONG Guang-tao, et al. Effects of Exhaust Diffuser on Flow Path Performance of TBCC Exhaust System[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(5):200941.)

affect the thrust measurement of the nozzle.

**Key words:** Exhaust diffuser; Single expansion combined nozzle; Thrust measurement; Wind tunnel test; Thrust coefficient

## 1 引言

涡轮基组合循环(TBCC)发动机是高超声速飞行器的重要动力形式之一<sup>[1-2]</sup>,而尾喷管是TBCC发动机推力产生的重要部件,决定着推进系统的效率和性能。对其开展详细的研究需要进行大量的地面试验,大型高超声速风洞的研制和技术进展受到广泛关注<sup>[3-5]</sup>。而排气扩压器作为高空模拟试验台的关键子设备,其连接着喷管试验段和抽气系统,主要作用是维持试验舱内的高真空环境,以实现高空飞行环境的气压模拟、抵抗背压扰动和延长试验时长等。其对前端自由射流区<sup>[6]</sup>的流场均匀性,以及后端排气参数均有显著影响<sup>[7]</sup>。

在扩压器的安装位置方面,张小庆等<sup>[8-9]</sup>研究了 $\Phi 600\text{mm}$ 脉冲燃烧风洞扩压器的安装位置对风洞均匀区的影响。结果显示在一定范围内,扩压器安装位置对风洞均匀区的大小影响很小。此外还利用数值模拟方法给出了风洞正常运行时喷管出口均匀区的流场结构。计算结果表明,自由射流区长度最大可以为喷管出口直径的2倍。试验台推力校准方面,刘涛等<sup>[10]</sup>采用试验的方法,通过测定发动机在SB101高空台上的发动机外流动量阻力修正系数和舱效应影响的附加阻力修正系数,对发动机的推力进行了修正。刘志友等<sup>[11]</sup>针对发动机高空台试验难以用加装堵板的常规方法测定真空度与次流作用力系数的情况,通过高空舱内冷却空气流动与高空舱内外压差对发动机测力系统作用的分析,推导提出了一种确定真空度与次流作用力系数的方法。侯敏杰等<sup>[12]</sup>通过高空舱内冷却空气流动与高空舱内外压差对发动机测力系统作用的分析,阐明了高空舱内次流和真空度对发动机机架测量推力影响的作用机理和本质差异,并从理论上论证了次流作用和真空度作用对测量推力影响的试验确定方法。

针对排气扩压器,目前国内外的研究主要集中于其流场结构、激波串的非定常特性、几何参数、安装位置<sup>[13-15]</sup>等,对于发动机的试验推力校准方面,也主要集中在试验台的次流与真空度方面,很少关注试验舱里的排气扩压器对推力测量的影响。随着组合循环动力系统排气喷管地面试验对推力测量精度等性能指标提出更高的要求,本文将TBCC排气系统尾喷管与排气扩压器结合起来作为一个整体进行研究,研究排气扩压器的形状、相对喷管的位置以及直径对试验推力的影响。

## 2 试验和数值模拟方法

### 2.1 多通道排气系统试验台简介

本研究通过不断地更换试验台上的排扩然后进行风洞试验来实现,试验在多通道TBCC排气系统专用试验台上开展。试验台采用双通道独立进气,其中上通道从大气进气、下通道从高压气源进气。如图1所示,本试验台主要由高低压气源、主流阀门组、流量计、试验舱、耐压软管、六分量天平、稳压型腔、总压探针、模型试验件、排气扩压器等几部分组成,此外还有压力扫描阀、纹影仪、天平数据采集系统、流量计数据采集系统等外围测试设备。

试验中先打开真空阀门,待试验舱中的真空压力达到试验条件后,调节两通道上游的主流阀门,保持各通道的落压比为所需的固定值,然后使用数据采集系统记录喷管进口总压、壁面沿程静压、流量计读数和天平读数等,采用反射式平行光纹影法对流场结构进行观测和记录。

六分量盒式天平的安装示意图如图2所示,天平固定端安装在竖直基准安装面上,稳压型腔安装在天平浮动端,通过耐压软管使气流从侧向垂直射入稳压型腔,以消除轴向进气冲量,保证天平直接测量得到喷管产生的轴向力和法向力。软管本身刚度很

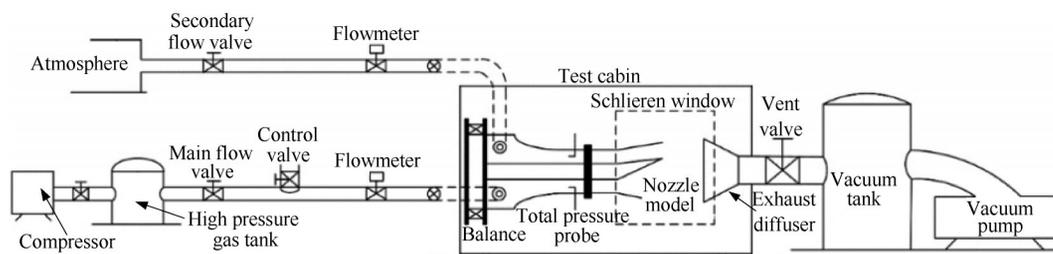


Fig. 1 Schematic diagram of dual-channel nozzle force measurement test bench

小,可以保证在耐压和密封的基础上不传力。六分量盒式天平的轴向设计载荷为300kg,精度指标为0.003%,准度指标为0.09%。图3为试验台采用标准收缩喷管的标定结果,图中Exp为喷管轴向推力系数 $C_{fk}$ 的试验测量值,KDE为根据每个落压比下的 $C_{fk}$ 试验测量值,利用核密度估计,计算出出现概率最大的点作为该落压比NPR下的试验 $C_{fk}$ ,1-D为根据一维公式计算出的 $C_{fk}$ 参考值,由图可以看出, $C_{fk}$ 试验测量值与参考值非常接近,除了低落压比下存在较小的误差和个别离散点外,重复性精度、准度均小于 $\pm 0.5\%$ 。

