

文章编号: 1000-8055(2023)01-0134-10

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210434

超声速旋流器内气相流场的数值模拟

刘 仪, 丁 畅, 孙万林, 姜克建, 黄言理
(浙江理工大学 机械与自动控制学院, 杭州 310018)

摘 要: 为了研究旋流对超声速喷管内流场的影响, 在现有旋流器的基础上, 通过简化模型而设计出一套前置式超声速旋流器装置, 并建立不同旋流器下的三维几何模型, 利用计算流体力学 (CFD) 软件 Fluent, 结合 *realizable k- ϵ* 湍流模型对气相流场进行数值模拟。结果表明: 在保持入口总压恒定时, 随着进气道数量的减少, 气体在旋流器中产生的最大切向速度会增大, 但不会改变喷管流动具有组合螺旋涡的特性; 由于气体的角动量是以减小轴向动量为代价, 切向速度的增大, 导致出口截面处的平均轴向速度减小; 入口总压增大时, 气体速度与静温在收缩段的分布接近, 在扩张段, 气体速度和马赫数增大, 而静温减小, 并且切向速度在出口截面沿径向方向上呈现出几乎相同的分布。

关 键 词: 前置式旋流器; 超声速喷管; 进气道; 螺旋涡; 角动量

中图分类号: V231; TB126

文献标志码: A

Numerical simulation of gas flow field in supersonic swirler

LIU Yi, DING Chang, SUN Wanlin, JIANG Kejian, HUANG Yanli

(School of Mechanical and Automatic Control,
Zhejiang University of Science and Technology, Hangzhou 310018, China)

Abstract: To interrogate the effects of the swirling inlet on the supersonic nozzle flow and its characteristics, a set of front-mounted supersonic swirlers were designed on the basis of the existing swirler by simplifying the model. A three-dimensional geometric model of the swirler was established and integrated with a supersonic nozzle. The flow field of the whole system was then numerically simulated by using a computational fluid dynamics (CFD) software Fluent, and the *realizable k- ϵ* turbulence model. It was shown that when keeping the inlet total pressure constant, the maximum tangential velocity rate of the flow generated in the swirler increased with the decrease of intake passages. However, the nozzle flow clearly exhibited the characteristic of spiral vortexes. As the angular momentum decreased at the expense of the axial momentum, the increase of the tangential velocity led to the decrease of the averaged axial velocity at the nozzle exit plane. It was also discovered that when the inlet total pressure increased, the distribution of gas velocity and temperature in the converging section was close. Meanwhile, the gas velocity and Mach number increased as the static temperature decreased along the nozzle diverging section. In addition, the tangential velocity displayed almost an identical distribution across the radial direction at the nozzle exit plane.

Keywords: front-mounted swirler; supersonic nozzle; intake passage; spiral vortex;
angular momentum

收稿日期: 2021-08-10

基金项目: 浙江理工大学科研启动基金(11132932619106)

作者简介: 刘仪(1968—), 男, 教授、硕士生导师, 博士, 主要从事计算流体力学与传热学、多相流工程理论与工程应用、冲击波理论和材料科学与应用方面的研究。

通信作者: 丁畅(1997—), 男, 硕士生, 主要从事多相流工程理论与工程应用研究。E-mail: 1941871099@qq.com

引用格式: 刘仪, 丁畅, 孙万林, 等. 超声速旋流器内气相流场的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2023, 38(1): 134-143. LIU Yi, DING Chang, SUN Wanlin, et al. Numerical simulation of gas flow field in supersonic swirler[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(1): 134-143.

超声速旋流器主要由旋流器、超声速喷管两部分组成,其中旋流器的作用是使气体产生旋转,超声速喷管使气体加速至超声速。超声速旋流器因结构轻巧、安全可靠、操作简单被应用于超声速旋流分流、蒸汽涡轮机等多个领域,近年来更是扩展用于DNA(deoxyribonucleic acid)新型药物与疫苗的无针注射系统。但国内对该技术的研究才刚刚起步,其中超声速天然气脱水技术仅处于试验和初步应用阶段^[1-2],以及现阶段应用于无针注射的超声速旋流器的性能研究^[3],虽然在一些领域中,该技术已经存在商用的实例,但由于关键部件的设计依然缺乏完整的理论计算方法和其他条件的制约,还未能全面普及。因此,对超声速旋流器各部件的理论分析和优化设计的相关研究是必要的。

迄今为止,旋流器有两种方式的放置方法,后置式与前置式。其中杨志毅^[4]详细分析了后置式旋流器的几何参数的设计方法。刘兴伟等^[5]通过结果与数据变化趋势的比较,表明 realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型对超声速旋流器内流场旋转与膨胀具有很好的预测效果。蒋文明等^[6]利用后置式超声速旋流器,对天然气进行脱水测试的现场试验,考察不同压损比对脱水系统工作性能的影响。然而,后置式超声速旋流器不仅对于旋流器的几何设计十分严格,而且实际依然存在着容易产生激波,流场不均匀等问题。

在此基础上,前置式超声速旋流器^[7]应运而生, Jassim 等^[8-9]先分析了超声速喷管内天然气的流动特性,再从真实气体和喷嘴几何形状、旋流两部分对超声速喷管性能的影响进行研究。Liu 等^[10]等利用前置式超声速旋流器提出应用于无针注射的新型给药系统(CST)概念,以获得空间均匀化的微小颗粒分布。Wang 等^[11]提出4种不同类型的前置式超声速旋流器,详细分析不同旋流器对

喷管流场的影响。Wen 等^[12]等提出了应用于天然气脱水的新型前置式超声速旋流器,利用离心力的作用,获取壁面四周均匀的水蒸气和重组分,以达到分离的效果。不仅如此,朱玉厚^[13]还从操作参数和旋流结构两个主要方面考察对前置式超声速旋流器内水蒸气的凝结与气液分离的影响。此外,Boerner 等^[14]用解析和实验方法研究了旋流对超声速喷管内质量流率和速度场的影响,通过改变叶片角度以获得不同旋流对流场的影响,并且实验验证了理论分析与实验结果有很好的 consistency。

