

# 一种引射增强型二次喉道新方案的数值模拟<sup>\*</sup>

姚翔宇, 黄生洪

(中国科学技术大学 材料力学行为与设计重点实验室, 安徽 合肥 230026)

**摘要:** 为提高大型超声速风洞的运行经济性, 设计了一种通过引射低总压冷介质提高扩压性能的新型二次喉道扩压器, 其结构特征是在扩压器收敛段前方增加侧壁凹槽, 在凹槽前沿位置引入低总压常温空气作为冷介质, 通过引射扩散作用在扩压器壁面形成气膜, 调节二次喉道实际流通直径, 较大程度上增强二次喉道的静压恢复能力, 同时又降低二次喉道壁面热负荷, 冷却壁面。数值验证结果表明, 所设计新型二次喉道方案可通过调节引射气量自适应较宽范围的运行条件, 有效隔离扩压器壁面直接接触高温燃气, 同时提高了扩压能力, 节省后段接力引射器的主动流流量近30%, 对风洞运行经济性提升十分明显。

**关键词:** 超声速风洞; 扩压器; 喉道; 收敛段; 引射; 数值模拟

**中图分类号:** V231.3      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1001-4055 (2019) 11-2454-10

**DOI:** 10.13675/j.cnki.tjjs.180621

## Numerical Investigation on a New Design of Second Throat Diffuser Enhanced by Ejection

YAO Xiang-yu, HUANG Sheng-hong

(CAS Key Laboratory of Mechanical Behavior and Design of Materials, University of Science and Technology of China, Hefei 230026, China)

**Abstract:** In order to reduce the operation cost of large supersonic wind tunnel, a new design of secondary-throat diffuser characterized by ejection of low total pressure cold air is proposed and verified numerically. The main structural characteristic of the new-designed diffuser is that: a groove is added to the front of diffuser contraction section and the low total pressure cold air is ejected into diffuser to form the air film adjacent to the diffuser wall, which adjusts the actual flow area of secondary-throat diffuser so that the ability of static pressure recovery is enhanced. Meanwhile, the wall thermal load of the new-designed diffuser is reduced by cold air film as well. Such advantages of the new-designed secondary-throat diffuser are evaluated by numerical simulations. The results reveal that the new-designed diffuser case can self-adapt wide operating conditions, protect the diffuser wall from high temperature gas contacting directly and improve the ability of static pressure recovery effectively by adjusting the ejection air rate. The evaluation of required primary flow rate of relay ejector shows an almost 30% saving, indicating a great promotion of the operation economy of supersonic wind tunnel by application of the new-designed diffuser.

**Key words:** Supersonic wind tunnel; Diffuser; Throat; Convergent section; Ejection; Numerical simulation

<sup>\*</sup> 收稿日期: 2018-10-08; 修订日期: 2019-01-25。

**作者简介:** 姚翔宇, 硕士生, 研究领域为超声速先进气动结构数值模拟。E-mail:xydcz@mail.ustc.edu.cn

**通讯作者:** 黄生洪, 博士, 副教授, 研究领域为高速空气动力学。E-mail:hshnpu@ustc.edu.cn

**引用格式:** 姚翔宇, 黄生洪. 一种引射增强型二次喉道新方案的数值模拟[J]. 推进技术, 2019, 40(11):2454-2463. (YAO Xiang-yu, HUANG Sheng-hong. Numerical Investigation on a New Design of Second Throat Diffuser Enhanced by Ejection[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(11):2454-2463.)

## 1 引言

超声速风洞可以在地面模拟飞行器飞行条件下的气动环境,因而在军事、航空、航天等领域都具有重要应用<sup>[1]</sup>。超声速风洞在模拟高空、高马赫条件时常常伴随着较低的静压环境,为了保持实验段的流动条件需要较强的增压排气系统将试验段流动气体排入大气。

目前,大型连续式超声速风洞增压排气系统通常由二次喉道扩压器和引射器构成。二次喉道扩压器通常位于试验段和引射器之间,其主要功能是保证上游流场品质并将试验段流出的超声速气流进一步通过斜激波及在壁面反射形成的激波串进行压缩增压,直到在下游扩张段内形成亚声速气流,经喷水冷却后进入引射器进一步引射增压。扩压器扩压性能的高低,将直接影响后续引射器引射性能的需求。例如,扩压器扩压能力强,气流经扩压器后能恢复到较高静压,则所需的后续引射增压比降低。须知,引射器需要利用储备的高压气源对低压气流进行引射增压,增压比越高,则需要消耗的高压气源越多,运行成本也越高(大型风洞一次高压空气总压为数十MPa量级,用量达 $1 \times 10^6$ kg量级,其经济成本非常可观)。因此,提高二次喉道扩压器的扩压能力显然有利于降低引射器引射性能需求,从而降低风洞运行的经济成本<sup>[2]</sup>。

为满足超声速风洞的实验需求,不少研究者通过理论推导、实验测量以及数值模拟等对二次喉道开展了大量工作。如张忠利<sup>[3]</sup>对超声速二次喉道扩压器的气动特性进行研究,给出了相关的准则关系;吴继平等<sup>[4]</sup>,徐灵芝等<sup>[5]</sup>则对二次喉道的一些几何参数、物性参数对启动性能的影响进行了研究;陈吉明等<sup>[6]</sup>则对二次喉道内流中的激波串现象进行了研究,分析了不同激波串结构的扩压效果;童华等<sup>[7]</sup>则通过实验分析了扩压器内的压力恢复过程;陈建兵等<sup>[8]</sup>则对国内某风洞二次喉道的动力荷载和结构强度等进行了研究和分析;冯美艳等<sup>[9]</sup>还对加模型的二次喉道进行了一系列研究,给出了内含模型尺度对扩压能力的影响。

事实上,关于二次喉道的结构已经有较多的优化规律,总结起来主要为改变二次喉道的锥角、直径、长径比以及出口的形状等<sup>[10-15]</sup>,但二次喉道直径是最为关键的参数,而且不同马赫数工况都会对应一个最优的二次喉道直径。一般来说,高马赫数条件的二次喉道直径小,而低马赫数条件的二次喉道

