

环形引射器两相流动数值模拟

吴薇梵^{1,2}, 王占林^{1,2}, 孔凡超^{1,2}, 刘瑞敏^{1,2}, 李 茂^{1,2}

(1. 北京航天试验技术研究所, 北京 100074; 2. 北京市航天试验技术与装备工程技术研究中心, 北京 100074)

摘 要: 蒸汽引射器是上面级火箭发动机进行高空模拟试验时获得真空的重要设备。采用数值模拟方法, 通过 *Fluent* 对氢氧火箭发动机高空模拟试验用环形蒸汽引射器内部流场进行了研究, 分析水蒸气两相流动及不同的入口工况和结构尺寸对极限真空压力的影响。考虑水蒸气的两相流动, 在数值模拟中加入了水蒸气的凝结相变模型, 并通过试验数据开展了模型验证, 验证结果为: 加入相变模型后极限真空压力降低, 仿真结果更接近试验数据。在此基础上, 研究了喷嘴入口工况和引射器结构尺寸对极限真空压力的影响, 仿真结果表明: 在引射器能够启动的条件下, 降低蒸汽入口总压或提高入口总温, 减小喷嘴出口壁厚或增大混合室直径, 均能降低引射器的极限真空压力。因此, 若想提高引射器真空度, 可以通过改变入口工况或调整引射器结构尺寸来实现。

关键词: 环形引射器; 蒸汽引射器; 数值模拟; 相变; 真空

中图分类号: V430 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2020)04-0031-07

Numerical simulation with two-phase flow in annular ejector

WU Weifan^{1,2}, WANG Zhanlin^{1,2}, KONG Fanchao^{1,2}, LIU Ruimin^{1,2}, LI Mao^{1,2}

(1. Beijing Institute of Aerospace Testing Technology, Beijing 100074, China;

2. Beijing Engineering Research Center of Aerospace Testing Technology and Equipment,
Beijing 100074, China)

Abstract: The steam ejector is an important equipment for the upper stage rocket engine to obtain vacuum during the high altitude simulation test. The numerical simulation method and *Fluent* was used to study the internal flow field of the annular steam ejector used in the high altitude simulation test of hydrogen oxygen rocket engine. The influences of two-phase flow in water vapor, different inlet conditions and structure sizes on the ultimate vacuum pressure were analyzed. Considering the two-phase flow of water vapor, the condensation phase change model of water vapor was added into the numerical simulation, and the model was verified by the test data. The verification results were as follows, after adding the phase change model, the ultimate vacuum pressure decreases, and the simulation results are closer to the test data. On this basis, the influences of inlet working conditions and structure sizes on the ultimate vacuum pressure were studied. The results showed the ultimate vacuum pressure of ejector can be reduced by reducing the total pressure or increasing the total temperature at steam inlet, reducing the wall width at nozzle outlet or increasing the diameter of mixing chamber under the condition that ejector can start. Therefore, improving the vacuum

收稿日期: 2019-05-24; 修回日期: 2019-11-17

基金项目: 液体火箭发动机技术重点实验室基金(6142704180308)

作者简介: 吴薇梵(1994—), 女, 硕士, 研究领域为液体火箭发动机试验

degree of the ejector can be achieved by changing the inlet conditions or adjusting the structure size.

Keywords: annular ejector; steam ejector; numerical simulation; phase change; vacuum

0 引言

引射器是一种利用高速射流来抽吸低压流体的设备,它没有运动部件,结构简单,工作可靠,且对被抽气体无严格要求,应用于制冷、冶金、石油化工以及航空航天等多个领域。在上面级火箭发动机的研制过程中,需要通过高空模拟试验研究发动机的高空工作状态,引射器作为一种抽真空设备,在高空模拟试验中得到广泛使用。

国内外研究人员对引射器进行了大量的数值模拟研究^[1-11]和试验研究^[12-18],分别研究了进出口工况及引射器结构尺寸等对引射器性能的影响,但是对无负载(零二次流)引射器的研究较少。还有研究人员对引射过程中水蒸气凝结相变现象进行了数值模拟研究^[19-21],但是目前的数学模型与实际情况还存在较大差距。