现阶段前置式和后置式旋流器的研究基本上都是通过旋流叶片或超声速翼使气体旋转,对几何结构要求严格,此外,后置式超声速旋流器存在容易产生激波,流场不均匀等问题得不到解决。本文基于旋流器装置实现流场参数均匀化的思想,通过简化旋流器模型,同时避免后置式旋流器存在的问题,提出一套结构简单的前置式超声速旋流器装置,并为了满足工程需求,提供一种使气流从轴向转变成切向进入旋流器的方式。为了研究不同旋流器几何结构对流场参数均匀化的效果以及关键参数的影响规律,利用商业软件 Fluent 平台,对超声速旋流器内气相流场进行数值模拟,通过获得不同进气道和入口总压对超声速旋流器内流场影响的结果,来为旋流器的设计和超声速喷管的操作运行提供一些详细资料,并为多个领域包括气固、气液两相流的诸多应用奠定基础。

1 气体流动的数值模拟

1.1 几何模型

超声速旋流器的基本结构如图1所示,结构分为入口段、圆盘、旋流器以及超声速喷管4个部分,其中旋流器包括3种不同的几何结构,图中 $a\sim f$ 表示截面编号。超声速旋流器总长度为22.5 mm,入口段长度为2 mm,截面由长为3.5 mm,

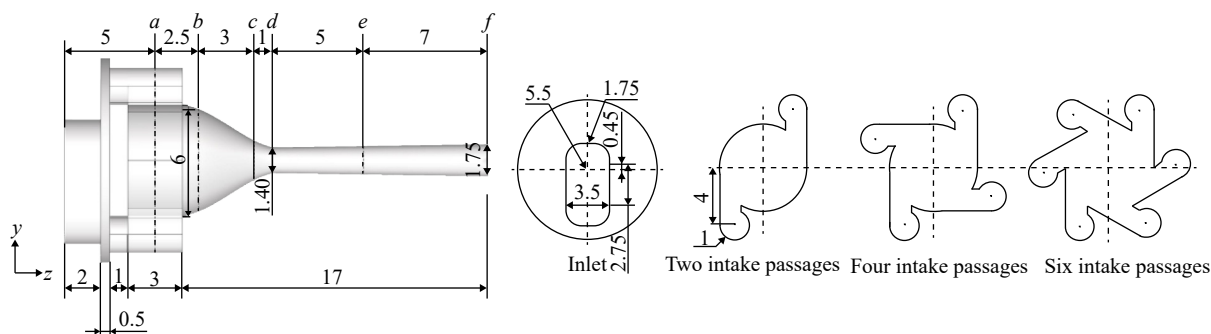


图1 超声速旋流器及进口结构示意图(单位: mm)

Fig. 1 Schematic diagram of supersonic swirler and inlet structure (unit: mm)

宽为 3.2 mm 的长方形以及两端半径为 1.75 mm 的半圆组成;圆盘直径为 11 mm,长度为 0.5 mm;喷管收缩段长度为 5 mm,扩张段长度为 12 mm,入口直径为 6 mm,喉部直径为 1.40 mm,出口直径为 1.75 mm;旋流器截面中心是与喷管入口等直径的圆,沿圆切向的通道连通着轴向的进气道,切向通道宽为 1.5 mm,轴向进气道截面是半径为 1 mm 的圆,长度为 4 mm,并根据对中心圆切向等分的方式建立二进气道、四进气道和六进气道下 3 种不同的旋流器结构。

1.2 控制方程

喷管内部的可压缩流动由 Navier-Stokes(N-S)方程以及质量、动量和能量守恒方程所约束,控制方程式(1)~式(12)表示。

质量方程为

$$\frac{\partial}{\partial t}\rho + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j) = 0 \quad (1)$$

动量方程为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}[\rho u_i u_j + p\delta_{ij} - \tau_{ji}] = 0 \quad (2)$$

$$i = 1, 2, 3$$

能量方程为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho e_0) + \frac{\partial}{\partial x_j}[\rho u_j e_0 + u_j p + q_j - u_i \tau_{ij}] = 0 \quad (3)$$

式中 ρ 为气体密度; u_j 和 u_i 为气体速度的分量; p 为气体静压; δ_{ij} 为罗内克尔函数,当 $i=j$ 时,其值为 1,否则为 0; e_0 为总的能量。

黏性应力 τ_{ij} 为

$$\tau_{ij} = 2\mu S_{ij}^* \quad (4)$$

式中 μ 为动力黏度。

应变率 S_{ij}^* 为

$$S_{ij}^* = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{1}{3} \cdot \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \quad (5)$$

热通量 q_j 为

$$q_j = -\kappa \frac{\partial T}{\partial x_j} \equiv -c_p \frac{\mu}{Pr} \cdot \frac{\partial T}{\partial x_j} \quad (6)$$

式中 T 为气体温度, c_p 为比定压热容, κ 为导热系数。

层流普朗特数 Pr 为

$$Pr \equiv \frac{c_p \mu}{\kappa} \quad (7)$$

比热比 γ 为

$$\gamma \equiv \frac{c_p}{c_v} \quad (8)$$

完全状态方程为

$$p = \rho RT \quad (9)$$

式中 R 为完全气体状态常数。

比内能 e 为

$$e = c_v T \quad (10)$$

$$c_p - c_v = R \quad (11)$$

$$e_0 \equiv e + \frac{u_k u_k}{2} \quad (12)$$

式中 c_v 为比定容热容。

1.3 湍流模型的选取

Fluent 中提供了几种适应不同场合的湍流模型,每个都有自身存在的优势和限制。其中零方程和一方程模型计算时间短,但精度不高;雷诺应力模型精度高,但计算工程量大;而二方程模型在两者之间,精度不仅满足工程应用,而且计算量能够被大多数计算机所承受,因此,在大多数工程应用上,更多选择二方程模型。此外,对于有旋的流动,realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型比标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型表现出更好的作用,并且已经得到证实^[15]。因此,本文选择 realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型^[16]用于流场分析。

对于耗散率 ε

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_1 S_\varepsilon - \rho C_2 \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\nu \varepsilon}} + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} C_{3\varepsilon} G_b + S_\varepsilon \quad (13)$$

$$C_1 = \max \left[0.43, \frac{\eta}{\eta + 5} \right], \eta = S \frac{k}{\varepsilon}, S = \sqrt{2 S_{ij} S_{ij}}$$