直径大,为适应宽马赫数工况,采用可变二次喉道结构或更换二次喉道的方法来调节。但对大尺度超声速风洞而言,可变二次喉道或更换二次喉道均面临较高的建设成本或更换代价。因此,在工程上一般采用较大的二次喉道直径(对应低马赫数工况)而牺牲一定的扩压能力。最后,通过增加引射能力来保证风洞的可靠运行。对大尺度宽马赫数超声速风洞而言,其建设成本和运行成本均处于较高水平。

本文设计了一种通过引射低总压冷介质增强超声速二次喉道扩压器扩压性能的技术方案,在形成气动二次喉道优化增压的同时也能有效减小二次喉道扩压器严重热载荷<sup>[16]</sup>的问题,并针对国内在建的大尺度超声速风洞( $Ma=6$ 和 $Ma=7$ )的工况进行了详细的数值验证,同时对适用条件做出了分析。

## 2 物理模型和计算方法

### 2.1 物理模型

图1为采用了本文新型二次喉道方案的超声速风洞前段(不含引射器)结构示意图,与常规二次喉道扩压器相比,该扩压器在二次喉道进口压缩段前方开设了侧壁环形凹槽,环形凹槽底部直径大于试验段溢流扩压器结构直径。凹槽前侧壁通过一环缝型喷管与低总压冷介质(空气)气源相通。风洞启动后,由于凹槽处于较低的压力(数千帕量级),在内外压差驱动下,与凹槽连接的环缝型喷管会自动启动,形成超声速射流。与试验段主流形成相互引射、压缩的新流态。为了尽量减少额外的动力开销,低总压冷介质的气源总压上限限定为0.2MPa、介质总温为300K(常温)。

风洞模型结构的主要尺寸如图1所示。来流 $Ma=6$ 时,模拟总温为1574K,总流量为377kg/s;来流 $Ma=7$ 时,模拟总温为2017K,总流量为232kg/s。

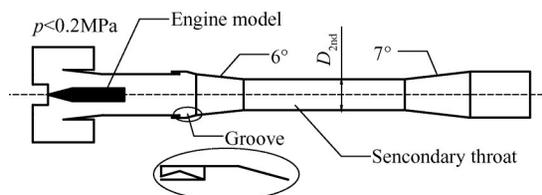


Fig. 1 Structure of new-designed secondary-throat diffuser with cold air ejection

### 2.2 计算方法和模型

本研究采用Fluent软件进行计算,该软件使用的控制方程为雷诺平均的N-S方程。由于气体在扩压器中流动涉及高速射流、激波干扰,需要考虑湍流效

应。湍流计算精度在于湍流模型。根据文献[17]对超声速引射流场中湍流模型应用的比较研究, $k-\varepsilon$ 的RNG模型和 $k-\omega$ SST模型对此类问题比较准确。其中SST模型在固体壁面附近采用 $k-\omega$ 模型,在自由流和边界层流外边界采用标准的 $k-\varepsilon$ 模型,能够限制快速应变流中的湍流粘性系数增长并对湍流粘性函数进行了修改,以加强对分离流的预测,故采用SST模型。算法和数值精度方面,均采用密度基隐式求解算法迭代,对流项离散数值精度均为二阶迎风数值格式,粘性项则采用中心差分二阶精度格式<sup>[18]</sup>。

由于该模型为轴对称结构,本文采用二维轴对称模型进行计算。先对物理模型进行网格划分。根据数值校核结果,采用了与数值校核模型相似的网格精度。网格总数91.3万,全部采用结构网格,其中凹槽和二次喉道直段部分进行了一定的局部加密处理。模型网格如图2所示,所有尺度均以设备喷管入口直径 $D$ 作无量纲处理。

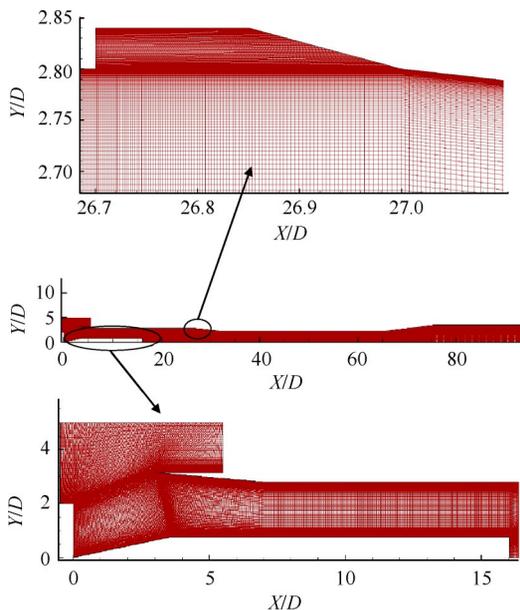


Fig. 2 Mesh arrangement of computation model

### 2.3 数值校核

为验证Fluent软件对二次喉道流场计算的准确性,本文首先对日本角田推进研究中心发布的一引射基准模型<sup>[9,19]</sup>进行数值校核。该模型包含了二次喉道扩压的流动现象,具有较好的参照性。实验模型及网格如图3,其中计算网格均为结构网格。计算工况为引射喷管总压4MPa,扩压器出口背压为160kPa,数值结果与实验壁面压强结果的对比如图4所示。