引射器流场复杂,涉及超音速流动、激波等多种复杂现象,同时,由于超音速的影响,蒸汽引射器内还可能存在着气液两相流。一维引射器理论无法求解出流场内的详细结构,试验测量花费高且难以捕捉流场细节,因此,CFD 数值模拟成为一种研究引射器内部流场的重要手段。在上面级火箭发动机进行高空模拟试验时,为较好地获得发动机的高空模拟特性,创造较低的真空压力是必要的。本文通过数值模拟,在两相流动的基础上分析零二次流环形蒸汽引射器入口工况及结构尺寸对极限真空压力的影响,旨在提高引射能力,降低真空压力。

1 物理模型与数值方法

1.1 物理模型及网格

某型上面级氢氧发动机环形蒸汽引射器结构如图 1 所示。

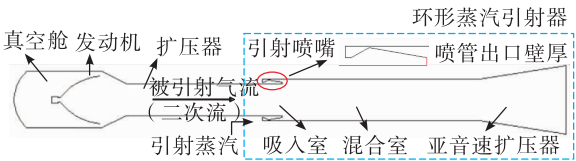


图 1 环形蒸汽引射器结构图

Fig. 1 Schematic diagram of annular steam ejector

其中引射器长为 10.9 m,引射喷嘴环缝截面积为 $3.8 \times 10^{-5} \text{ m}^2$,引射喷嘴出口壁厚为 0.05 m,混合室直径为 1.104 m,扩张段出口直径为 1.561 m。蒸汽由水/液氧/酒精蒸汽发生器提供。在进行网格无关性分析后,计算网格取 20 万个,采用结构网格,网格示意图如图 2 所示。

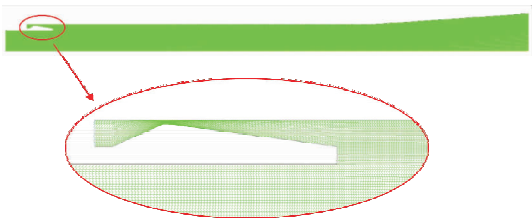


图 2 计算区域网格

Fig. 2 Mesh of the flow field

1.2 控制方程、湍流模型及计算方法

本文采用仿真软件 Fluent 对在发动机启动前的环型蒸汽引射器零二次流的流场进行模拟,控制方程为稳态二维轴对称雷诺平均 Navier-Stokes 方程,湍流模型选用 Realizable $k-\varepsilon$ 模型。采用 Coupled 算法耦合求解,连续方程、动量方程和能量方程用二阶迎风格式进行离散。

1.3 物性参数及边界条件

引射喷嘴入口边界条件采用压力入口,设定入口总温为 530 K,总压为 1.85 MPa,蒸汽化学成分及各成分占比见表 1;二次流入口设为固壁;引射器出口采用压力出口,给定出口压力为大气压。在 Fluent 中开启组分输运,混合气体的密度采用真实气体的 Real-Gas-Soave-Redlich-Kwong 三参数状态方程进行计算。

表 1 环形引射器蒸汽化学成分

Tab. 1 Chemical composition of working steam in annular ejector

化学成分	H ₂ O	CO ₂	CO	O ₂	H ₂
质量分数/%	78.44	11.10	9.20	1.00	0.26

1.4 相变模型

蒸汽在引射器内会发生超音速流动,水蒸气加速膨胀降温降压,可能会有部分水蒸气越过气液饱和线变为液相,导致引射器内气液两相流共存。不考虑液滴在超音速流动过程中的成核及生长过程,采用水蒸气平衡凝结相变模型,假设水蒸气状态越过气液饱和线后立即凝结为液相水。