式中 G_b 为浮力产生的湍动能; σ_ε 为耗散率的湍流普朗特数; $C_{1\varepsilon}$ 和 C_2 是常数; S_ε 为用户定义的源项。常数 $\sigma_\varepsilon=1.2$, $C_{1\varepsilon}=1.44$, $C_2=1.9$ 。湍流黏度公式为

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (14)$$

1.4 数值方法及边界条件

超声速旋流场属于高速可压缩流动,因此本文采用密度基耦合隐式算法,并选取 2 阶迎风格式求解流动方程,湍动能和耗散率均采用 1 阶迎风方程求解。边界条件分别采用压力入口、压力出口以及无滑移、绝热壁面,其中入口总压 $p_0=3\,039.75$ kPa,入口总温 $T_0=300$ K,出口压力为环境

压力,并指定湍流强度和黏性比分别为 0.05 和 10。对于高速可压缩流动,操作压力对截断误差影响不大,因此设定操作压力为零。此外,雷诺数描述黏性流体力学最基本的参数,表征惯性力与黏性力量级的比,关系式如下:

$$Re = \frac{\rho u d}{\mu} \quad (15)$$

式中 u 为特征速度, d 为特征长度。这里取特征速度为出口速度,特征长度为喉部直径,根据公式计算可知,此时特征雷诺数约为 1.4×10^4 。

1.5 网格划分与无关性验证

本文使用 ANSYS ICEM 软件对计算域进行划分,鉴于结构化网格生成质量高、更容易收敛^[17],因此本文采用结构化网格来划分。此外,由于壁面流动情况变化很大,对壁面边界层进行网格加密,为保证 $30 < y^+ < 200$,调整第 1 层网格高度为 0.01 mm,其中四进气道下超声速旋流器的网格具体如图 2 所示。为了验证网格的无关性,对四进气道建立了 3 种不同密度的网格,grid 1(总网数为 21 万;喷管网格数为 8 万);grid 2(总网数为 55 万;喷管网格数为 19 万);grid 3(总网数为

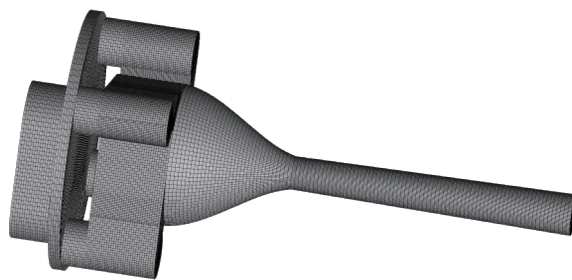


图 2 四进气道下超声速旋流器的网格划分

Fig. 2 Grid of supersonic swirler under four intake passages

86 万;喷管网格数为 44 万),进行稳态模拟计算。

图 3 显示了不同网格密度下沿喷管中心轴线的静压分布与出口截面沿径向方向上的马赫数分布,可以看出,随着网格密度的增大,grid 2 的网格密度和 grid 3 的网格密度所计算出的结果相差很小,表明中等密度的网格已经符合网格无关性的要求,同时,在网格划分方法不变的情况下,对二、六进气道进行同样的工作。对此,为兼顾时间成本与数值计算准确性,最终各超声速旋流器都采用中等密度的网格进行后续计算。具体分别为:二进气道(51 万),四进气道(55 万),六进气道(62 万)。

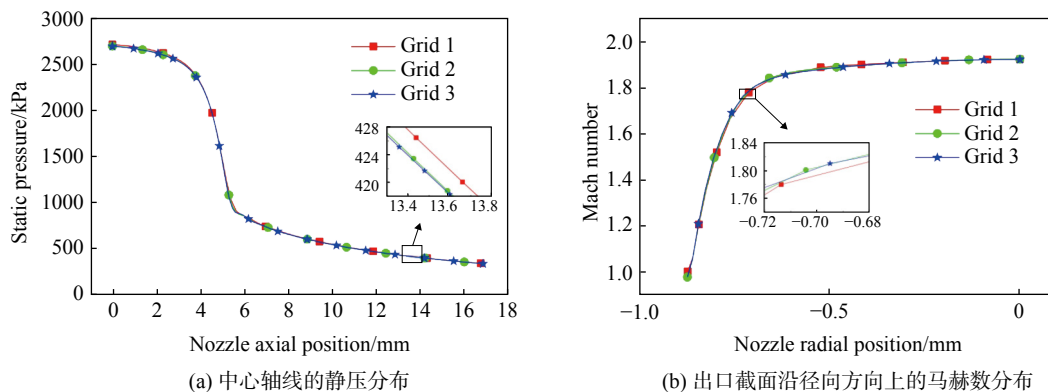


图 3 不同网格密度下沿喷管中心轴线的静压分布与出口截面沿径向方向上的马赫数分布

Fig. 3 Static pressure distribution along the central axis of the nozzle and the Mach number distribution along the radial direction of the outlet section under different grid densities

2 结果与分析

2.1 进气道对流场的影响

在本节中,为探究不同旋流对喷管内流场的影响,通过改变旋流器几何结构来引入不同旋流强度的旋流,这里旋流强度定义为切向速度与轴向速度之比。在此,不同进气道设计引入的旋流强度分别为:0.45(二进气道),0.34(四进气道),0.24(六进气道)。

模拟中,保持入口总压 $p_0 = 3\,039.75$ kPa,分别

对二、四、六进气道下喷管内流场进行探究。图 4 显示了不同进气道下沿喷管中心轴线的静温、气体速度和静压分布,从整体趋势可以看出,静压和静温不断减小,而气体速度不断增大,这是由于旋流器放在喷管收缩段之前和入口压力的影响,管内没有出现激波,并且气体的膨胀会导致压能和内能不断转化成动能,使气体动能不断增大。随着静温和静压的不断减小,引起的低温低压环境对气体的膨胀过程产生影响,造成流动的不稳