从图4可以看出,数值模拟得出的壁面压力分布

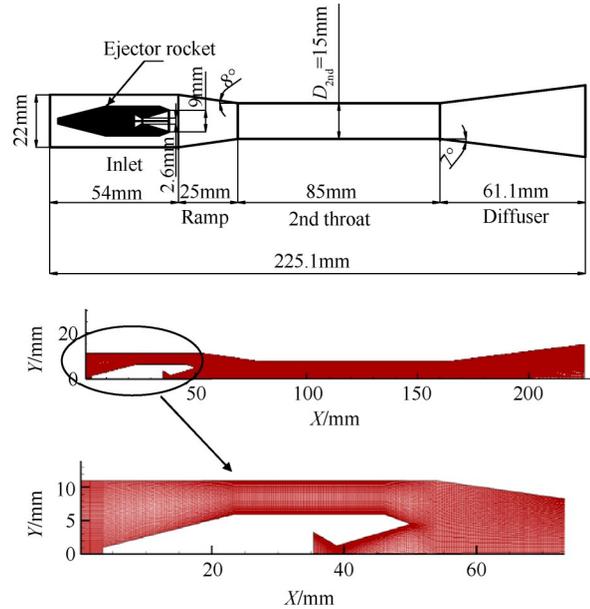


Fig. 3 Model and mesh of baseline ejector from Kakuda space propulsion center

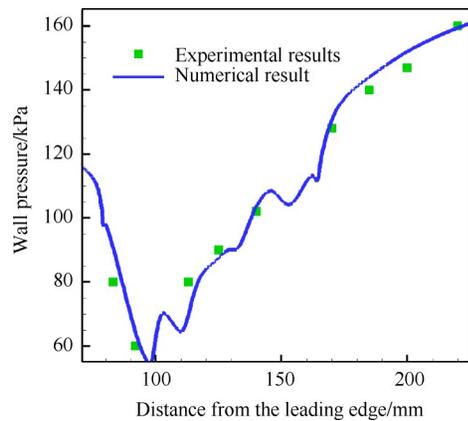


Fig. 4 Pressure recovery performance of baseline model

曲线和相同工况下的实验结果吻合较好,说明本文采用的计算软件及方法模型基本可靠。

## 3 计算结果与讨论

### 3.1 二次喉道启动过程模拟

首先进行风洞的启动过程模拟,确保当前设计的二次喉道尺寸能满足风洞 $Ma=6$ 和 $Ma=7$ 的启动条件。设置计算的初始条件为: $Ma=6$ 时,出口背压2.4kPa; $Ma=7$ 时,出口背压1.2kPa。以下计算中壁面均采用绝热壁。

采用密度基隐式、二阶迎风的非定常计算模式。为避免发散,先选用 $1\mu\text{s}$ 时间步长计算5000步,再用 $5\mu\text{s}$ 计算5000步,最后用 $50\mu\text{s}$ 计算直到收敛,并通过监视真空舱及二次喉道直段处压强历程,最后确认启动。启动后流场如图5。

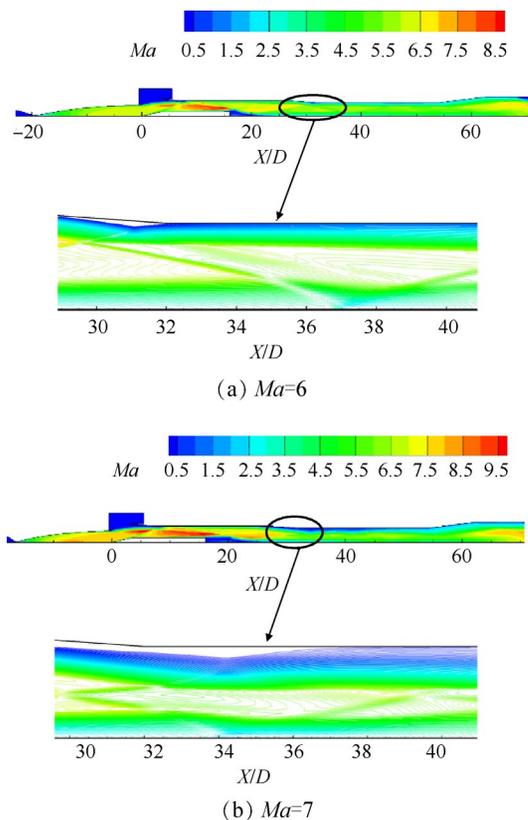


Fig. 5 Starting flow field of  $Ma=6,7$  conditions

### 3.2 引射流场特征及参数优化

引射低总压冷介质的新型超声速二次喉道扩压器方案的基本原理是通过内外压差驱动与凹槽侧壁相连的环缝超声速喷管启动,形成低总温超声速射流进入二次喉道扩压器,压缩原有流场,调整二次喉道的实际流通面积。为达到增强扩压能力和降低壁温的目的,首先,引射气流的静压与试验段来流相比要足够大,以起到膨胀压缩实验段气流的作用,但另一方面,又不能太大而造成过多的动量损失,甚至影响上游流场品质;其次,引射气流要有一定的速度,能形成较长的气膜;最后,引射气流的质量流量应达到一定水平,太小不能有效形成气动喉道增强扩压能力及降温的效果,太大则会增加额外的动力消耗。显然,这里存在一个参数优化的问题。为此,设计了3种不同引射马赫数工况(相同总压:0.115MPa)。计算结果如图6所示。

由图6可以看出,当凹槽壁处引射气流与原有气流相互作用时,流体在凹槽壁前方和后方会发生分离,当 $Ma$ 较小时,这种现象尤其显著,如图6(a);为减小这种分离影响,在保持总压不变的情况下加大流体 $Ma$ 到2,如图6(b),可以达到较好的效果;保持总压不变,继续加大 $Ma$ 会导致静压下降很快,这将达不到膨胀压缩试验段气流的作用、同理,保持静压

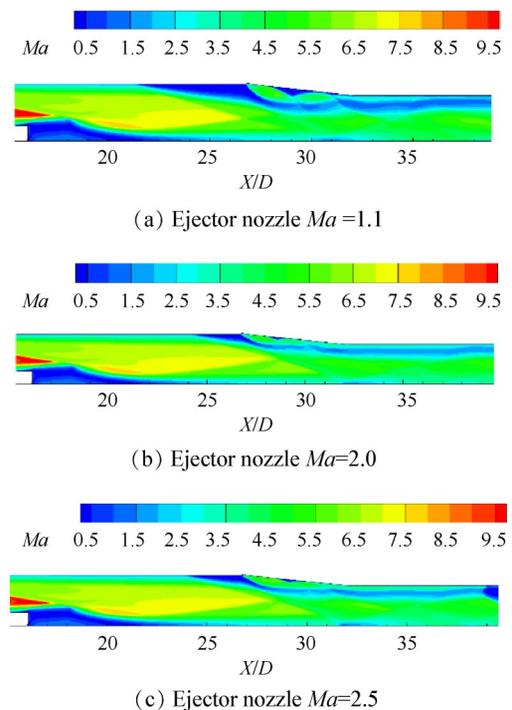


Fig. 6 Fluid separation near the groove of new-designed diffuser

不变继续增大 $Ma$ 也会导致总压上升很快,图6(c)中保持静压与(b)中相同,增加 $Ma$ 到2.5,凹槽处分离现象与(b)中差异并不大,但总压上升很快,导致经济性较差。综合比较可见:出口 $Ma$ 确定为2较优。