2 计算结果及分析

2.1 数值模拟与试验数据对比

环形蒸汽引射器的10次典型试验结果如图3所示,极限真空压力 p_v 即真空舱内压力,其平均值为12.60 kPa。

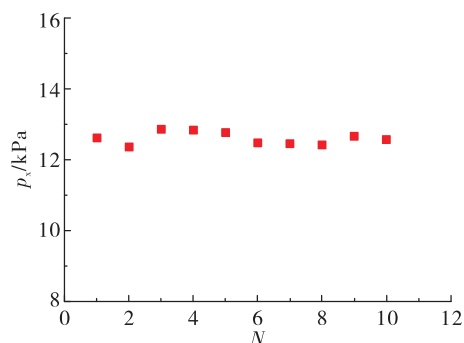


图3 环形蒸汽引射器典型试验结果

Fig. 3 Typical test results of annular steam ejector

不考虑水蒸气相变,数值模拟所得真空压力为8.65 kPa,与试验数据的误差为31%;加入水蒸气相变模型,数值仿真后真空压力为12.15 kPa,与试验数据的误差小于5%。因此认为,在引射器内部存在的跨音速流动中,蒸汽两相流会对数值模拟计算结果产生一定的影响,下文的数值模拟过程中均引入水蒸气平衡凝结相变模型,考虑蒸汽两相流的存在。

2.2 入口工况的影响

引射蒸汽入口的温度和流量是由上游蒸汽发生器决定,蒸汽入口压力由入口温度和流量决定,与温度的开方及流量均成正比。本节将研究入口工况对极限真空压力的影响,通过分析仿真结果,给出降低真空压力的建议。

2.2.1 入口压力的影响

保持引射蒸汽入口总温不变,改变蒸汽入口流

量,蒸汽入口总压发生变化,数值模拟结果如表2所示。

表2 不同入口总压下的计算结果

Tab. 2 Calculation results at different total pressures

入口总压/ MPa	出口流量/ ($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	真空压力/ kPa	最大 马赫数
1.65	88.0	10.62	3.68
1.75	93.3	11.31	3.67
1.85	98.6	12.15	3.67
1.95	104.5	12.78	3.66
2.05	110.0	13.53	3.66

由表2可知,随着引射蒸汽入口流量增大,入口总压也增大,真空压力随之升高,但是真空压力与入口总压的比值及流场内最大马赫数基本无变化。结合图4和图5,对比不同入口总压下的数值模拟结果可以看到,流场内马赫数的大小及液相水体积分数的分布基本相同,只是下游激波的位置有细微差别,随着入口总压升高,激波串向下游推进。从总压曲线图中可以看出,随着入口总压增大,要保证出口总压一致,就要增大流动过程中的总压损失,而经过的激波道数越多,总压损失越大,因此入口总压越大,激波道数越多,激波串越靠近下游出口。可以认为,对于无二次喉道引射器来说,若想得到较低的真空压力,在保证引射器正常启动及入口总温不变的情况下,引射蒸汽入口总压越低越好。降低引射蒸汽入口总压,可以通过减少蒸汽流量来实现。