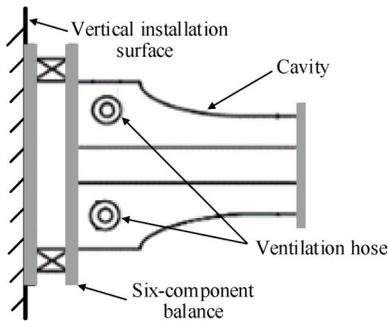


Fig. 2 Installation diagram of six-component balance

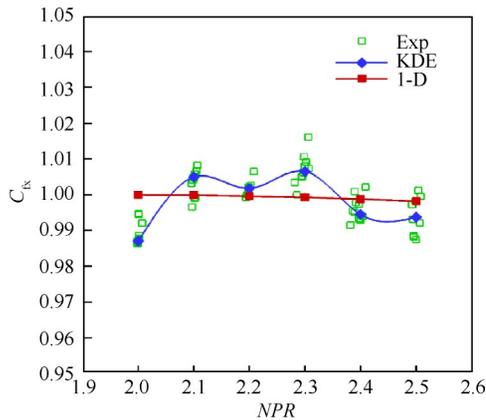


Fig. 3 Standard contraction nozzle calibration results

高低压气源气流流经稳压型腔,在试验段进口形成一个比较均匀的来流。图4给出了涡轮通道和冲压通道的入口总压分布,各通道上的总压耙上均有5个总压测点,由图可以看出各通道上各测点的总压测量值基本不变,说明气流在喷管进口附近形成了良好的均匀区。

2.2 试验件模型与工况

本试验中喷管模型采用组合喷管流道模型,验证排气扩压器距离、形状和直径对推力测量的影响。组合喷管流道模型见图5,该组合喷管模型为二维对称结构,宽度为36mm。分为上下2个通道,上侧通道为涡轮发动机喷管流道,流道进口高度为30mm;下

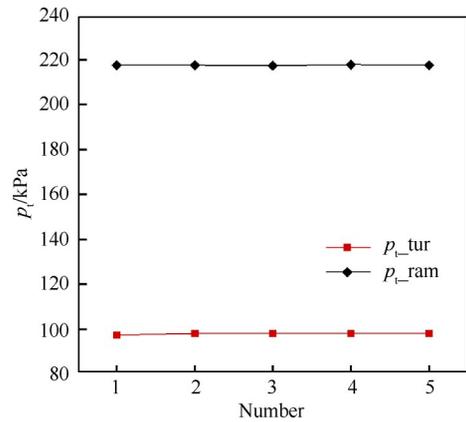


Fig. 4 Total pressure distribution at the entrance of each nozzle

侧通道为冲压发动机喷管流道,流道进口高度为21.5mm。两流道之间设有中间板,每套试验件通过更换中间板和下壁得到不同工况的几何模型。本试验中的喷管模型为双通道共同工作状态,其中涡轮通道设计落压比为12.6,冲压通道设计落压比为28.1,两通道的喉道面积如表1所示。排扩共有三种不同尺寸类型:排扩1为直径120mm的圆形排扩;排扩2为直径200mm的圆形排扩;排扩3为边长180mm的方形排扩。除排扩外还有安装底座、套筒和调节段。排扩固定在调节段上,安装底座固定在试验舱壁上。试验中通过改变调节段在套筒中的位置以实现不同试验工况要求的排扩距离的调节。三种排扩的安装图见图6。

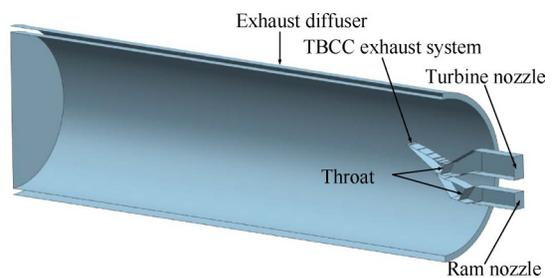
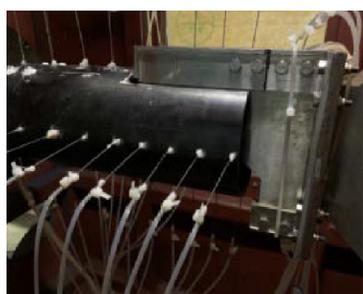


Fig. 5 3D diagram of TBCC exhaust system combined with exhaust diffuser

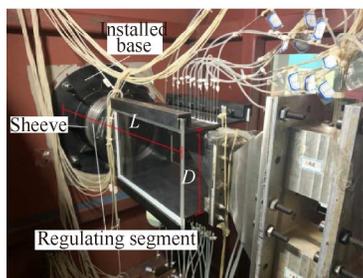
组合喷管流道模型试验在常温下进行,试验件出口压力为试验舱抽吸达到的压力。试验时通过改变落压比来得到喷管在不同工况下的性能。试验时喷管出口压比按表1给定,由于气源条件限制,涡轮通道压比根据实际情况确定。试验时采用的排扩及距离按表2给定,表中L表示排扩的长度(从排扩的安装面到排扩入口的距离),D表示圆形排扩的内径或正方形排扩的边长,如图6所示。



(a) Exhaust diffuser 1



(b) Exhaust diffuser 2



(c) Exhaust diffuser 3

Fig. 6 Wind tunnel test model of the exhaust diffuser

Table 1 Nozzle test conditions *NPR* and throat area

Nozzle	<i>NPR</i>	Throat area/mm <sup>2</sup>
Turbo nozzle	12.6	579.52
Ram nozzle	28.1	720.32

Table 2 Exhaust diffuser test conditions

Type	<i>L/D</i>
Exhaust diffuser 1	5.0
	6.0
	2.6
Exhaust diffuser 2	3.0
	3.6
Exhaust diffuser 3	3.9

### 2.3 数值模拟方法与性能参数介绍

本文采用 ANSYS Fluent 软件对不同落压比、不同喷管流道和不同排扩形状、直径、距离下的试验工况进行了二维数值模拟,网格示意图如图 7 所示,网格总数约为  $2.95 \times 10^5$ 。图 7 给出了计算模型的主要边界条件。其中,涡轮通道入口和冲压通道入口为压力进口边界条件,排扩出口为压力出口边界条件,其