此外,本文进一步验证了凹槽几何参数对新型二次喉道方案扩压性能的影响。在其它条件不变的情况下,改变了凹槽的后掠角( $15^\circ\sim 10^\circ$ ),并加长了凹槽底部长度( $0.15D\sim 0.3D$ )(为便于叙述,原凹槽设计简称 Groove 1,参数改变后的凹槽设计简称 Groove 2)。凹槽深度由引射气量和引射喷管马赫数确定,不做改变。

比较计算了 $Ma=7$ 工况下出口背压20kPa,引射气体总压0.115MPa,引射气体流量 $\dot{m}=115\text{kg/s}$ ,引射喷管 $Ma=2$ 的情况,流场、凹槽处细节及壁面压力比较如图7和图8所示。可以看出,计算工况下,凹槽结构参数改变对新型二次喉道的扩压性能影响较小。也就是说,在目前设计状态下,凹槽的形状对新型二次喉道扩压能力的影响不大,这显然是合理的:因为本文设计的新型二次喉道方案中,凹槽的主要作用是提供引入气体的初始膨胀空间和导流,在满足膨胀和导流条件下,其对二次喉道整体扩压性能的影响不起主导作用。因此,本文在后续计算的新型二次喉道方案保持了图2所示的凹槽设计状态,即原凹槽设计方案。进一步的优化可以根据具体应用

加以考虑。

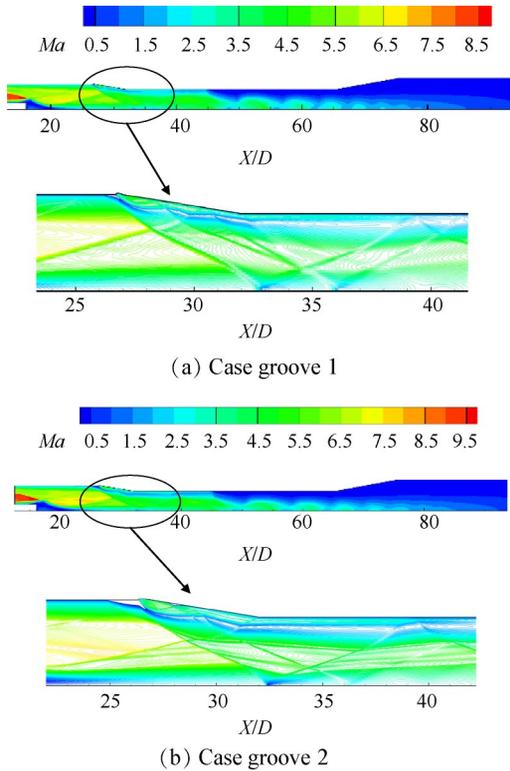


Fig. 7 *Ma* contours of new-designed diffuser cases with different groove configuration

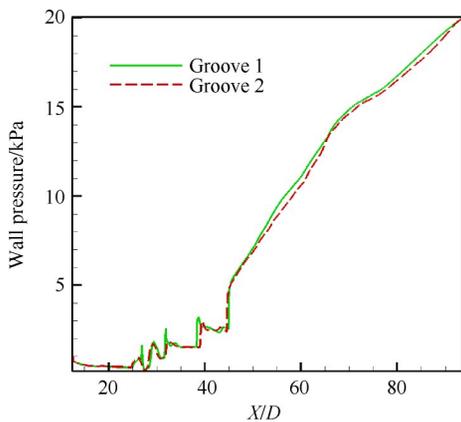


Fig. 8 Wall static pressure of new-designed diffuser cases with different groove configuration

### 3.3 扩压能力的增强效果比较

为了比较常规二次喉道扩压器和本文提出的新型二次喉道方案扩压性能的差异,首先计算了相同喉道直径的常规二次喉道的扩压能力,如图9和图10所示。扩压能力比较的基准条件是:随着二次喉道背压升高,边界层向流动上游分离。为保证足够的扩压性能和安全性,确定边界层推进到二次喉道平直段侧壁分离点位置为轴向 $45D$ (距离平直段入口 $12D$ 位置,约为平直段 $1/2$ 处)处为最高扩压能力点,

各工况均计算到分离点稳定位于此处时的背压作为最终的扩压能力数据。

最终得到常规二次喉道扩压器在 $Ma=6$ 工况的极限背压 $p_b$ 为 $23\text{kPa}$ , $Ma=7$ 工况的极限背压 $p_b$ 为 $13\text{kPa}$ 。

进一步分别计算了 $Ma=6$ 和 $Ma=7$ 工况下新型二次喉道的扩压能力。为了比较不同气源总压及流量的影响,在保证引射侧壁喷管出口马赫数不变的条件下,主要开展了以下两类工况的计算:

(1)以引射气体的总压 $p$ 为参数,计算了 $p=0.115\text{MPa}\sim 0.195\text{MPa}$ 的扩压效果,此时,由于喷管喉道尺寸固定,引射气体流量 $\dot{m}=115\text{kg/s}\sim 192\text{kg/s}$ 。需要说明的是,气源总压 $>0.1\text{MPa}$ (一个大气压)条件下,需要一定的附加动力来提供所需气源总压。随着总压的提高,所需的附加动力也相应增大,经济性变差。

(2)考察总压为 $0.1\text{MPa}$ 条件下,不同引射气体流量( $100\text{kg/s}\sim 173\text{kg/s}$ )的扩压性能。需要说明的是,总压 $0.1\text{MPa}$ 条件下,可以直接从大气引入空气,原则上不需要任何附加动力,是最经济的运行模式。

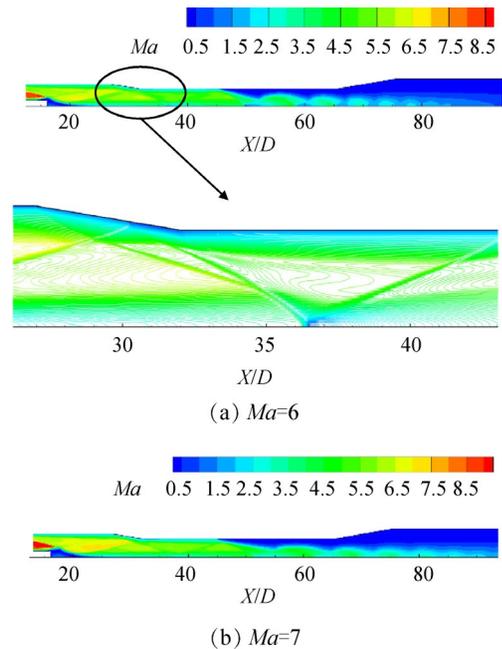
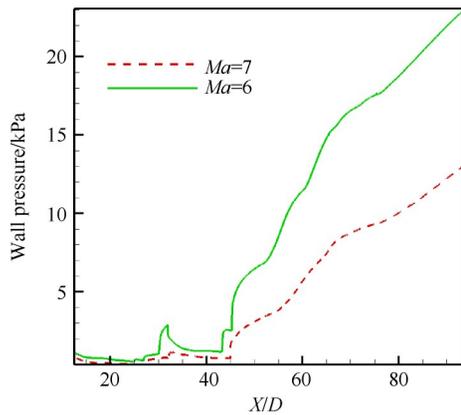