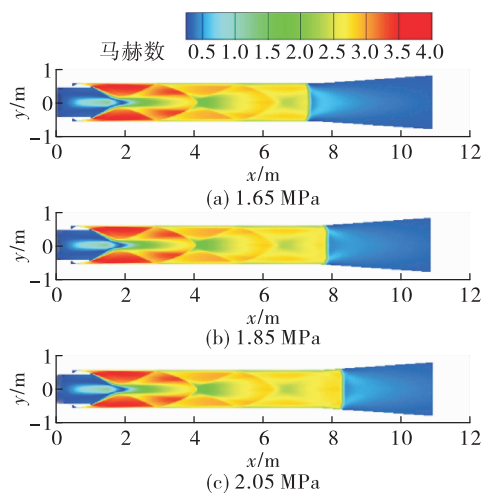


图4 不同入口总压下的马赫数分布

Fig. 4 Mach distributions at different total pressure

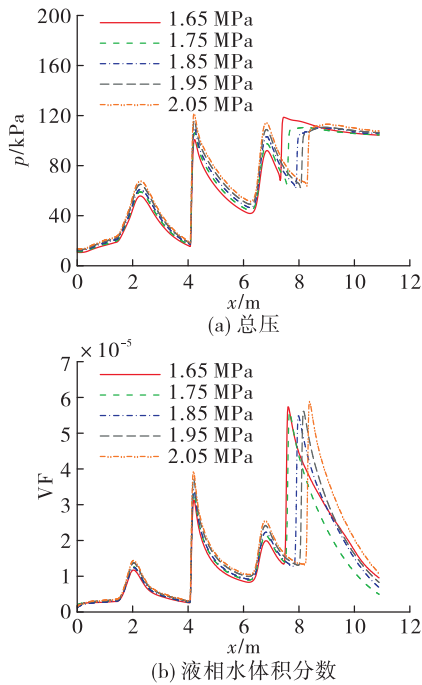


图 5 各参数沿引射器轴线的变化
Fig. 5 Variations of parameters along axis of ejector

2.2.2 入口温度的影响

保持引射蒸汽入口流量不变,改变入口总温,数值模拟结果如表 3 所示。

表 3 不同入口总温下的计算结果

Tab. 3 Calculation results at different total temperatures		
入口总温/K	入口总压/MPa	真空压力/kPa
490	1.77	12.50
510	1.81	12.27
530	1.85	12.15
550	1.89	11.78
570	1.93	11.55

结合表 3、图 6 和图 7 可以看到,随着入口总温提高,入口总压随之增大,流场中温度升高,温升在扩张段比较明显;正激波位置更靠近出口,流场内的马赫数逐渐增大,真空压力随之降低,液相水体积分数逐渐减少。水蒸气流经喷嘴时发展为超音速流动,气流加速膨胀降温降压形成液相水,由于温降有限,蒸汽温度越高,产生冷凝的蒸汽量减少,流场中液相水减少,从而导致流场中气流速度增大,引射器抽吸能力增强,真空压力降低。可以认为,若想得到较低的真空压力,在保证引射器正常

启动及引射蒸汽流量不变的情况下,蒸汽入口总温越高越好。

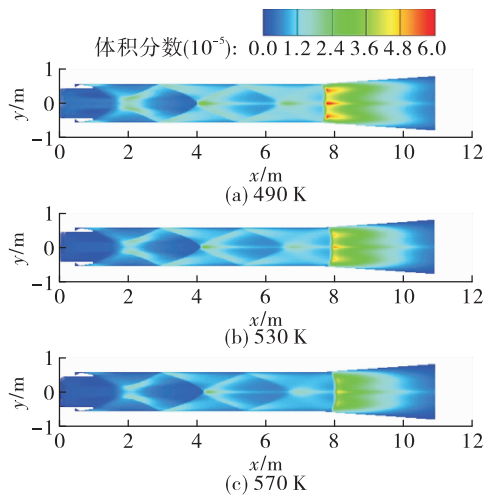


图 6 不同入口总温下的液相水体积分数分布
Fig. 6 Volume fraction distributions at different total temperatures