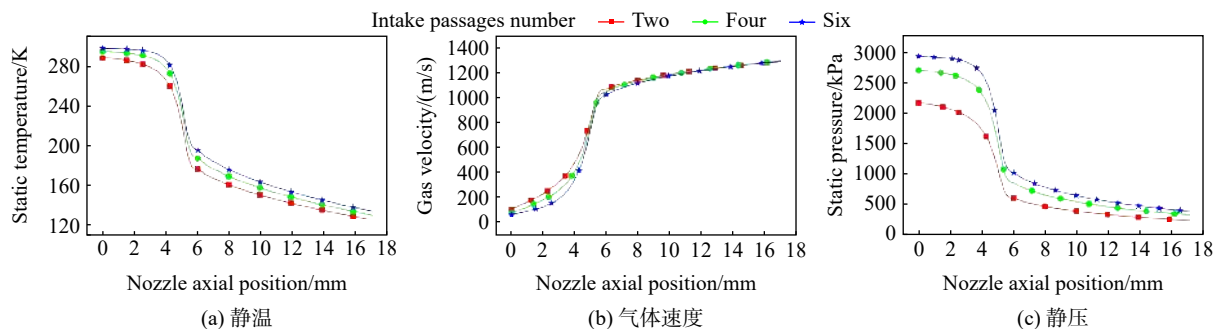


图 4 不同进气道下沿喷管中心轴线的静温、气体速度和静压分布

Fig. 4 Distribution of static temperature, gas velocity and static pressure along the central axis of nozzle under different intake passages

定,使其在扩张段参数变化趋于平缓。

单取中心轴线的参数分布还不足以说明流场整体的变化,因此,本文取不同截面沿径向方向上的参数分布来提供详细的流动特性和见解。在此取 6 组代表性的截面,这些截面具体为:距离入口处 5.0 mm 的旋流器中心截面 *a*,距离入口处 7.5 mm 的截面 *b*,距离入口处 10.5 mm 的截面 *c*,喷管喉部截面 *d*,距离入口处 16.5 mm 的截面 *e*,

最后就是出口截面 *f*(参照图 1)。

图 5 显示了不同进气道下旋流器截面 *a* 的切向速度云图,可以看出,由于 3 种不同的进气布局,在旋流器中心附近产生不同大小的旋流,随着进气道数量的减小,气体在旋流器中产生的最大切向速度会增大,但都存在着不均匀的现象。最大切向速度具体分别为:二进气道为 355 m/s,四进气道为 197 m/s,六进气道为 82 m/s。

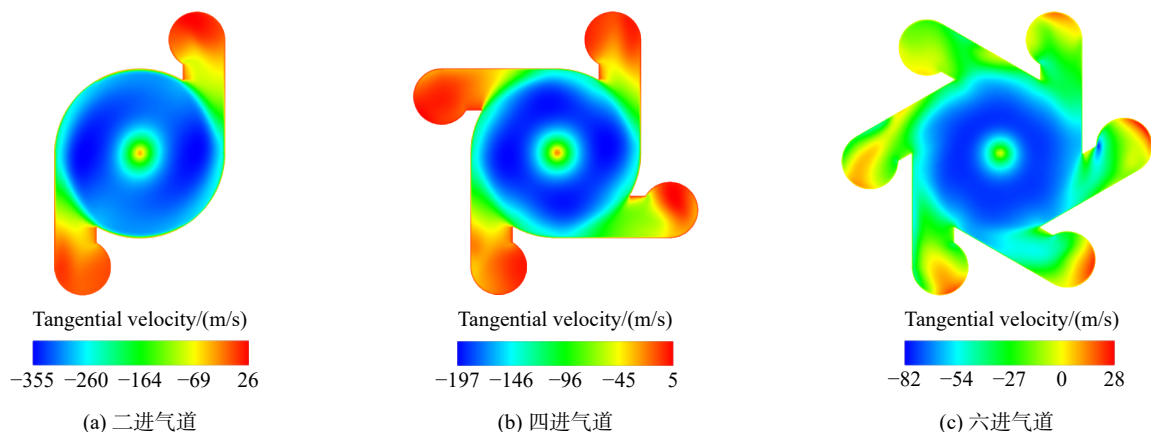
图 5 不同进气道下旋流器截面 *a* 的切向速度Fig. 5 Tangential velocity of swirler section *a* with different intake passages

图 6 和图 7 显示了不同进气道下喷管各截面沿径向方向上的切向速度和轴向速度分布,可以看出,不同进气道下喷管内切向流场相似且保持良好的对称性,这是由于在旋流器产生的旋流和喷管汇流的共同作用下,喷管内形成组合螺旋涡流,内涡为准螺旋强制涡,外涡为准螺旋自由涡(图 8),各截面大致呈现 Rankine 组合涡现象。在同一截面下的准螺旋强制涡内,切向速度随着到轴心距离的增大而增大,在准螺旋强制涡与准螺旋自由涡之间交界线上的切向速度达到最大值,而在同一截面下的准螺旋自由涡内,切向速度随着到轴心距离的增大而减小至壁面达到最小值

0 m/s。此外,进气道数量较小时,喷管中各截面的切向速度相对较大。根据角动量守恒定律,气体沿喷管收缩段轴向流动,其旋转半径越来越小,导致切向速度增大至喉部达到最大值(图 9);在扩张段中,由于黏性损失,切向速度沿轴向方向逐渐降低,此外,在出口截面 *f* 处产生均匀的切向速度流场(图 10)。同一喷管截面下,不同进气道轴向速度沿径向方向上的分布基本一致,但是,随着进气道数量的减小,平均轴向速度不断减小,在出口截面处的总角动量、平均轴向速度大小具体分别为: $7.51 \times 10^{-11} \text{ kg} \cdot \text{m}^2/\text{s}$ 、1 208 m/s(二进气道); $7.07 \times 10^{-11} \text{ kg} \cdot \text{m}^2/\text{s}$ 、1 218 m/s(四进气道);

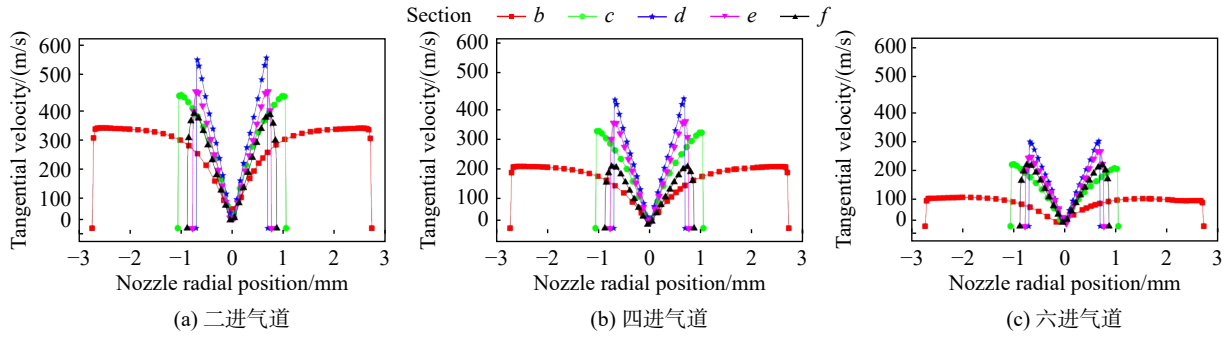


图 6 不同进气道下喷管各截面沿径向方向上的切向速度分布

Fig. 6 Tangential velocity distribution along the radial direction of the nozzle sections under different intake passages