余边界均设为壁面,以此模拟真实试验台的工作环境。计算采用绝热无滑移壁面,选用标准壁面函数,湍流模型选用 RNG *k-ε* 模型,求解器选用密度基隐式耦合算法,工作介质为理想气体,动力粘性系数选用 Sutherland 公式,对流项采用 Roe 二阶迎风格式进行离散。排扩出口静压(背压)设置为 5kPa,两通道进口总压则根据不同的落压比工况进行计算设置,进出口总温均设置为 300K(冷流试验)。

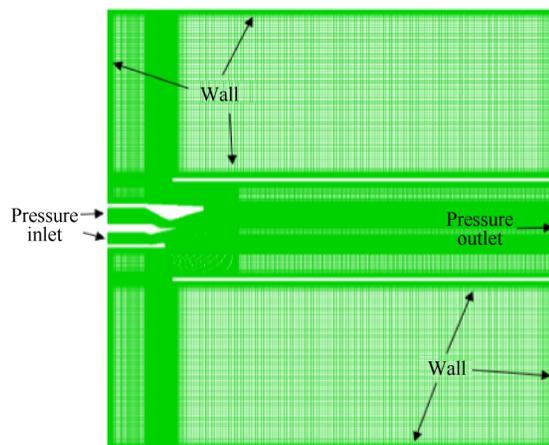


Fig. 7 Schematic diagram of combined nozzle and exhaust diffuser calculation model mesh

本文主要研究排扩的形状、位置、直径对组合喷管轴向推力系数的影响,其定义为喷管出口气体富裕冲量的轴向分量与理想等熵推力的比值,即

$$C_{fx} = \frac{F_x}{F_s} \quad (1)$$

$$F_x = \dot{m}_{in} v_{in} + (p_{in} - p_b) A_{in} - R_x \quad (2)$$

$$F_s = \dot{m}_{in} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma - 1} RT_t \left[ 1 - \left( \frac{p_b}{p_t} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right]} \quad (3)$$

$$NPR = \frac{p_t}{p_b} \quad (4)$$

式中  $F_x$  为喷管出口气体富裕冲量的轴向分量,其可表达为喷管进口轴向富裕冲量与喷管内壁面相对压力积分轴向分量之差的形式; $R_x$  为喷管内壁面相对压力积分的轴向分量; $F_s$  为喷管的理想等熵推力; $\dot{m}_{in}, v_{in}$  分别表示喷管进口的质量流量、喷管进口截面质量加权平均的  $x$  方向速度分量; $p_{in}, p_b, p_t$  分别表示喷管进口的静压、环境背压和喷管进口总压; $A_{in}$  表示喷管进口截面在垂直于  $x$  轴方向的投影面积; $\gamma$  为气体的比热比; $R$  为气体常数;对于空气,  $\gamma = 1.4, R = 287.06 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$ ;  $T_t$  为喷管进口总温; $NPR$  为喷管的落压比,其为喷管进口总压  $p_t$  与环境背压  $p_b$  的比值。

组合喷管流道模型由涡轮流道和冲压流道两部分组成,所以其总的轴向推力系数  $C_{fx}$  由式(5)定义,其中  $F_{xt}$  和  $F_{xr}$  分别为涡轮流道和冲压流道的出口富裕冲量轴向分量; $F_{st}$  和  $F_{sr}$  分别为涡轮流道和冲压流道的理想等熵推力。

$$C_{fx} = \frac{F_{xt} + F_{xr}}{F_{st} + F_{sr}} \quad (5)$$

试验中,流量系数  $C_m$  定义为测量流量  $\dot{m}$  与理想等熵流量  $\dot{m}_s$  的商;测量  $C_{fx}$  为天平测量得到的轴向力与根据测量流量  $\dot{m}$  计算出来的理想等熵推力的商。由于这里引入了测量流量  $\dot{m}$ ,因此可以用来评估轴向推力系数测量的准确性。计算公式为

$$C_m = \frac{\dot{m}}{\dot{m}_s} \quad (6)$$

$$\dot{m}_s = K \frac{p_t}{\sqrt{T_t}} A_t \quad (7)$$

$C_{fx}$  的测量值为

$$C_{fx} = \frac{F}{\dot{m} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} RT_t \left[ 1 - \left( \frac{p_b}{p_t} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]}} \quad (8)$$

对于空气,  $K = 0.04042$ ,  $A_t$  为喷管喉道面积,  $F$  为天平测量得到的轴向力。

### 3 数值模拟与试验结果分析

本文认为排扩的几何参数变化会影响喷管外壁面的回流区以及由于喷管的被动引射产生的次流流动,如图8所示。这些因素会使得喷管外壁面的边界层流动发生改变,进而影响试验中喷管测得的推力。故下文分别从排扩的形状、长度和直径三个方面分析其对 TBCC 排气系统的流道性能影响。

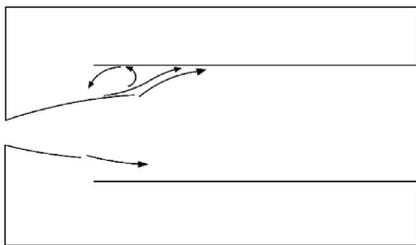


Fig. 8 Influence of exhaust diffuser on nozzle thrust

#### 3.1 排扩形状对流道性能的影响

为了研究排扩形状对 TBCC 排气系统的流道性能影响,本文首先对方形排扩3和圆形排扩2进行了单边膨胀组合喷管模型伸入排扩的试验,因为这两种排扩可流通面积相近。试验中控制冲压通道压比