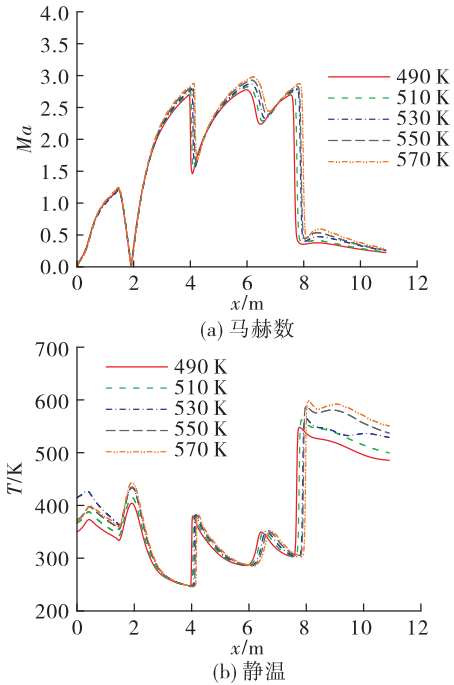


图 7 各参数沿引射器轴线上的变化
Fig. 7 Variations of parameters along axis of ejector

2.3 几何参数的影响

下面将通过改变引射喷嘴出口壁厚和混合室直径,分析引射器几何参数对极限真空压力的影响。

2.3.1 引射喷嘴出口壁厚的影响

喷嘴出口壁厚是指环形引射器引射蒸汽出口与被引射气流入口之间的壁厚。图8给出了环形引射器出口壁厚局部放大图及其网格分布,在初始壁厚为0.05 m的基础上,改变喷嘴出口内径,喷嘴出口截面积也会有细微变化,将壁厚减小为0.03、0.015、0 m,引射器的其余几何参数及边界条件均不变。

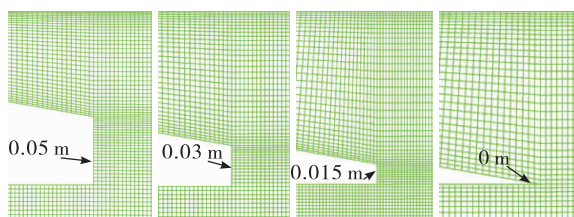
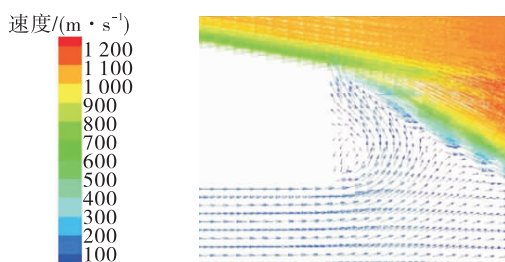


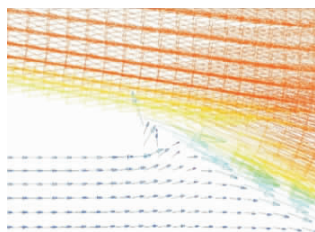
图8 不同引射喷嘴出口壁厚的局部放大图

Fig. 8 Local enlarged views in different wall widths at outlet of ejector nozzle

表4给出了基于不同引射喷嘴出口壁厚下的计算结果。结果表明,随引射喷嘴出口壁厚减小,真空压力降低。根据图9喷嘴出口速度分布,分析认为,由于壁厚减小,在壁厚处气流产生的回流区减小,蒸汽受到的扰动减弱,对舱内气体的引射能力增强,从而真空压力降低。因此,尽管在实际制造中引射喷嘴出口壁厚不可能为零,但是尽可能地减小喷嘴出口壁厚,对降低真空压力有一定帮助。



(a) 0.05 m壁厚处速度矢量图



(b) 0.015 m壁厚处速度矢量图

图9 引射喷嘴出口处速度分布

Fig. 9 Velocity distributions at outlet of ejector nozzle

表4 不同喷嘴出口壁厚下的计算结果

Tab. 4 Calculation results at different wall widths

喷嘴出口壁厚/m	真空压力/kPa	真空压力降比/%
0.050	12.15	—
0.030	10.50	13.58
0.015	9.96	18.0
0.000	9.04	25.6

2.3.2 混合室直径的影响

引射器极限真空理论计算公式为

$$\frac{A_t}{A_m} = M_m \left[\frac{2}{k+1} \left(1 + \frac{k-1}{2} M_m^2 \right) \right]^{-\frac{k+1}{2(k-1)}} \quad (1)$$

$$\frac{p_x}{p^*} = p \left(1 + \frac{k-1}{2} M_m^2 \right)^{-\frac{k}{k-1}} \quad (2)$$

式中: A_m 为混合室截面积; A_t 为喷嘴环缝截面积; M_m 为混合室马赫数; k 为比热比; p_x 为吸入室静压; p^* 为吸入室总压。假设吸入室静压为极限真空压力,吸入室总压为引射蒸汽入口压力。根据式(1)和式(2)即可求出极限真空压力 p_x 。

混合室内流体为超音速流动,根据式(1)、式(2)和图10,马赫数大于1时, A_t/A_m 及 p_x/p^* 随 M_m 的增大而减小,因此保持 A_t 和 p^* 不变,增大 A_m ,则 M_m 随之增大,从而 p_x 下降。