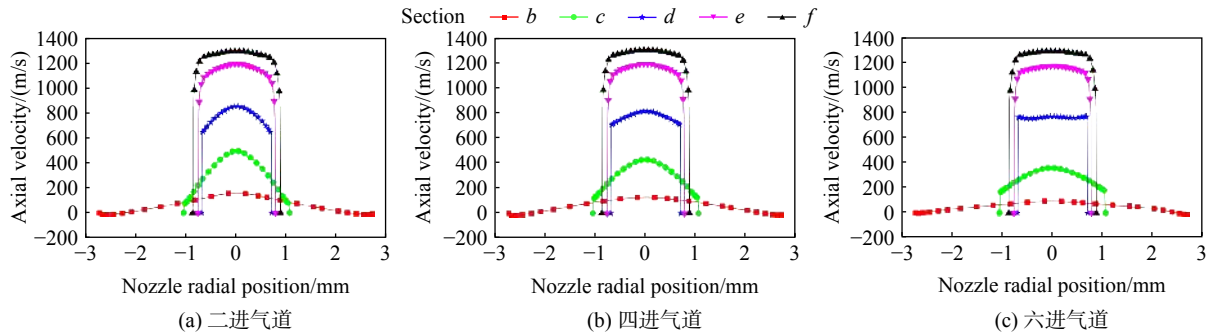


图 7 不同进气道下喷管各截面沿径向方向上的轴向速度分布

Fig. 7 Axial velocity distribution along the radial direction of the nozzle sections under different intake passages

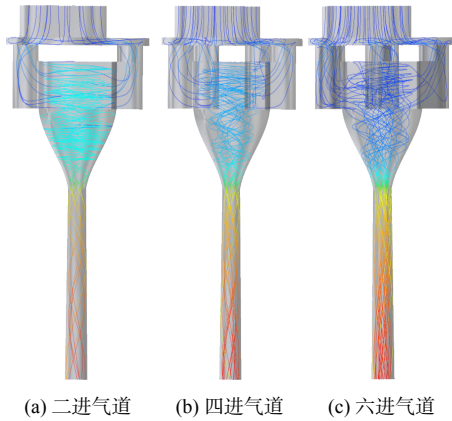


图 8 不同进气道下超声速喷管的流线图

Fig. 8 Flow diagram of supersonic nozzle under different intake passages

$5.28 \times 10^{-11} \text{ kg} \cdot \text{m}^2/\text{s}$ 、1 225 m/s(六进气道), 这是由于气体的角动量是以减小轴向动量为代价的。由此可见, 相对于六进气道, 二进气道设计的旋流器在超声速喷管出口截面处可增强大约 42% 的角动量。

图 11 和图 12 显示了不同进气道下喷管各截面沿径向方向上的静压和静温分布, 可以看出, 首先, 二进气道下静压与静温通过喷管各截面不断减小, 并且, 在同一横截面上, 壁面上的静温和静压达到最大值, 而在轴心上达到最小值, 整体流场呈现出中间低两边高的规律, 值得注意的是, 在出口截面 f 处沿径向方向上的静压分布随着到轴心距离的增大呈现出先增大后减小的规律。其次, 四、六进气道下的静压和静温与二进气道下

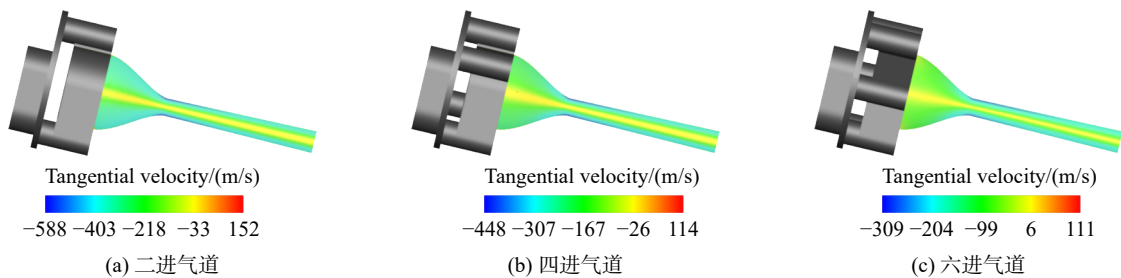


图 9 不同进气道下超声速旋流器的切向速度剖面图

Fig. 9 Tangential velocity profiles of supersonic swirler with different intake passages