Fig. 9 *Ma* contours of conventional secondary-throat diffuser under maximum backpressure

图11和图12分别显示了新型二次喉道方案不同引射条件下 $Ma=6$ 工况达到极限背压时的流场 $Ma$ 等值线图 and 壁面压强分布对比,可以看出:

(1)引射低总压介质工况的背压较原工况背压有显著的提升( $23\text{kPa}\sim 31\text{kPa}$ )。从马赫数等值线图可以明显看到低总压介质在二次喉道侧壁膨胀形成



**Fig.10 Wall static pressure of conventional secondary-throat diffuser under maximum backpressure for  $Ma=6,7$  states**

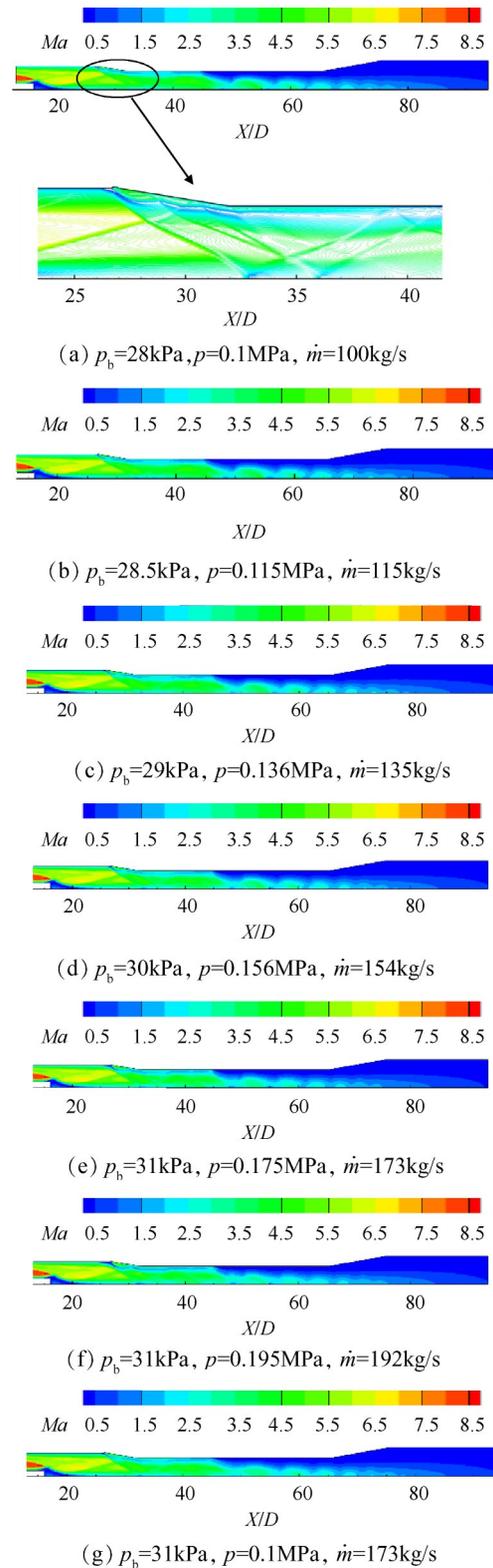
的气膜,气膜构成了气动二次喉道进一步压缩中心主流。

(2)在喷管尺寸一定的情况下,随着引射的低总压介质的总压从0.1MPa提升至0.195MPa,二次喉道的扩压能力也在逐渐提升(22%~35%)。不过从提升的幅度来看,提升程度不太明显。这主要是因为气膜形成的启动喉道有一定的可压缩性,即当静压恢复提高后,气膜厚度会被一定程度地压缩。结果是,随着引射介质总压的提升,气膜厚度的增加程度会逐渐变缓,且对每一特定工况都有对应的最优二次喉道直径,当气膜调整二次喉道流通面积趋近最优二次喉道时,扩压能力提升也接近极限。

(3)如前所述,总压0.1MPa为最经济运行模式。在保证总压不变的情况下,增大引射喷管尺度,使引射的气流量增加,如工况(g)。结果可见,其扩压性能提升31kPa,与 $p=0.175\text{MPa}$ 工况基本相同。注意二者的流量相同。可见,在低总压范围,引射流量相同的情况下,气膜厚度相差不大,可以获得基本相近的扩压能力。

(4)需要注意的是,二次喉道段引射低总压介质虽然提高了二次喉道的扩压性能,降低了后段接力引射器的增压性能要求,即减少了其主动流流量(降低了引射比)。但引入的低总压介质的同时也部分增加了接力引射器入口的流量,即接力引射器负载较未引入低总压介质工况有所增加,这将部分抵消增压比降低带来的好处。因此,这里有个适量的问题,本文后一节会进行综合的比较。

针对 $Ma=7$ 工况,用同样的方法进行计算,原二次喉道扩压器壁面压强分布以及新型二次喉道扩压器不同引射总压下壁面压强分布对比如图13所示。



**Fig. 11  $Ma$  contours of new-designed diffuser cases with different ejection conditions ( $Ma=6$  state) under maximum backpressure**

可见,存在相似的结果,即引射低总压冷介质二次喉道的扩压能力比原二次喉道具有明显提升,且扩压性能的提升程度大于 $Ma=6$ 工况(38%~80.8%)。这

是因为,  $Ma=7$  的工况所需的启动喉道面积更小, 而原二次喉道面积是按低马赫数工况设计的, 因此, 引射低总压冷介质引起的二次喉道面积改变对  $Ma=7$  工况更为敏感。