为28.1,涡轮通道压比分别为2.82,4,6,8,10,12.6。

图9是  $NPR_{tur}=2.82\sim 12.6$  时 TBCC 排气系统出口和排扩3内流场的马赫云图。由图9可见排扩内存在复杂的激波附面层相互作用以及激波串等流场结构,排扩外的气流由于气流间的速度差及压差被引射到排扩内;排扩内的气流通过激波串减速增压;冲压通道出口气流与被引射气流的下界面(即喷管出口气流的下膨胀面)与排扩下壁面相碰撞,产生一道斜激波并引起波后排扩下壁面附面层的流动分离,在一段距离后又发生分离再附;还可以看出随着涡轮通道落压比的提升,排扩内气流的有效流通面积在增加,排扩下壁面的流动分离点和再附点在向后移动,流动分离区的大小在减少,且在  $NPR_{tur}\geq 8$  时,涡轮通道出口气流与被引射气流的上界面(即喷管出口气流的上膨胀面)碰撞在排扩上壁面上,产生一道斜激波,并引起激波后排扩上壁面附面层的流动分离,但其分离点相较于排扩下壁面更靠近排扩入口,且在分离点下游未产生流动分离再附,随着涡轮通道落压比的继续提升,排扩上壁面的分离点在向后移动,流动分离区的大小也在减少,排扩下壁面的分离再附点被推出排扩外。

图10给出了各压比下 TBCC 排气系统伸入排扩3的试验拍摄纹影图,从图中可以看出随着涡轮通道压比的增加,涡轮通道出口气流的流动范围在不断的扩大,由于双通道耦合产生的激波系在逐渐向下游移动,流场中的激波强度在不断的增大。图11是  $NPR_{tur}=12.6$  时的试验拍摄纹影图与数值模拟结果的对比,由图可以看出数值计算较好地模拟出了流场中的激波、膨胀波和滑移面等结构,与试验拍摄的纹影图吻合较好。

图12给出了  $NPR_{tur}=2.82$  时使用排扩3涡轮通道上壁面沿程无量纲压力分布试验测量值和数值模拟结果的对比,采用模型长度对测压点位置进行无量纲化。图中  $p$  表示涡轮通道上壁面静压值,  $p_t$  表示涡轮通道进口总压,  $X$  为沿程静压测点所在的  $x$  轴方向坐标,  $L$  表示涡轮通道上壁面在  $x$  轴上的投影长度。可以看出除部分边界层低速区内的压力测点数据存在较小的误差外,二者的吻合程度较好,在一定程度上证明了数值模拟和试验结果的可靠性。

图13为喷管伸入排扩3内涡轮通道在各落压比下试验测得的流量系数重复性精度,由图可见其精度误差在  $\pm 0.5\%$  以内。

图14给出了排扩2和排扩3在各压比下涡轮通道和冲压通道的流量系数实验值。由图14可以看

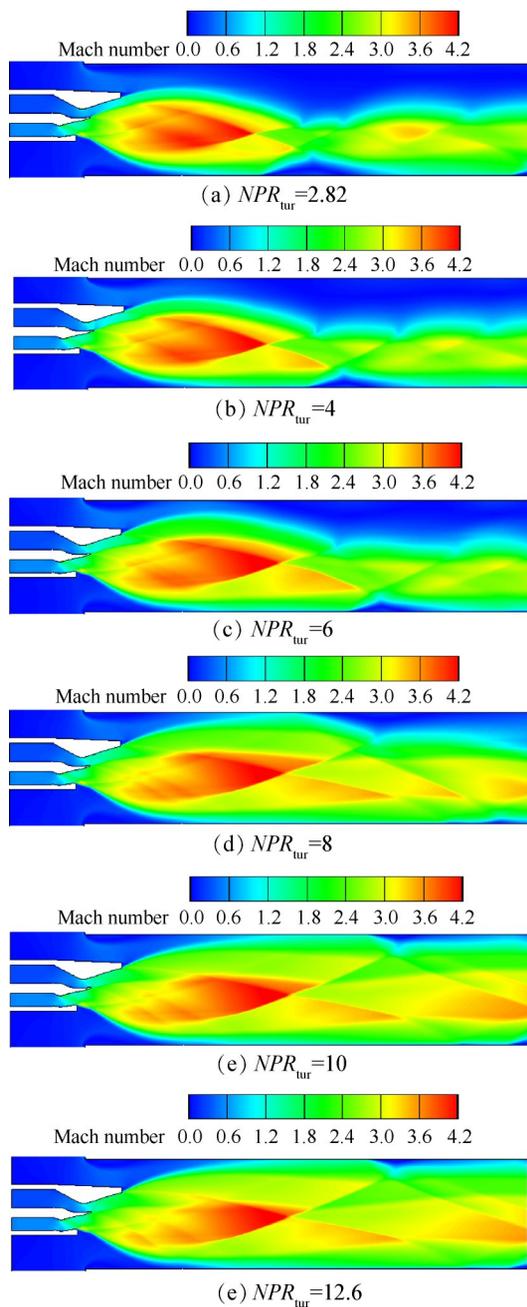


Fig. 9 Mach number contour of TBCC exhaust system and exhaust diffuser 3 at  $NPR_{tur}=2.82\sim 12.6$

出,随着涡轮通道的压比不断增大,其流量系数也在不断提高,因为此时控制涡轮通道流量的阀门开度在不断增大;而冲压通道的流量系数基本维持在 0.85 左右,因为试验过程中一直在控制冲压通道压比不变,过程中有缓慢下降可能是因为背压升高,所以冲压通道总压也跟着升高,导致等熵质量流量有所上升,然后造成冲压通道的流量系数有缓慢的下降。可以看出两种排扩下的流量系数变化规律基本一致,且使用排扩 3 的各通道流量系数略高于排扩 2。