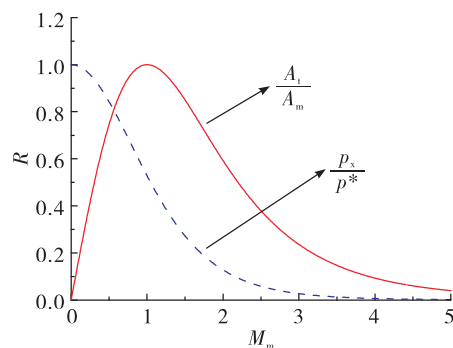


图10 不同比值随马赫数的变化曲线

Fig. 10 Curves of different ratios with mach number

如图11所示,二次喉道直径在原等截面引射器的基础上保持不变,设混合室收缩角为 5° ,通过增加混合室直径 D_m ,将原等截面引射器调整为二次喉道引射器,混合室直径在1.104 m的基础上依次增加0.05、0.1、0.2、0.3、0.4 m,引射器长度为 L_m 。

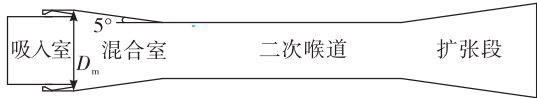


图 11 二次喉道引射器示意图

Fig. 11 Schematic diagram of secondary throat ejector

表 5 为不同混合室直径的计算结果,从表 5 中可以看出,随着混合室直径增大,真空压力减小。当直径增加 0.3 m 时,真空压力较变化前下降 39.92%。从图 12 的马赫数分布中可以看出,随着混合室直径增大,在保持混合室收缩角不变的前提下,引射器长度增加,二次喉道内的马赫数越来越小,当马赫数接近于 1 时喉道会发生壅塞,导致引射器不启动。

表 5 不同混合室直径下的数值模拟计算结果

Tab. 5 Numerical simulation results at different mixing chamber diameters

混合室直径/m	真空压力/kPa	真空压力降比/%
1.154	11.10	8.64
1.204	10.16	16.38
1.304	8.59	29.30
1.404	7.30	39.92
1.504	不启动	—

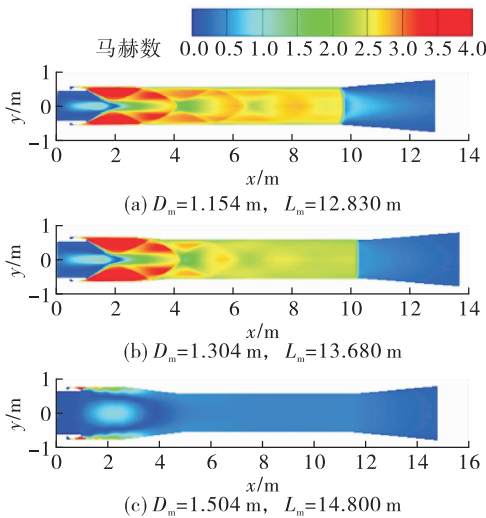


图 12 不同混合室直径下的马赫数分布

Fig. 12 Mach distributions at different mixing chamber diameters

3 结论

1) 建立了环形蒸汽引射器数值仿真模型,通过

Fluent 对引射器内部流场进行分析,并对比试验数据,验证了考虑水蒸气相变模型的仿真结果的准确性。

2) 入口工况对引射器性能有影响。若保持蒸汽入口总温不变,只改变入口总压,真空压力随入口总压的升高而升高;若保持蒸汽入口流量不变,改变入口总温,真空压力随入口总温的升高而降低。因此,在保证引射器正常启动的前提下,降低引射蒸汽入口总压,升高入口总温,可以降低真空压力。

3) 环形引射器喷嘴出口壁厚和混合室直径对真空压力有影响。在入口工况不变的前提下,减小喷嘴出口壁厚或增大混合室直径,真空压力降低,但是混合室直径过大时引射器可能不启动。

参考文献:

[1] 陈健, 吴继平, 王振国, 等. 高空模拟试车台主被动引射方案数值研究[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(1): 126-130.