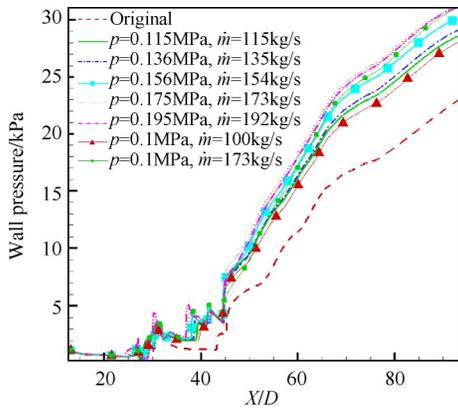


Fig.12 Wall static pressure comparison of new-designed diffuser cases with different ejection conditions ( $Ma=6$  state) under maximum backpressure

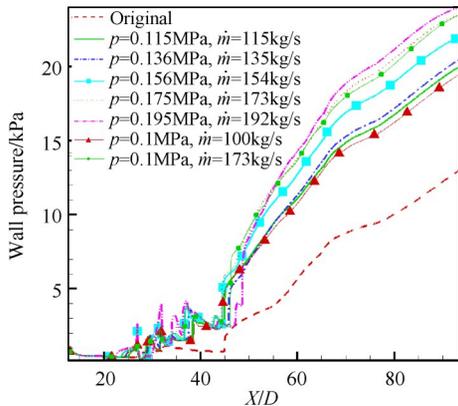


Fig.13 Wall static pressure comparison of new-designed secondary-throat diffuser with different ejection conditions ( $Ma=7$  state) under maximum backpressure

### 3.4 对扩压器壁面的降温效果比较

与试验段来流相比, 引射的冷介质总温远低于来流。由图 14 可以看出, 原扩压器在极限出口背压下第一道斜激波后二次喉道段的温度会达到峰值,  $Ma=7$  工况甚至达到了 1800K, 即使在第一道斜激波前, 二次喉道壁面温度也超过了 1000K (有部分真空舱冷气流被设备喷管主流引射混入扩压器边界层), 这需要设计冷却水套进行冷却保护。

对于新型二次喉道方案, 不同引射总压下二次喉道壁面温度分布与原二次喉道壁面温度分布对比如图 15, 可以看出新型二次喉道的凹槽壁结构喷射的气流可大大降低斜激波前二次喉道壁面的温度, 斜激波后二次喉道壁面温度也有所降低, 这样只需在二次喉道扩张段内进一步进行喷水冷却, 利用冷

却的边界层回流冷却斜激波后后段管壁。这样, 可能无需设计冷却水套对二次喉道进行冷却, 大大降低设备建设成本。

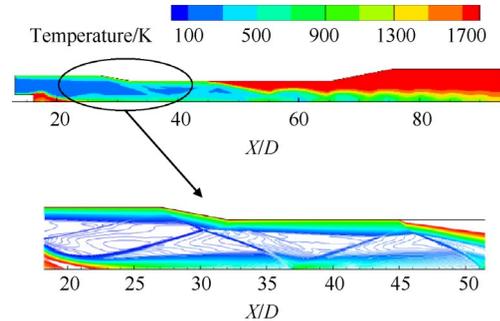
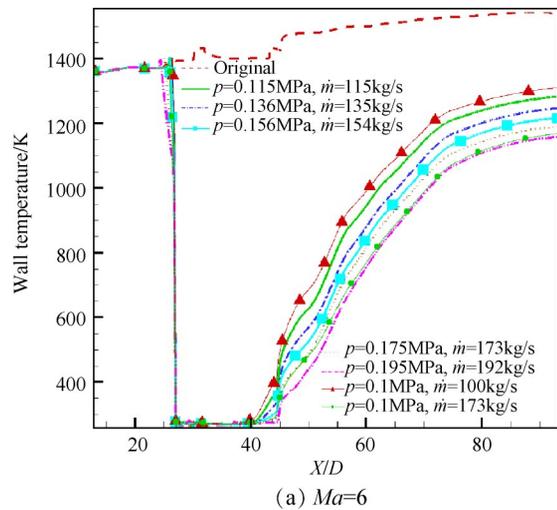
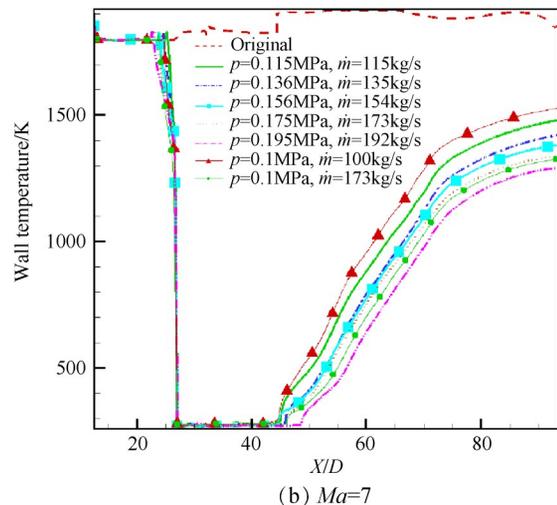


Fig.14 Temperature flow field of conventional secondary-throat diffuser ( $Ma=7$  state)



(a)  $Ma=6$



(b)  $Ma=7$

Fig.15 Wall temperature comparison at different working conditions between conventional secondary-throat diffuser and new-designed case

### 3.5 对降低后段接力引射器引射流量需求的效果分析

新型二次喉道扩压器需要引射低总压常温气体

来提高扩压能力。通过上面分析,决定使用总压为0.1MPa的引射气体(直接从大气环境引入),这将不需考虑额外动力带来的经济成本;这部分气体的引入,一方面可以降低气流温度,减小扩压器后端喷水流量,另一方面提高了二次喉道的扩压能力,减轻了后段接力引射器的工作增压比。对超声速风洞引射器来说,在高增压比范围,增压比和引射比并不成线性关系,减小增压比可能带来更大的引射主动流流量的节省。但是,这部分在接力引射器前引入的气体同时也增大了主流流量,造成新的引射负担,降低前述节省引射主动流流量的收益。因此,有必要核算新型二次喉道在上述情况下能否实际减小后段接力引射器的引射流量需求,并确定引射的低总压常温气体的适宜流量条件,这关系到本设计方案的具体实用价值。

