

二次流对超声速环型空气引射器真空度的影响*

徐万武, 谭建国, 王振国

(国防科技大学航天与材料工程学院, 湖南长沙 410073)

摘要: 采用计算流体力学时间相关法求解二维轴对称 Navier-Stokes 方程, 数值模拟求解了二维轴对称超声速环型空气引射器流场。在前期工作基础上, 探讨了零二次流时盲腔压强平衡的机理和二次流对引射器真空度的影响。计算表明, 二次流对引射器的流场结构影响显著, 与零二次流相比, 少量的二次流将使引射器真空度大大下降。

关键词: 超声速引射器; 超声速环型引射器; 二次流; 数值模拟

中图分类号: V430 **文献标识码:** A

The Effects of Second-flow on the Vacuum-degree of Annular Supersonic Air Ejector

XU Wan-wu, TAN Jian-guo, WANG Zhen-guo

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The time-dependent method of the computational fluid dynamics is applied to solving the 2-dimensional axisymmetric Navier-Stokes equations, and the flowfields of the 2-dimensional axisymmetric annular supersonic air-ejectors are simulated. Based on the previous work, the balance mechanism of the blind-cavity is considered and the effect of the second-flow on the ejected vacuum is discussed. It's found that the existence of second-flow has an important effect on the flowfield structure of the ejector, and that in comparison with the zero-second-flow condition, a little of the second-flow will reduce the ejector vacuum remarkably.

Key words: supersonic ejector; annular supersonic ejector; second flow; numerical simulation

超声速引射器 (supersonic ejector) 又称射流泵 (jet pump), 是一种超声速气体射流技术, 其工作原理如图 1 所示。超声速引射器具有结构简单、体积小、反应迅速等特点, 在航空航天、军事和国防、国民工业等领域得到了广泛的应用。超声速引射器典型的应用领域包括: 火箭发动机高空试车台真空系统、高超声速吸气推进研究所需地面试验系统、火箭冲压、气动激光器和化学激光器压力恢复系统等等^[2-4]。尽管超声速引射器系统结构较简单, 但其引射扩压管道内流场极其复杂, 涉及超声速底部流动、超声速剪切层、激波附面层干扰等多种复杂流动现象, 而且这些流动现象还相互作用和干扰。在前面的工作中^[1], 作者数值求解了零二次流环型超声速空气引射器的流场结构, 探讨了盲腔压强的影响因素, 得出了在引射器几何构形不变的情况下, 盲腔压强与引射气流总压之比基本保持为一常数的结论。本文在此基础上进一步探讨了盲腔压强平衡的机理, 以及二次流的存在对引射器真空度的影响。

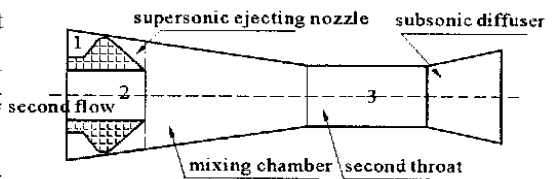


图 1 超声速环型引射器

Fig. 1 Annular supersonic ejector

1 物理模型和数值方法

本文研究的超声速空气引射器, 流体介质为冷空气、理想气体, 未考虑冷空气超声速膨胀时的冷凝问题。由于环型引射器几何构形和流场结构是轴对称的, 因此采用的控制方程为二维轴对称雷诺平均

* 收稿日期: 2002-12-11

基金项目: 国家部委基金项目资助

作者简介: 徐万武(1975-), 男, 博士生。

Navier-Stokes 方程, 湍流模型采用了标准的 $\kappa-\varepsilon$ 双方程模型。环型引射器结构如图 1 所示, 包括环型超声速喷管、混合室、第二喉道和亚声速扩压段。为了反映不同的设计参数对引射器性能的影响, 计算时选取的参数与文献[1]稍有不同。喷管设计马赫数 $Ma_1 = 3.0$, 喷管出口面积与混合室入口面积之比 $A = 0.3$, 引射气流总温为 300K, 总压取 8 个大气压, 引射器出口反压为 1 个大气压。在二次流入口先设定固壁条件, 探讨零二次流时的流场结构, 再设定不同的压强入口条件, 探讨不同的二次流流量对引射器真空度的影响。

1.1 二维轴对称控制方程

守恒形式的控制方程:

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial r} + \mathbf{H} = 0$$

其中,

$$\begin{aligned} \mathbf{U} &= r(\rho, \rho u, \rho v, \rho E)^T \\ \mathbf{F} &= r \left\{ \rho u, \rho u^2 - \tau_{xx}, \rho uv - \tau_{xr}, \rho E u - \tau_{xu} - \tau_{rv} + q_x \right\}^T \\ \mathbf{G} &= r \left\{ \rho v, \rho w - \tau_{rx}, \rho v^2 - \tau_{rr}, \rho E v - \tau_{rv} - \tau_{ru} + q_r \right\}^T \\ \mathbf{H} &= (0, 0, \tau_{\theta\theta}, 0)^T, \quad E = (\gamma - 1) \frac{p}{\rho} + \frac{1}{2}(u^2 + v^2) \\ \tau_{xx} &= -p - \frac{2}{3} \mu \left[\frac{\partial v}{\partial r} + \frac{v}{r} \right] + \frac{4}{3} \mu \frac{\partial u}{\partial x}, \quad \tau_{rr} = -p - \frac{2}{3} \mu \left[\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{v}{r} \right] + \frac{4}{3} \mu \frac{\partial v}{\partial r} \\ \tau_{\theta\theta} &= -p - \frac{2}{3} \mu \left[\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial r} \right] + \frac{4}{3} \mu \frac{v}{r}, \quad \tau_{xr} = \tau_{rx} = \mu \left[\frac{\partial u}{\partial r} + \frac{\partial v}{\partial x} \right] \\ q_x &= -k_{eff} \left[\frac{\partial T}{\partial x} \right], \quad q_r = -k_{eff} \left[\frac{\partial T}{\partial r} \right], \quad \mu = \mu_L + \mu_T, \quad k_{eff} = k_L + k_T \end{aligned}$$

1.2 湍流模型

在动量方程和能量方程中, 涉及到湍流粘性系数 μ_T , 它必须通过湍流模型求得, 这里采用工程上广泛应用的 $\kappa-\varepsilon$ 两方程湍流模型。其中, κ 为湍流动能, ε 为湍流耗散率, 下面是它们的输运方程:

$$\begin{aligned} \rho \frac{D\kappa}{Dt} &= \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu_L + \frac{\mu_T}{\sigma_\kappa} \right) \frac{\partial \kappa}{\partial x_i} \right] + G_\kappa - \rho \varepsilon - Y_M \\ \rho \frac{D\varepsilon}{Dt} &= \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu_L + \frac{\mu_T}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{\kappa} G_\kappa - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{\kappa}, \quad \mu_T = \rho C_\mu \frac{\kappa^2}{\varepsilon} \end{aligned}$$

其中, 模型常数 $C_{1\varepsilon} = 1.44$, $C_{2\varepsilon} = 1$, $C_\mu = 0.09$, $\sigma_\kappa = 1.0$, $\sigma_\varepsilon = 1.3$, G_κ 表征平均速度梯度对湍流动能的影响, Y_M 是压缩性修正项。

$$G_\kappa = \mu_T S^2, \quad S = \sqrt{2S_{ij}S_{ij}}, \quad S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right)$$

$Y_M = \rho \varepsilon^2 M_T^2$, $M_T = \frac{\sqrt{\kappa}}{a}$, $a = \sqrt{\gamma RT}$, a 为当地音速, γ 为比热比, 对空气取 $\gamma = 1.4$ 。

1.3 数值方法

采用时间相关法求解超声速环型引射器流场。数值求解时, 空间上采用二阶迎风格式对连续方程、动量方程和能量方程进行耦合求解, 这种耦合求解方法对于引射器管道内超声速流场结构的捕捉至关重要, 接着再求解湍流输运方程; 时间上采用显式的 Runge-Kutta 方法进行迭代推进, 直至流场收敛。

超声速引射器引射扩压管道长径比较大, 管道内的超声速剪切层和激波附面层干扰流场结构, 对数值计算中网格的横向尺度和纵向尺度提出了较高的要求, 因此计算中的网格数量较大。另一方面, 环型引射喷嘴的喉道尺度非常小而引射管道的尺寸相对较大, 整个流场尺度存在明显的刚性问题, 如果将引射喷嘴流场和引射管道流场作为一个整体进行数值计算, 流场计算的收敛过程将非常缓慢, 计算效率下降。引射器正常工作时, 引射喷嘴流场为超声速满流, 只要引射气流和被引射气流不产生严重的压强不匹配问题, 引射喷嘴流场就不受引射管道流场的影响, 计算中可以将引射喷嘴流场和引射管道流场分离, 先计算引射喷嘴流场, 再以引射喷嘴出口参数作为引射管道入口参数进行引射管道流场计算, 以提高计算效率。计算实践表明这种计算策略是合理的。

2 结果分析

2.1 引射喷嘴流场

图 2 给出了引射喷嘴流场马赫数分布, 计算所得引射喷嘴流场最大马赫数为 2.98, 与一维理论设计值 3.0 接近。图 3 给出了引射喷嘴出口径向总压恢复系数分布, 可以看出, 除壁面附面层区域外, 引射气流在引射喷嘴内膨胀过程的总压恢复系数接近 1, 说明引射喷嘴总压损失较小。