图 15 给出了使用排扩 3 各压比下数值模拟计算

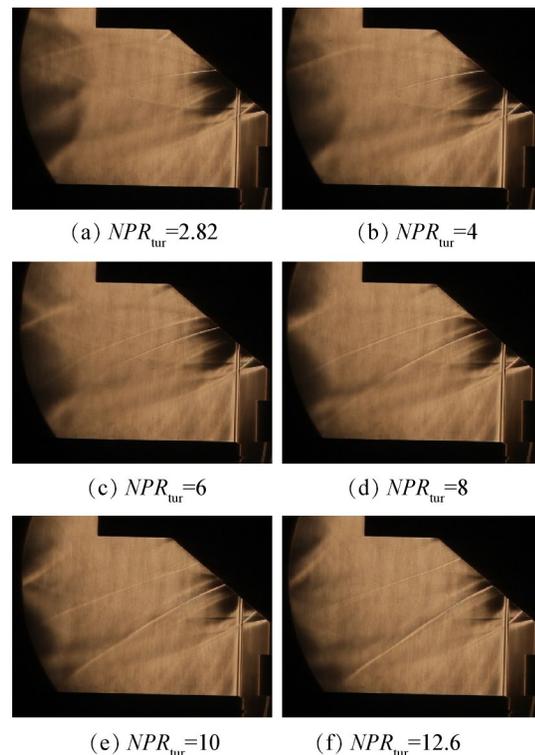


Fig. 10 Experimental schlieren images of exhaust diffuser 3 at each  $NPR$

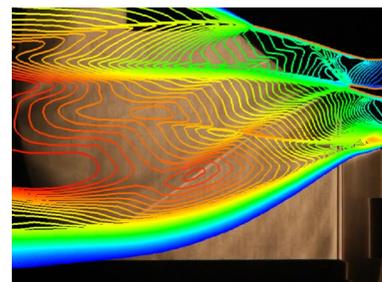


Fig. 11 Comparison of experimental and numerical results of exhaust diffuser 3 at  $NPR_{tur}=12.6$

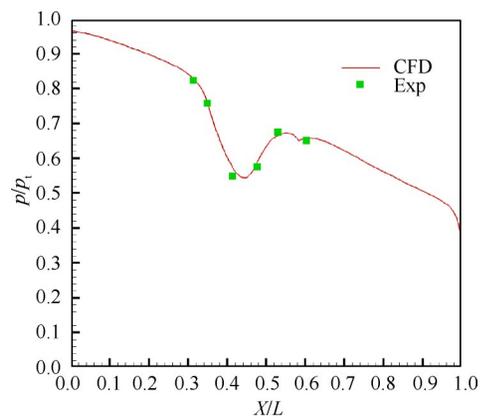


Fig. 12 Static pressure distribution along turbine channel up-wall at  $NPR_{tur}=2.82$  of exhaust diffuser 3

出来的轴向推力系数与试验测量得到的轴向推力系数对比,由图可以看出二者相差不大。由此可以证

实数值计算的可靠性以及试验台天平测力的准度。

试验中一般在工况稳定后对推力进行测量,且天平经过标准收缩喷管动态标定,其测力的精度是可以得到保证的。

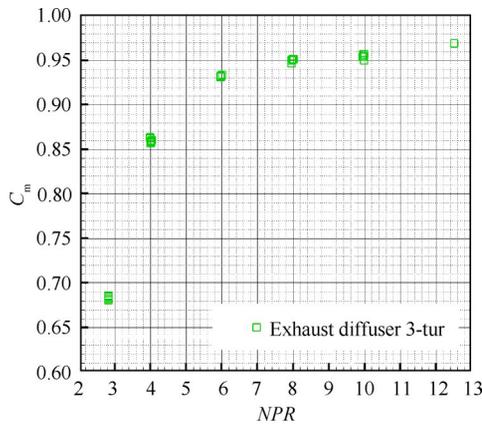


Fig. 13 Repeatability accuracy of the mass flow coefficient

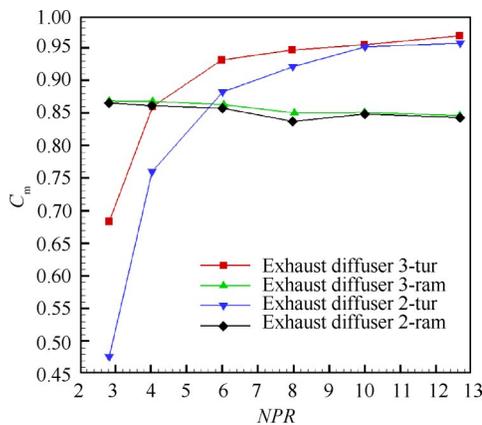


Fig. 14 Mass flow coefficient at each NPR

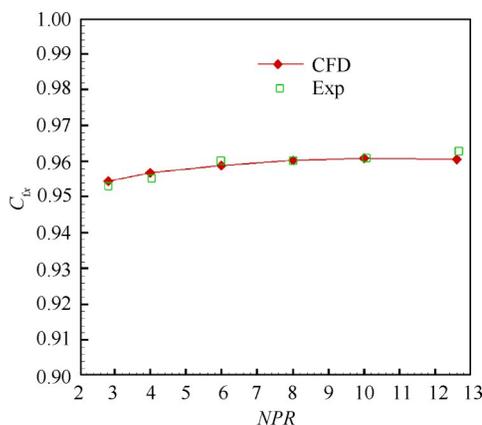


Fig. 15 Curves of axial thrust coefficient of TBCC exhaust system at each NPR of exhaust diffuser 3,  $L=710\text{mm}$

图 16 为两种排扩的轴向推力系数试验测量值对比。由图 16 可以看出,排扩的形状对缩比喷管试验推力测量的影响很小,在  $NPR_{\text{tur}}=8$  下偏差最大,最大偏差为 0.31%。

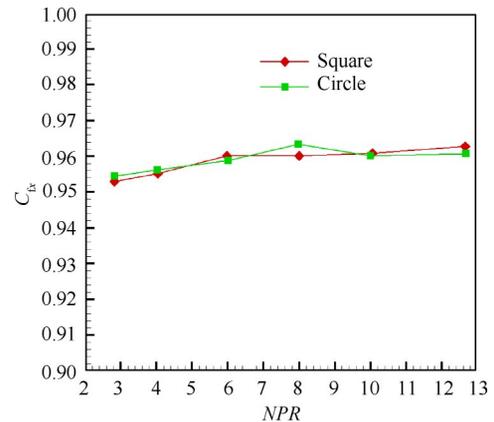


Fig. 16 Axial thrust coefficient of TBCC exhaust system with different exhaust diffuser shape

### 3.2 排扩长度对流道性能的影响

先验证大直径排扩的长度对流道性能的影响,对排扩 2 分别在能调节的最短距离 ( $L/D=2.6$ ),排扩入口与喷管出口齐平 ( $L/D=3.0$ ),喷管伸入排扩 60mm ( $L/D=3.6$ ) 三种距离下进行风洞试验。分别控制冲压通道压比为 28.1,涡轮通道压比为 2.82, 4, 6, 8, 10, 12.6。