[2] HAGHPARAST P, SORIN M V, NESREDDINE H. The impact of internal ejector working characteristics and geometry on the performance of a refrigeration cycle[J]. Energy, 2018, 162: 728-743.

[3] 付维娜, 刘中良, 李艳霞, 等. 主喷嘴直径对蒸汽喷射器性能的影响[J]. 化工学报, 2016, 67(S1): 63-68.

[4] 许志敏, 林丽生. 蒸汽喷射泵部分结构参数对其性能影响的研究[J]. 机械研究与应用, 2017, 30(3): 67-70.

[5] 徐万武, 谭建国, 王振国. 高空模拟试车台超声速引射器数值研究[J]. 固体火箭技术, 2003, 26(2): 71-74.

[6] 杨建文, 付秀文, 刘占一, 等. 等截面引射器启动性能数值研究[J]. 应用力学学报, 2014, 31(5): 697-702.

[7] XUE K K, LI K H, CHEN W X, et al. Numerical investigation on the performance of different primary nozzle structures in the supersonic ejector[J]. Energy Procedia, 2017, 105: 4997-5004.

[8] SHARIFI N, SHARIFI M. Reducing energy consumption of a steam ejector through experimental optimization of the nozzle geometry[J]. Energy, 2014, 66: 860-867.

[9] BESAGNI G, INZOLI F. Computational fluid-dynamics modeling of supersonic ejectors: Screening of turbulence modeling approaches[J]. Applied Thermal Engineering, 2017, 117: 122-144.

- [10] 崔明功, 郭然. 环形引射器流场研究[J]. 火箭推进, 2015, 41(2): 75-78.
- CUI M G, GUO R. Study on flow field of annular ejector [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2015, 41(2): 75-78.
- [11] 周璟莹, 邹伟龙, 黄立还. 冲压发动机风洞引射器引射性能模拟[J]. 火箭推进, 2019, 45(2): 53-59.
- ZHOU J Y, ZOU W L, HUANG L H. Simulation study on ejection performance of ramjet engine wind tunnel ejector [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2019, 45(2): 53-59.
- [12] 武心壮, 温庆邦, 黄秀杰, 等. 超音速真空喷射器性能试验和数值研究[J]. 机械设计与制造, 2016(8): 111-113.
- [13] 唐建峰, 史明亘, 刘杨, 等. 结构参数对气体引射器性能的影响研究[J]. 流体机械, 2012, 40(12): 1-5.
- [14] HEMIDI A, HENRY F, LECLAIRE S, et al. CFD analysis of a supersonic air ejector. Part I: Experimental validation of single-phase and two-phase operation[J]. Applied Thermal Engineering, 2009, 29(8/9): 1523-1531.
- [15] ALDOORI G F. Investigation of refrigeration system steam ejector performance through experiments and computational simulations [D]. [S. l.]: University of Southern Queensland School of Mechanical and Electrical Engineering, 2013.
- [16] 欧朝. 超声速引射器型面优化设计与试验研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2012.
- [17] SRIVEERAKUL T, APHORN RATANA S, CHUNNANOND K. Performance prediction of steam ejector using computational fluid dynamics: Part 1. Validation of the CFD results [J]. International Journal of Thermal Sciences, 2007, 46(8): 812-822.
- [18] RAMESH A S, SEKHAR S J. Experimental and numerical investigations on the effect of suction chamber angle and nozzle exit position of a steam-jet ejector [J]. Energy, 2018, 164: 1097-1113.
- [19] 雷宏健. 水蒸气喷射泵内部湿蒸汽两相流动的数值模拟[D]. 沈阳: 东北大学, 2011.
- [20] 张军强. 蒸汽喷射凝结流动模拟研究[D]. 锦州: 辽宁工业大学, 2014.
- [21] 武洪强. 蒸汽喷射器内流动与相变特性的研究[D]. 北京: 北京工业大学, 2017.