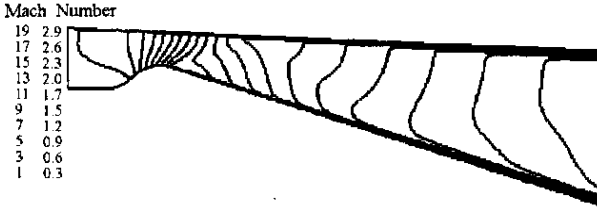


图 2 环型引射喷嘴流场马赫数分布

Fig. 2 Mach number contours of the flowfield in the annular supersonic nozzle

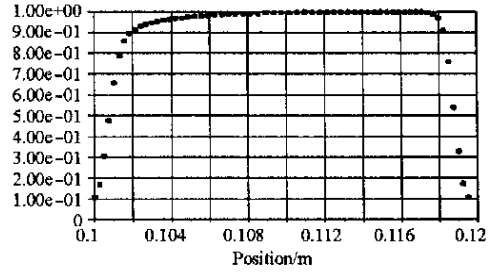


图 3 引射喷嘴出口径向总压恢复系数分布

Fig. 3 Total pressure recovery of the annular supersonic nozzle

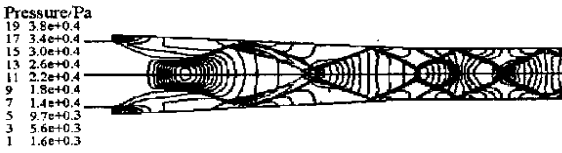


图 4 零二次流条件下, 环型引射器混合室和第二喉道内流场压强分布

Fig. 4 Static pressure contours of the flowfield in the mixing chamber and the second throat when there is no second flow

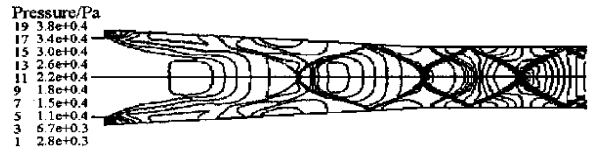


图 5 $n = 0.019$ 时, 引射器混合室和第二喉道内流场压强分布

Fig. 5 Static pressure contours of the flowfield in the mixing chamber and the second throat with $n = 0.01927$

2.2 引射扩压管道流场

图 4、5 分别给出了引射系数为零(零二次流)和引射系数 $n = 0.0193$ 时引射器混合室和第二喉道内的压强分布。可以看出, 尽管计算参数差异较大, 零二次流时混合室内的流场结构与文献[1]的计算结果极其相似, 来自环型引射喷嘴的超声速气流进入混合室后, 由于混合室通道面积远远大于引射喷嘴出口面积, 因此超声速气流在混合室入口段进一步膨胀, 该膨胀气流在轴线形成第一道反射斜激波, 当该斜激波打在管道壁面上时, 由于激波附面层干扰引起壁面附面层分离, 形成典型的 λ 反射波, 这些波系在管道内来回反射, 从而在混合室和第二喉道内形成复杂的波系结构。从图 5 可以看出, 与零二次流相比, 二次流的存在使盲腔压强升高, 从而限制了超声速引射气流在混合室内进一步膨胀的程度, 结果使引射气流在轴线上反射形成的反射斜激波强度减弱, 该斜激波打在混合室壁面上时没有引起附面层分离。有无二次流对引射器亚扩段的流场结构影响较小。图 6 给出了亚扩段内流场压强分布, 可以看出, 在亚扩段内, 由于激波附面层干扰形成激波串结构, 超声速气流通过这些激波串减速增压, 最后以环境压强排入周围大气。

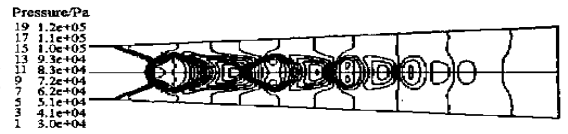


图 6 引射扩压管道亚声速扩压段压强分布

Fig. 6 Static pressure contours of the flowfield in the subsonic diffuser

图 7 (a)、(b)、(c)、(d) 分别给出了零二次流和不同的引射系数 n 下, 引射器混合室入口段内的流场分布。可以看出, 在零二次流和引射系数较小时, 混合室入口形成了回旋涡结构, 一方面, 在靠近引射喷嘴出口区域存在超声速剪切流动, 低速二次流在高速引射气流的卷吸下被带走; 另一方面, 超声速引射气流在混合室内进一步膨胀, 最后撞在中心轴线上形成反射激波, 在撞击点附近形成很高的逆压梯度, 在该逆压梯度的作用下剪切层发生分离, 形成回流, 当中心区域的回流流量与周围区域被剪切流带走的