图16提供了与本文计算风洞模型相匹配的后段接力亚超多级引射器的引射性能曲线,其引射气源总压为数十兆帕量级,引射性能满足本文风洞的增压需求。需要说明的是,该引射性能曲线是引射器大量优化后的最佳性能曲线,高于常规引射器性能。以此引射器引射性能为依据,进一步开展了如下评估。

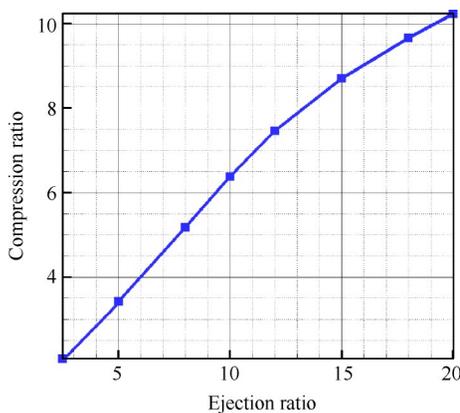


Fig.16 Performance curve of a multi-stage ejector (total temperature of secondary flow is 600K, while primary flow is 300K)

已知  $Ma=6$  和  $Ma=7$  两种工况下前方高温来流流量分别为 377kg/s 和 232kg/s,对新型二次喉道考虑引射总压为 0.1MPa,引射流量逐渐增加的一系列工况,为方便计算,对以下参数进行说明:

$T_s$  为设备喷管来流总温, K; 新型二次喉道引射气流总温  $T_e=300$ K;  $T_m$  为设备喷管气流与新型二次喉道引射气流混合后气流总温, K;  $\dot{m}_s$  为设备喷管来流流量, (kg/s);  $\dot{m}$  为新型二次喉道引射气流流量, (kg/s);  $L$

为水的气化潜热, (kJ/kg);  $\dot{m}_h$  为将设备喷管气流与新型二次喉道引射气流混合后气流降温到 600K 所需的喷水量 (300K 常温水), (kg/s)。根据能量守恒公式近似估算如下

$$\dot{m}_h = C_{p,air}(T_m - 600)(\dot{m}_s + \dot{m}_e) / (L + C_{p,H_2O}(600 - 300))$$

$\dot{m}_m$  为扩压器后考虑冷却条件的混合气体总流量 (kg/s), 满足

$$\dot{m}_m = \dot{m}_s + \dot{m}_e + \dot{m}_h$$

$p_b$  为二次喉道扩压后出口压强, kPa; 引射器出口压强  $p_a=0.1$ MPa; 增压比  $C_r=p_s/p_b$ ; 引射比  $E_r$  根据引射器性能曲线插值获得。后段接力引射器主动流流量  $\dot{m}_a = E_r \times \dot{m}_m$ ; 气流节省百分比  $k$ , 根据采用新型二次喉道与原二次喉道所需的后段接力引射器主动流流量比较得到。详细计算结果见表 1。从表 1 可以看出:

(1) 在一定的低总压介质流量范围内, 采用新型二次喉道确实能降低后段接力引射器的主动流流量, 且对应一个最优值, 如  $Ma=6$  工况对应 M63 工况, 对应低总压介质流量 173kg/s, 约占设备喷管总流量的 45%。超过这一流量值后, 气流节省率逐渐降低, 在 M66 工况接近负值, 即引入的流量负载完全抵消了其带来的增益部分。  $Ma=7$  工况有类似结果, 如 M73 工况为最优值, M76 工况降低到较小气流节省率。

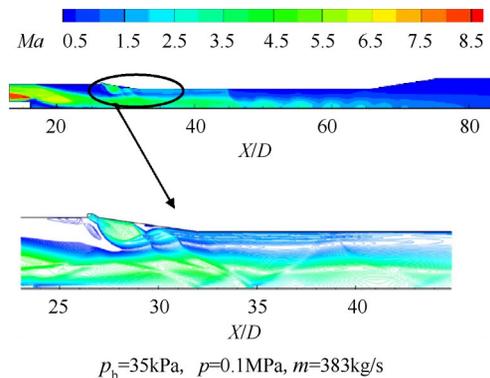
(2) 如前所述, 每个马赫数工况都会对应一个最优二次喉道流通面积, 当气动二次喉道逼近其工况最优二次喉道后, 随引入的低总压介质流量增加, 扩压器扩压能力提升缓慢, 甚至恶化, 如图 17, 对应 M66 工况, 此时, 启动二次喉道过渡压缩来流, 前方会出现较大的分离区, 造成较多的动量损失。同时引入气流流量构成了较大的引射负载, 完全抵消了其提升扩压能力带来的增益。

(3) 相同情况下  $Ma=7$  工况所节省的后续引射器主动流流量要明显比  $Ma=6$  工况大得多, 这是因为要适应  $Ma=6$  和  $Ma=7$  的工况, 二次喉道直径是按  $Ma=6$  工况的最优启动条件设计的。故引射型二次喉道对  $Ma=7$  工况的改善更为突出。总之, 该新型二次喉道可以通过控制引入的气体流量自适应调整气动二次喉道流通面积, 比常规二次喉道牺牲扩压能力以满足多工况启动的方案更具有经济性优势。

(4) 对  $Ma=6$  工况, 新型二次喉道技术方案最优可节省后段接力引射器主动流流量近 10%, 对  $Ma=7$  工况, 该技术方案最优可节省后段接力引射器主动流流量近 30%, 这对于需要数吨/s 高压气流消耗量的大型引射器来说, 其带来的经济效益是相当可观的。

Table 1 Estimation on primary mass flow rate saving degree of relay ejector in application of new-designed diffuser