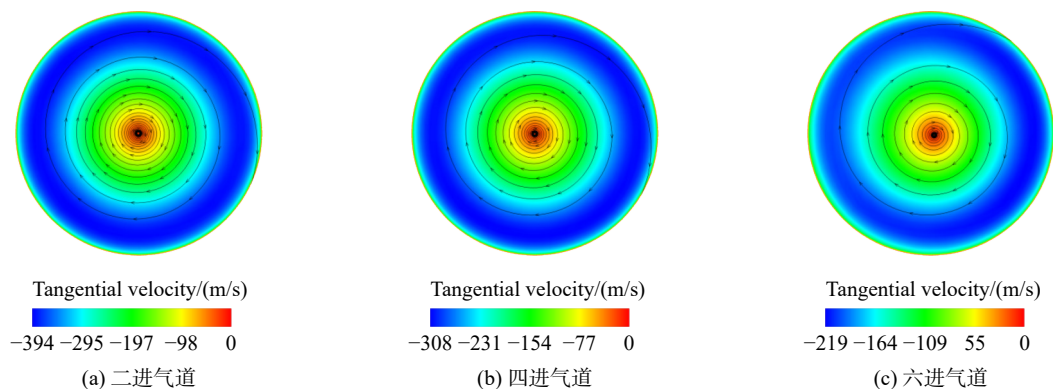
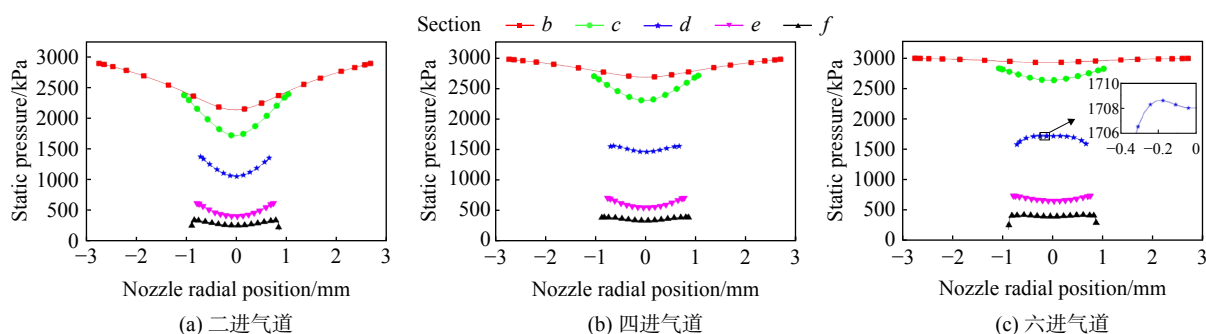
图 10 不同进气道下喷管出口截面 f 的切向速度云图和流线示意图Fig. 10 Tangential velocity and flow diagram of nozzle outlet section f with different intake passages

图 11 不同进气道下喷管各截面沿径向方向上的静压分布

Fig. 11 Static pressure distribution along the radial direction of the nozzle sections under different intake passages

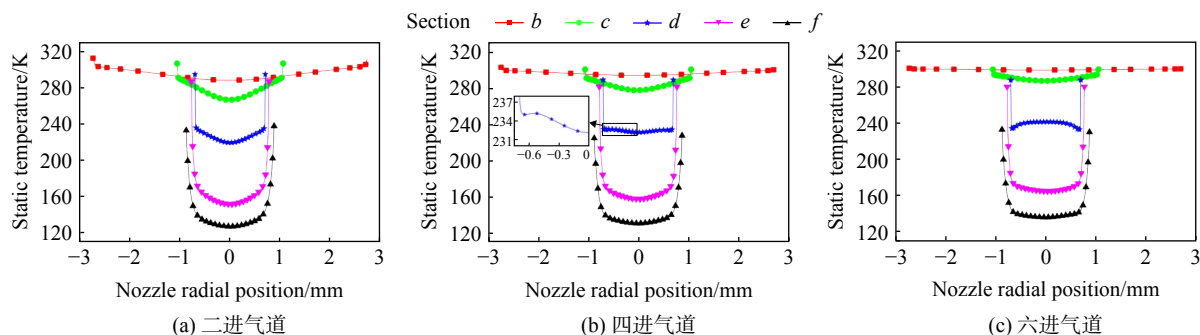


图 12 不同进气道下喷管各截面沿径向方向上的静温分布

Fig. 12 Static temperature distribution along the radial direction of the nozzle sections under different intake passages

的整体流场趋势相同,但在喉部截面 d 处都出现了不同的现象。具体而言,随着到轴心距离的增大,静压呈现出先增大后减小的现象,而静温的现象更为复杂,首先,静温在六进气道下出现先减小后增大的现象,其次,在六进气道的基础上,四进气道的中心区又出现了增大的现象。随着进气道数量的减少,喉部截面 d 处的旋流速度不断增大,喉部沿径向方向的参数变化会更趋向于整体流场变化。在此提到,在相同条件下,无旋流与六进气道下超声速喷管喉部截面静压与静温沿径向方向上的分布呈现出相同的趋势,而无旋流呈现出这种趋势的原因是喷管喉部区域几何截面

的突变,导致流线重新布置很剧烈,加剧内部扰动所引起的。推断不同进气道喉部截面沿径向方向上的参数变化是由于旋流和几何截面突变两方面原因所影响的,旋流速度不断增大,参数变化会不断体现出旋流的特征;反之,旋流速度不断减小,旋流特征会不断降低,减小到一定数值,与无旋流的参数变化趋势相同。

2.2 入口总压对流场的影响

本文取 3 组入口总压 (3 039.750、3 546.375、4 053.000 kPa) 对流场进行模拟。又因不同入口总压对各进气道下超声速喷管内流场的影响是相似的,在此单取二进气道下喷管内流场作参数分

析。图 13 和图 14 分别显示了不同入口总压下沿喷管中心轴线以及在出口截面 f 处沿径向方向上的参数分布, 可以看出, 入口总压增大, 整体上气体速度和马赫数增大, 无量纲静压 p/p_0 (静压与入口总压之比) 和静温减小。这是由于入口总压增大, 其总能相应增大, 轴线上的静压分布也相应增大, 但弱于入口总压提升的程度, 综合效果来看, 无量纲静压会相对减小。另一方面, 进出口压差大约从 2 735 kPa 不断增大到 3 647 kPa, 意味着顺压梯度增大, 抑制边界层发展的能力得到提高, 降低了气流与壁面间摩擦做功所引起的动能

的损耗, 提高膨胀过程中气体的动能, 同时, 因气流与壁面间摩擦做功的降低, 使得气体温度减小, 当地声速也随之减小, 动能的增大与当地声速的减小两者共同作用导致马赫数增大。但是, 在本文入口总压范围下, 入口总压对气体速度、静温、马赫数影响很小, 尤其在收缩段。在收缩段中, 因同时受到面积减小和顺压梯度两方面的影响, 使其严重抑制了边界层的发展, 可以近乎等熵条件, 而在扩张段中边界层的厚度近线性增长^[18]。