流量刚好平衡时, 就得到了盲腔的平衡压强。在引射气流总压一定的情况下, 零二次流时的盲腔平衡压强最低, 当二次流的流量增大时(即引射系数增大), 二次流入口压强升高。从图 7(a)、(b)、(c)、(d)可以看出, 随着引射系数的增大, 混合室入口压强逐渐升高, 回流区逐渐缩小, 直到回流区最后消失。计算还发现, 随着引射系数的增大, 混合室入口二次流马赫数逐渐增大。

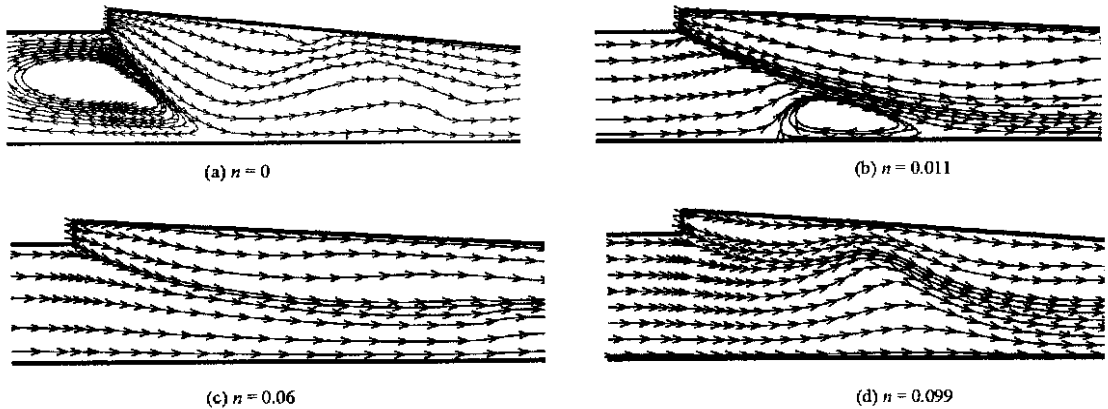


图 7 在不同引射系数 n 条件下, 引射器混合室的流线分布

Fig. 7 The streamlines in the ejector mixing chamber with different ejecting coefficient n

表 1 数值计算结果汇总

Tab. 1 Summary of the computational results

n	p_c/p_Φ	p_c/p_n	Ma_{\max}	混合室壁面附面层有无分离
0	0.01094	0.3704	4.68	有
0.0193	0.01474	0.4992	4.30	无
0.0559	0.01810	0.6127	4.03	无
0.0711	0.02165	0.7332	3.83	无
0.099	0.0250	0.8460	3.65	无
0.114	0.02854	0.9663	3.52	无

表 1 给出数值计算结果汇总。在零二次流时, 盲腔压强与引射气流总压的比率 p_c/p_Φ 最小, 盲腔压强与引射喷嘴出口压强的比率最小($p_c/p_n = 0.3704$), 而混合室内最大马赫数 Ma_{\max} 最大, 壁面有分离。当有少许二次流存在时(引射系数 $n = 0.0193$), 二次流入口压强升高了 40%, 随着引射系数的不断增大, 二次流入口压强不断升高, 而 Ma_{\max} 不断减小。所以, 二次流的存在限制了引射气流在混合室入口段的进一步膨胀, 使二次流入口压强比零二次流时大大升高。还应该注意, 由于超声速引射气流的不均匀性, 在二次流入口压强与引射气流入口压强几乎相等的情况下, 引射气流在混合室内也有局部的进一步膨胀($Ma_{\max} = 3.52$)。

3 结论

数值计算结果表明, 二次流的存在对超声速环型引射器的流场结构影响非常大。在零二次流时, 引射气流在混合室内的进一步膨胀十分明显, 使混合室内最大马赫数远远高于引射喷嘴出口马赫数, 盲腔压强远远低于引射喷嘴出口压强。当有二次流存在时, 即使二次流流量非常小(与引射气流相比), 由于二次流的存在限制了引射气流在混合室内的进一步膨胀, 使二次流入口压强与盲腔压强相比大大升高, 引射器真空度下降, 而且引射系数越大, 引射器真空度越低。

参考文献:

- [1] 徐万武, 王振国. 环型超声速空气引射器零二次流流场数值研究[J]. 推进技术, 2003, 24(1).
- [2] 徐万武. 高性能、大压缩比化学激光器压力恢复系统研究[D]. 国防科技大学, 2003.
- [3] Bauer R C, Geman R C. The Effect of Second Throat Geometry on the Performance of Ejectors without Induced Flow [R]. AEDC-TN-61-133, 1961.
- [4] Jones W L, Fricke H G, Lorenzo C F. Experimental Study of Zero-flow Ejectors Using Gasous Nitrogen [R]. NASA TN D-203.