图 17 为各个  $L/D$  距离下  $NPR_{\text{tur}}=12.6$  时 TBCC 排气系统出口和排扩 2 内流场的马赫云图。由图 17 可见,排扩 2 长度的变化对 TBCC 排气系统出口及排扩内激波串等流场结构无明显影响。在喷管移出排扩工况下,随着排扩长度的增加,排扩下壁面流动分离点向上游移动,流动分离区面积增加;在喷管伸入排扩工况下,排扩上壁面流动分离点相较于喷管移出排扩工况提前,流动分离区面积增加。图 18 给出了  $NPR_{\text{tur}}=12.6$  时 TBCC 排气系统出口和排扩 2 入口附近流场在不同排扩长度下的试验拍摄纹影图,由图可以看出随着排扩长度的变化流场结构并未发生明显的改变。

图 19 为排扩 2 各个长度下涡轮通道和冲压通道在不同涡轮通道落压比下的流量系数实验值。由图 19 可以看出,各通道的流量系数分布规律与图 14 基本一致。随着排扩 2 长度的增加,冲压通道的流量系数先增加后减少,在  $NPR_{\text{tur}}=8$  时,  $L/D=3.0$  和  $L/D=3.6$  的流量系数差距最大,最大偏差为 2.45%,由此可以看出排扩 2 的长度变化对冲压通道的流量系数影响甚微;涡轮通道的流量系数基本随着排扩长度的增加而降低,在  $NPR_{\text{tur}}=2.82$  时,  $L/D=2.6$  和  $L/D=3.6$  的流量系数差距最大,最大偏差为 13.44%,由此可见喷管出口与排扩入口间距离的减小会降低涡轮通道的流量系数。

图 20 给出了不同排扩 2 长度下 TBCC 排气系统

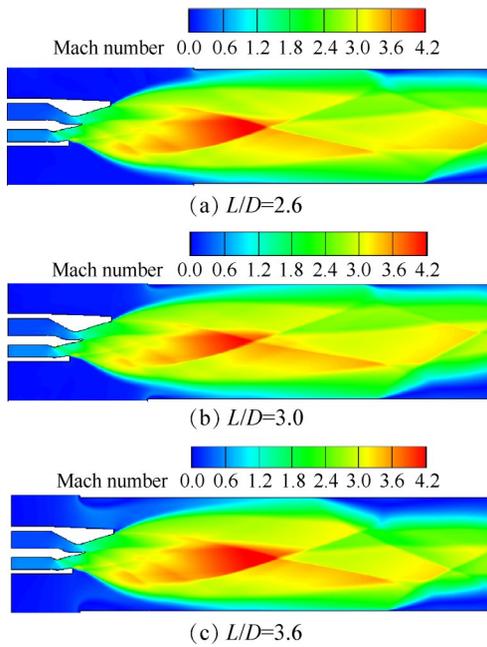


Fig. 17 Mach number contour of TBCC exhaust system and exhaust diffuser 2 at  $NPR_{tur}=12.6$

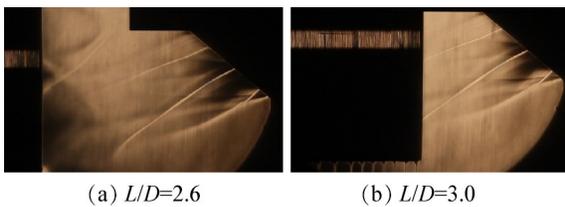


Fig. 18 Experimental schlieren images of exhaust diffuser 2 at  $NPR_{tur}=12.6$

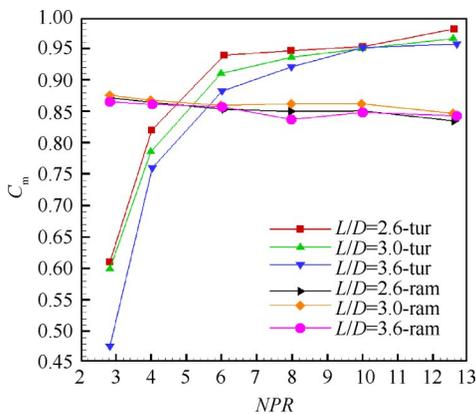


Fig. 19 Mass flow coefficient at each NPR and L/D of exhaust diffuser 2

在不同涡轮通道落压比下测得的轴向推力系数与数值模拟计算得到的轴向推力系数对比。数值计算结果显示:保持排扩2的直径不变,排扩2相对喷管的距离变化对喷管的轴向推力系数无影响。由图可以看出,各排扩距离下试验测得的轴向推力系数与数值计算结果吻合较好;试验中  $L/D=3.0$  长度下和  $L/D=3.6$

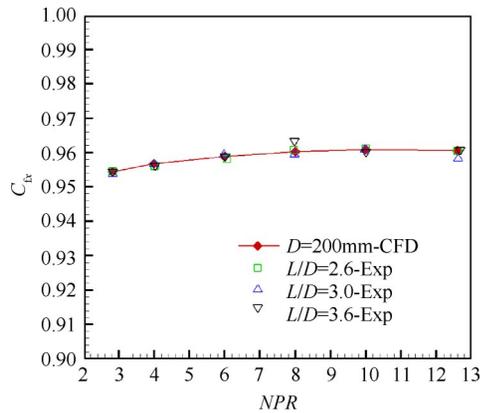


Fig. 20 Axial thrust coefficient of TBCC exhaust system with different L/D at each NPR of exhaust diffuser 2

长度下在  $NPR_{tur}=8$  时测得的轴向推力系数偏差最大,最大偏差为 0.39%。由此可得,排扩 2 相对单边膨胀组合喷管的距离变化对试验推力系数的测量影响很小。

随后对小直径的排扩 1 在喷管出口与排扩入口齐平 ( $L/D=5.0$ ), 喷管伸入排扩 60mm ( $L/D=6.0$ ) 两种排扩长度下进行风洞试验,控制冲压通道压比为 28.1,涡轮通道压比为 4/6/8/10。