Case	$Ma$	$T_s/K$	$\dot{m}_s/(kg/s)$	$\dot{m}_i/(kg/s)$	$T_m/K$	$\dot{m}_h/(kg/s)$	$\dot{m}_m/(kg/s)$	$p_b/kPa$	$C_r$	$E_r$	$\dot{m}_a/(kg/s)$	$k/\%$
M61	6	1574	377	0	1574	130.8	507.8	23	4.35	6.6	3351.4	-
M62	6	1574	377	100	1307	120.1	597.1	28	3.57	5.2	3104.9	7.4
M63	6	1574	377	173	1173	112.4	662.4	31	3.2	4.6	3046.9	9.1
M64	6	1574	377	202	1130	109.2	688.2	32	3.13	4.5	3096.9	7.6
M65	6	1574	377	253	1062	103.7	733.7	33.5	2.98	4.25	3118.4	6.9
M66	6	1574	377	383	919	86.3	846.3	35	2.85	4	3383.5	-0.9
M71	7	2017	232	0	2017	117.1	349.1	13	7.7	12.6	4398.5	-
M72	7	2017	232	100	1500	106.4	438.4	19.5	5.13	7.87	3450.2	21.6
M73	7	2017	232	173	1283	98.63	503.6	23.5	4.25	6.4	3223.3	26.7
M74	7	2017	232	202	1218	95.5	529.5	24.5	4.08	6.1	3229.9	26.5
M75	7	2017	232	253	1121	90	575	25	4	6	3450.3	21.5
M76	7	2017	232	383	948	76.2	691.2	25	4	6	4147	5.7

Fig. 17  $Ma$  flow fields of case M66

另外,从气流节省百分比的变化来看,除非引入过量低总压冷介质导致增益抵消,新型二次喉道方案在较宽流量范围内均有效。

## 4 结论

为提高大型超声速风洞的运行经济性,本文设计了一种通过引射低总压冷介质提高扩压性能的新型二次喉道扩压器,并通过数值模拟对其增强扩压性能等功能特点进行了验证,主要获得如下结论:

(1)新型二次喉道扩压器的结构特征是:在扩压器收敛段前方增加侧壁凹槽,在凹槽前沿位置引入低总压常温空气作为冷介质,通过引射扩散作用在扩压器壁面形成气膜,调节二次喉道实际流通直径。较大程度上增强二次喉道的静压恢复能力,同时又降低二次喉道壁面热负荷,冷却壁面。

(2)新型二次喉道扩压器用于大型超声速风洞实验段下游,可通过调节引射气量自适应较宽范围的运行条件。 $Ma=6$ 和 $Ma=7$ 工况的验证表明,其扩压能力分别提高35%和80%,分别节省后段接力引

射器引射主动流流量近10%和30%,对风洞的运行经济性提升十分明显。除非引入过量低总压冷介质导致增益抵消,新型二次喉道方案在较宽流量范围内均有效。

(3)新型二次喉道扩压器引射的冷介质在近壁区流动,还可有效保护扩压器壁面直接接触高温燃气,能减少冷却水套带来的建设成本。

本文提出的方案主要针对大尺度的连续式超声速风洞采用实验舱+扩压器+二次喉道+接力引射器方案情形。这不一定是通用的方案,也不一定是最先进的方案,但却是对现有结构改动最小且无需复杂加工成本的方案,希望对提高当前大尺度的连续式超声速风洞建设及运行经济性提供参考。

## 参考文献:

- [1] 乐嘉陵,刘伟雄,贺伟,等.脉冲燃烧风洞及其在火箭和超燃发动机研究中的应用[J].实验流体力学,2005,19(1):1-10.
- [2] 廖达雄,陈吉明,彭强,等.连续式跨声速风洞设计关键技术[J].实验流体力学,2011,25(4):74-78.
- [3] 张忠利.超音速二次喉道扩压器气动特性研究[J].火箭推进,2001,(3):14-22.
- [4] 吴继平,王振国.第二喉道超声速引射器启动性能理论研究[J].航空动力学报,2008,23(5):803-809.
- [5] 徐灵芝,徐旭.零二次流引射器启动性能数值研究[J].推进技术,2010,31(2):204-209.(XU Lingzhi, XU Xu. Numerical Investigation on Starting Performance of Zero-Secondary Flow Ejections[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(2): 204-209.)
- [6] 陈吉明,任玉新.压力恢复系统扩压器激波串现象的数值模拟[J].空气动力学学报,2008,26(3):304-

- 309.
- [7] 童 华, 孙启志, 张绍武. 高超声速风洞扩压器试验研究与分析[J]. 实验流体力学, 2014, 28(3): 78-103.
- [8] 陈建兵, 高鑫宇, 蔡清青, 等. 0.3m风洞第二喉道结构设计与分析[J]. 机械设计, 2015, 32(1): 35-38
- [9] 冯美艳, 黄生洪. 不同模型堵塞比的超声速风洞二次喉道优化[J]. 推进技术, 2012, 33(1): 105-110. (FENG Mei-yan, HUANG Sheng-hong. Optimization on Secondary-Throat of Supersonic Wind Tunnel with Different Model Blockage[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2012, 33(1): 105-110.)
- [10] 孔令轩, 宋文艳. 超声速二次喉道扩压器流动特性的数值模拟[J]. 电子设计工程, 2014, 22(1): 48-51.
- [11] 范孝华, 杨 波, 朱 涛, 等.  $\varphi 240\text{mm}$ 高超声速风洞扩压器设计研究[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(5): 633-644.
- [12] 朱子勇, 李培昌, 瞿 骞. 某型号火箭发动机高空模拟试验中扩压器的数值计算与试验比较[J]. 航天器环境工程, 2010, 27(2): 231-237.
- [13] 陈吉明, 彭 强, 廖达雄. 压力恢复系统扩压器性能初步研究[J]. 强激光与粒子束, 2007, (8): 1266-1270.
- [14] 蒋光彪, 钟 海, 阳 杰, 等. 基于FLUENT和集群对扩压器流场的并行数值模拟及分析[J]. 南京师范大学学报(工程技术版), 2016, 16(2): 47-53.
- [15] 刘政崇. 高低速风洞气动与结构设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
- [16] 田 宁, 齐 斌, 邹样辉, 等. 高温燃气流超声速风洞扩压器热防护设计[J]. 宇航学报, 2016, 37(9): 1129-1134.
- [17] Bartosiewicz Y, Aidoun Zine, Desevaux P, et al. CFD-Experiments Integration in the Evaluation of Six Turbulence Models for Supersonic Ejectors Modeling [C]. *Glasgow: Conference Proc. Integrating CFD and Experiments*, 2003.
- [18] Fluent Inc. Fluent User's Guide [M]. *Lebnon: Fluent Inc.*, 1994.
- [19] Eijiro Kitamura, Tohru Mitani, Shenghong Huang, et al. Pressure Recovery in Mixing Ducts of Ejector-Ramjets[R]. *AIAA 2005-3420*.

(编辑: 史亚红)