图 15 显示了不同入口总压下旋流器截面 a 的切向速度云图, 可以发现, 入口压力对于旋流

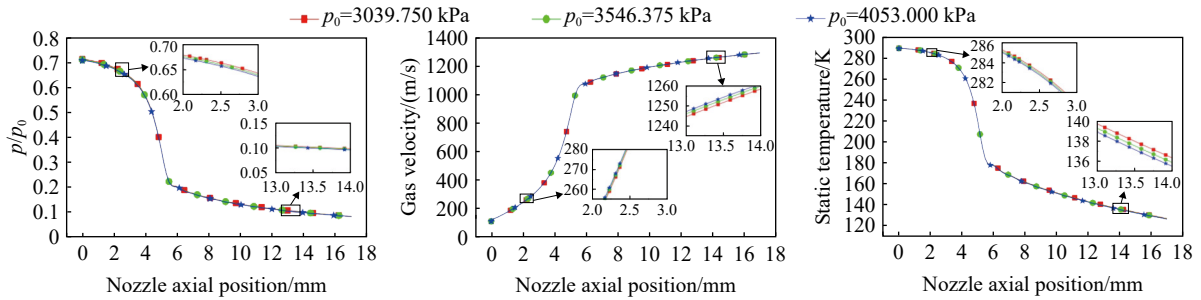


图 13 不同入口总压下沿喷管中心轴线的无量纲静压、气体速度和静温分布

Fig. 13 Distribution of dimensionless static pressure, gas velocity and static temperature along the central axis of nozzle under different inlet total pressures

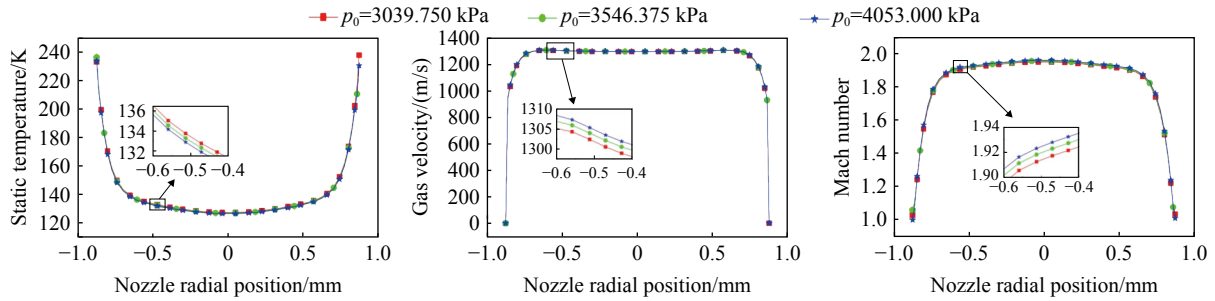


图 14 不同入口总压下喷管出口截面 f 处沿径向方向上的静温、气体速度和马赫数分布

Fig. 14 Distributions of static temperature, gas velocity and Mach number along the radial direction at the nozzle outlet section f under different inlet total pressures

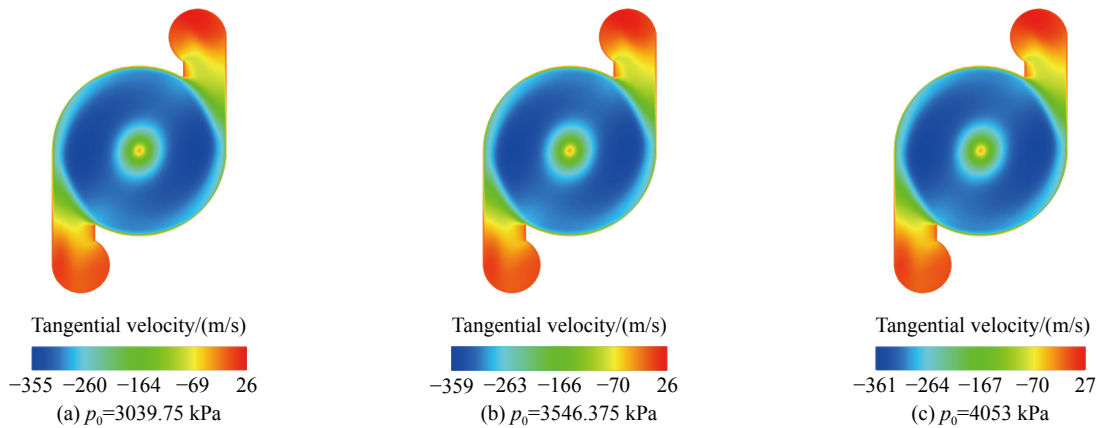


图 15 不同入口总压下旋流器截面 a 的切向速度云图

Fig. 15 Tangential velocity of swirler section a under different inlet total pressures

器中心附近产生的旋流也存在影响,入口总压的增大,最大切向速度也相应增大。同时,在不同入口总压下,气体通过超声速喷管在出口截面 f 处产生的最大切向速度也会不同(图16),但在本文入口总压范围内沿径向方向的切向速度分布接近,都能产生约为390 m/s的最大切向速度。

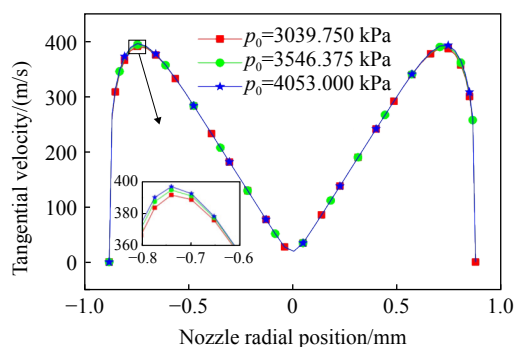


图16 不同入口总压下喷管出口截面 f 沿径向方向上的切向速度分布

Fig. 16 Tangential velocity distribution of nozzle outlet section f along radial direction under different inlet total pressures

3 适用场景

在药物无针注射中,需要在出口处获得较大的轴向速度以及适当的切向速度,来同时满足使药物微粒保持均匀性并且能够穿透皮肤达到表皮下两个条件,对此,四进气道和六进气道下的超声速旋流器更适合用于气固两相的无针注射场景。旋流强度为0.45(二进气道)的超声速旋流器在出口处的切向速度最大,而离心加速度与切向速度成正比关系,其出口处的离心加速度也最大,由于离心加速度是超声速旋流分离器分离效率的关键因素之一,离心加速度越大,分离效率就越高,因此二进气道下的超声速旋流器更适用于超声速旋流分离场景。

4 结论

结合前置式超声速旋流器对几何结构的要求严格以及后置式旋流器容易产生激波、流场不均匀等问题,通过简化旋流器模型而设计出一套前置式超声速旋流器装置,在此基础上,分别建立不同旋流器下的三维几何模型,并结合 *realizable k-ε* 湍流模型对超声速旋流器内气相流场进行数值模拟,详细分析了超声速流动规律及引入不同旋流对流场的影响,得到以下结论:

1) 静压与静温沿喷管轴向方向不断降低,气

体速度不断增大,并且在喷管收缩段参数变化明显,在扩张段变化趋于平缓。

2) 随着进气道数量的减少,气体在旋流器中产生的最大切向速度会不断增大,但不会改变喷管流动具有组合螺旋涡的特性,并且切向速度在同一截面下随着到轴心距离增大呈现出先增大后减小的现象。此外,同一进气道下,切向速度沿轴向方向不断增大至喉部达到最大值,在扩张段因黏性损失不断减小;同一喷管截面下,随着进气道数量的减小,平均轴向速度将不断减小。

3) 入口总压增大时,全局静压增大,气体速度与静温在收缩段的分布接近,在扩张段,气体速度和马赫数都增大,而静温减小。此外,切向速度随入口总压的增大而增大,但在本文条件下,切向速度在出口截面沿径向方向上呈现出几乎相同的分布。

数值模拟结果可优化旋流器的结构设计和关键参数的选取,来进一步开展超声速旋流器气固或气液两相流动机理的研究。

参考文献:

- [1] ARINELLI L D O, TROTTA T A F, TEIXEIRA A M, et al. Off-shore processing of CO₂ rich nature gas with supersonic separator versus conventional routes[J]. *Journal of Natural Gas Science and Engineering*, 2017, 46: 199-221.
- [2] TEIXEIRA A M, ARINELLI L D O, MEDEIROS J L D, et al. Recovery of thermodynamic hydrate inhibitors methanol, ethanol and MEG with supersonic separators in offshore natural gas processing[J]. *Journal of Natural Gas Science and Engineering*, 2018, 52: 166-186.
- [3] LIU Y, COSTIGAN G, BELLHOUSE B J. Swirling effects on the performance of the micro-particle acceleration and penetration: parametric studies[J]. *Powder Technology*, 2007, 183(2): 189-195.
- [4] 杨志毅. 油气超音速旋流分离技术研究[D]. 成都: 西南石油学院, 2004.
YANG Zhiyi. Study on supersonic hydrocyclone separation of oil and gas[D]. Chengdu: Southwest Petroleum University, 2004. (in Chinese)
- [5] 刘兴伟, 刘中良, 武洪强. 旋流器后置型超音速分离管流场分析[J]. 北京工业大学学报, 2014, 40(9): 1394-1401.
LIU Xingwei, LIU Zhongliang, WU Hongqiang. Analysis of the flow field in the supersonic separation tube of the hydrocyclone[J]. *Journal of Beijing University of Technology*, 2014, 40(9): 1394-1401. (in Chinese)
- [6] 蒋文明, 刘中良, 刘恒伟, 等. 新型天然气超音速脱水净化装置现场试验[J]. 天然气工业, 2008(2): 136-138, 177.
JIANG Wenming, LIU Zhongliang, LIU Hengwei, et al. Field test of a new supersonic natural gas dehydration and purification plant[J]. *Natural Gas Industry*, 2008(2): 136-138, 177. (in Chinese)
- [7] 胡施俊. 超音速喷嘴涡流管气体分离性能研究[D]. 辽宁大连: 大连理工大学, 2009.
HU Shijun. Study on gas separation performance of vortex tube

- with supersonic inlet nozzles[D]. Dalian Liaoning: Dalian University of Technology, 2009. (in Chinese)
- [8] JASSIM E, ABDI M A, MUZYCHKA Y. Computational fluid dynamics study for flow of natural gas through high-pressure supersonic nozzles: Part 1 real gas effects and shockwave[J]. *Petroleum Science and Technology*, 2008, 26(15): 1757-1772.
- [9] JASSIM E, ABDI M A, MUZYCHKA Y. Computational fluid dynamics study for flow of natural gas through high-pressure supersonic nozzles: Part 2 nozzle geometry and vorticity[J]. *Petroleum Science and Technology*, 2008, 26(15): 1773-1785.
- [10] LIU Y, KENDALL M A F. Optimization of a jet-propelled particle injection system for the uniform transdermal delivery of drug/vaccine[J]. *Biotechnology and Bioengineering*, 2007, 97(5): 1300-1308.
- [11] WANG Y G. Analysis for spiral vortex and effect of profile of nozzle and swirler on performance of supersonic separator[J]. *Chemical Engineering and Processing-Process Intensification*, 2020, 147: 107676.1-107676.10.
- [12] WEN C, LI A, WALTHER J H, et al. Effect of swirling device on flow behavior in a supersonic separator for natural gas dehydration[J]. *Separation and Purification Technology*, 2016, 168: 68-73.
- [13] 朱玉厚. 超声速旋流凝结流动特性研究[D]. 山东 青岛: 中国石油大学(华东), 2018.
- ZHU Yuhou. Study on flow characteristics of supersonic cyclone condensation[D]. Qingdao Shandong: China University of Petroleum, 2018. (in Chinese)
- [14] BOERNER C J, SPARROW E M, SCOTT C J. Compressible swirling flow through convergent-divergent nozzles[J]. *Wärme- und Stoffübertragung*, 1972, 5(2): 101-115.
- [15] SHIH T H, LIOU W W, SHABBIR A, et al. A new $k-\varepsilon$ eddy viscosity model for high Reynolds number turbulent flows[J]. *Computers and Fluids*, 1995, 24(3): 227-238.
- [16] 王福军. 计算流体动力学分析[M]. 北京: 清华大学出版社, 2010.
- [17] 纪兵兵, 陈金瓶. ANSYS ICEM CFD网格划分技术实例详解[M]. 北京: 中国水利水电出版社, 2012.
- [18] 章利特, 余秋李, 吴博文, 等. 超音速喷管内准一维气相流动建模与数值模拟[J]. *过程工程学报*, 2020, 20(12): 1386-1396.
- ZHANG Lite, YU Qiuli, WU Bowen, et al. Modeling and numerical simulation of quasi-one dimensional gas phase flow in a supersonic nozzle[J]. *The Chinese Journal of Process Engineering*, 2020, 20(12): 1386-1396. (in Chinese)

(编辑: 王碧珺)