图 21 为各个 L/D 距离下  $NPR_{tur}=10$  时 TBCC 排气系统出口和排扩 1 内流场的马赫云图。由图 21 可见相对于图 9(e),在同一涡轮通道落压比下,直径较小的排扩 1 内流场更接近一个满流的状态,且排扩 1 的长度变化未对 TBCC 排气系统出口及排扩内激波串等流场结构产生明显影响;在  $L/D=5.0$  的排扩长度下,喷管出口气流在排扩 1 的进口壁面附近产生回流区,如图 21(a)所示,原因可能是排扩 1 直径过小未能完全包裹住喷管出口的气流,导致喷管出口气流相对于排扩 1 有所溢流,在排扩 1 进口壁面附近流动受阻,产生回流,且排扩进口上壁面附近回流区相较于下壁面大一些,出现这种情况可能是由于涡轮通道和冲压通道出口气流的出射角度不同导致的,在  $L/D=6.0$  时,上述回流区消失,如图 21(b)所示。图 22 为  $NPR_{tur}=10$  时  $L/D=5.0$  排扩长度下试验拍摄的纹影图,从图中可以看出,由喷管出口产生的一道斜激波打在了排扩 1 的下壁面,形成了类似弓形激波的流场结构,这可能就是产生前文所述回流区的原因,进而影响喷管的测力。

图 23 为排扩 1 各个长度下涡轮通道和冲压通道在不同落压比下的流量系数实验值,由图可以看出其分布规律与图 19 基本一致。在  $NPR_{tur}=4$  时,两种排扩长度下的涡轮通道流量系数差距最大,最大偏差为

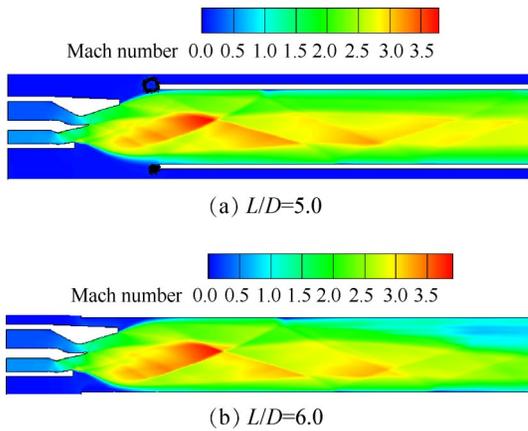


Fig. 21 Mach number contour of TBCC exhaust system and exhaust diffuser 1 at  $NPR_{tur}=10$

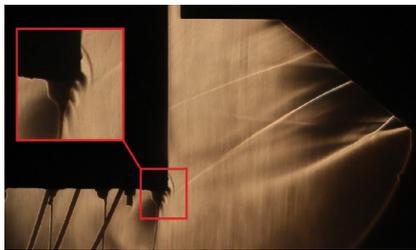


Fig. 22 Experimental schlieren images of exhaust diffuser 1 at  $NPR_{tur}=10, L/D=5.0$

46.28%，随着涡轮通道压比的增加，两种排扩长度下的涡轮通道流量系数差距在缩小，在  $NPR_{tur}=10$  时偏差最小，最小偏差为 7.73%；排扩 1 长度对冲压通道的流量系数影响不大，最大偏差在  $NPR_{tur}=6$  处，为 2.27%。

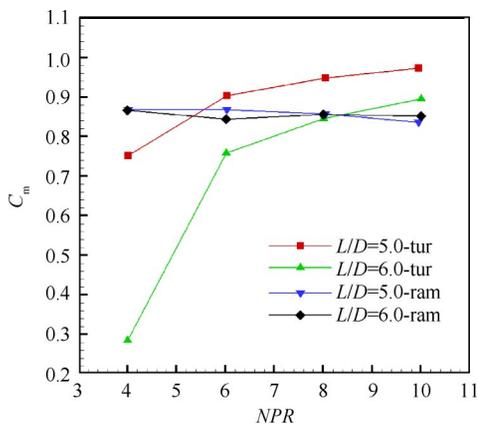


Fig. 23 Mass flow coefficient at each NPR and L/D of exhaust diffuser 1

图 24 给出了不同排扩 1 长度下 TBCC 排气系统在不同的涡轮通道落压比下试验测得的轴向推力系数对比。由图可以看出，在  $L/D=5.0$  长度下，试验测得的轴向推力系数相对于  $L/D=6.0$  长度整体偏小，并且可以发现涡轮通道压比越小，偏差越大，最大偏差为 2.1%。出现这种情况可能就是因为图 21(a) 中排

扩入口壁面附近的回流区，喷管出口气流在此处流动受阻，进而导致试验测得的轴向推力系数相对于喷管伸入排扩工况偏小。

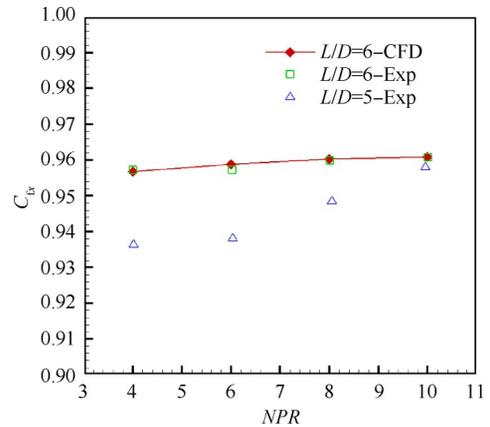


Fig. 24 Axial thrust coefficient of TBCC exhaust system with different L/D at each NPR of exhaust diffuser 1

### 3.3 排扩直径对流道性能的影响

图 25 给出了在喷管出口与排扩入口齐平、喷管伸入排扩 60mm 两种排扩距离下 TBCC 排气系统的轴向推力系数试验测量值在不同排扩直径下的对比。由图 25(a) 可以看出，在喷管出口与排扩入口齐平工况下，使用小直径的排扩会使试验测得的轴向推力

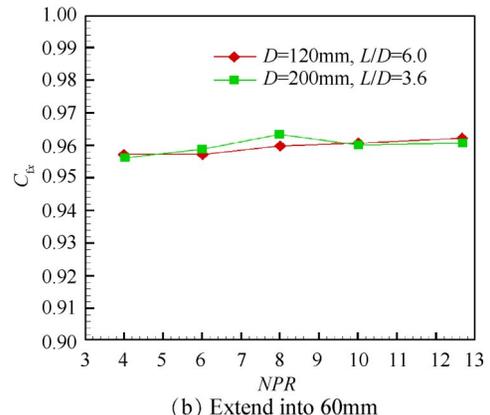
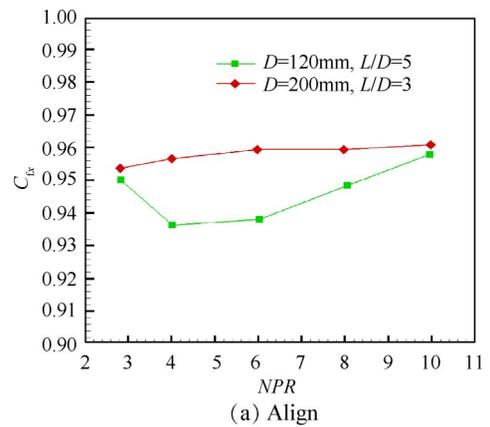


Fig. 25 Axial thrust coefficient of TBCC exhaust system with different exhaust diffuser diameter

系数相对于大直径排扩明显偏小,产生偏差的原因如上文所述,此处不再做过多赘述,在 $NPR_{in}=6$ 时,两种排扩直径下的轴向推力系数偏差最大,最大偏差为2.14%;喷管伸入排扩的轴向推力系数试验测量值如图25(b)所示,由图可以看出,在喷管伸入排扩工况下,排扩的直径对TBCC排气系统轴向推力系数的试验测量影响很小,在 $NPR_{in}=8$ 时,两种排扩直径下的轴向推力系数偏差最大,最大偏差为0.34%。

## 4 结 论

通过本文研究,得到以下结论:

(1)在喷管伸入排扩工况下,用方形排扩测得的各通道流量系数高于圆形排扩,且 $NPR_{in} \geq 10$ 时,用方形排扩测得的轴向推力系数试验值比圆形排扩略高,在 $NPR_{in}=12.6$ 处高0.2%,故试验时尽量选择方形排扩。

(2)在喷管出口与排扩入口齐平的工况下,小直径的圆形排扩1会使试验测得的轴向推力系数明显小于大直径的圆形排扩2,在 $NPR_{in}=6$ 时两者相差最大,使用排扩1获得的轴向推力系数试验测量值比排扩2小2.14%;在喷管伸入排扩工况下,两种排扩直径下测得的试验推力系数在 $NPR_{in}=8$ 处相差最大,最大偏差为0.34%。所以试验中当喷管在排扩外时,尽量选择不至于使流场产生雍塞的较大直径的排扩,当喷管伸入排扩内时,排扩的直径对喷管测力的影响可以忽略。

(3)使用小直径的圆形排扩1时,在 $NPR_{in}=4$ 处两种排扩长度下试验测得的轴向推力系数偏差最大, $L/D=6$ 比 $L/D=5$ 高2.1%;使用大直径的圆形排扩2时,在不同排扩长度下试验测得的轴向推力系数最大偏差发生在 $NPR_{in}=8$ 处,最大偏差为0.39%,由此可见使用大直径排扩时排扩与喷管之间的距离变化对推力系数的测量影响可以忽略,当排扩对喷管出口的流场产生雍塞时,尽量选择较长长度的排扩使喷管伸入排扩内来消除激波干扰所带来的影响,因为试验中发现在无外流的情况下,排扩的尺寸变化对喷管外壁面带来的边界层影响很小。

## 参考文献

- [1] D'Orlando V, Savino R, Visone M. Aerothermodynamic Study of a Small Hypersonic Plane[J]. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 2018, 90(2): 471-480.
- [2] Wang Z G, Wang Y, Zhang J Q, et al. Overview of the Key Technologies of Combined Cycle Engine Precooling Systems and the Advanced Applications of Micro-Channel Heat Transfer[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2014, 39: 31-39.
- [3] 唐志共, 许晓斌, 杨彦广, 等. 高超声速风洞气动力试验技术进展[J]. *航空学报*, 2015, 36(1): 86-97.
- [4] 唐志共. 高超声速气动力试验[M]. 北京: 国防工业出版社, 2004.
- [5] Ho S Y, Paul A. Coupled Thermal, Structural and Vibrational Analysis of a Hypersonic Engine for Flight Test[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2006, 10(5): 420-426.
- [6] 杨波, 柳森. 超声速/高超声速风洞试验段结构形式对流场性能的影响研究[J]. *实验流体力学*, 2014, 28(4): 59-64.
- [7] 李泽龙. 高超声速风洞扩压器流动特性及性能优化研究[D]. 北京: 军事科学院, 2019.
- [8] 张小庆, 杨富荣, 鲍伟义, 等. 直连式脉冲燃烧风洞起动过程研究[J]. *实验流体力学*, 2009, 23(2): 63-67.
- [9] 张小庆, 乐嘉陵, 许明恒. 超声速脉冲风洞起动过程数值模拟[J]. *西南交通大学学报*, 2008, 43(6): 751-755.
- [10] 刘涛, 王惠儒. 在高空台上测定发动机外流附加阻力的方法[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2000, 14(1): 14-16.
- [11] 刘志友, 吴锋, 仇钊. 直连式高空台试验中真空度与次流作用力校准的一种新方法[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2013, 26(1): 1-4.
- [12] 侯敏杰, 刘志友, 文刚. 高空舱内次流与真空度对发动机台架测量推力影响的分析[J]. *航空动力学报*, 2005, 20(3): 384-388.
- [13] Piponnier S, Dussauge J P, Debiève J F, et al. A Simple Model for Low-Frequency Unsteadiness in Shock-Induced Separation[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2009, 629: 87-108.
- [14] Yamane R, Oshima S, Takahashi M, et al. Pseudo-Shock in Radial Supersonic Flow[J]. *Bulletin of JSME*, 1985, 28(235): 46-53.
- [15] Ashokkumar R, Sankaran S, Srinivasan K, et al. Effects of Vacuum Chamber and Reverse Flow on Supersonic Exhaust Diffuser Starting[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2015, 31(2): 1-5.

(编辑:张贺)