

混合室对零二次流环形超声速 引射器性能的影响

范 威¹, 栾希亭², 韩先伟¹, 邓永锋¹

(1. 西安航天动力研究所, 西安 710100; 2. 西北工业大学, 西安 710072)

摘 要: 采用二维轴对称雷诺平均方程和 Spalart-Allmaras 湍流模型, 研究了不同混合室结构对零二次流环型超声速引射器的流场结构、盲腔真空度和引射器出口总压力等性能的影响, 较好地模拟了引射器内由激波、边界层干扰诱导的复杂流场特性。结果表明, 在收敛混合室前端增加适当长度的平直段可大大提高零二次流环型超声速引射器的性能。

关键词: 零二次流; 超声速引射器; 混合室; 数值模拟

中图分类号: V434.13-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2011) 03-0022-05

Effects of mixing chamber structure on performance of zero-second-flow annular supersonic ejector

FAN Wei¹, LUAN Xi-ting², HAN Xian-wei¹, DENG Yong-feng¹

(1. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China;

2. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The influences of different mixing chamber structures on flowfield structure, vacuum in blind-cavity and total pressure at ejector outlet of the Zero-second-flow annular supersonic ejector is investigated by using two-dimensional axisymmetric Navier-Stokes equations and Spalart-Allmaras turbulent model. The characteristics of complex flowfield induced by both shock waves and the boundary layer are commendably simulated. The results show that the performance of Zero-second-flow annular supersonic ejector is remarkably promoted when a tube is added at frontend of the convergent mixing chamber.

Keywords: zero-second flow; supersonic ejector; mixing chamber; numerical simulation

收稿日期: 2010-11-09; 修回日期: 2010-11-24

基金项目: 国家航天技术支撑项目

作者简介: 范威 (1985—), 男, 硕士, 研究领域为等离子体发生器真空差分单元设计等

0 引言

利用超声速射流的引射增压作用可以实现一定的真空度, 它可取代庞大复杂的真空设备, 模拟发动机等的排气反压和环境压力条件^[1], 已经在火箭发动机高空模拟试验系统^[2]、亚燃冲压和超燃冲压的地面试验系统^[3], 以及高能激光器、高能束引出设备等压力恢复系统中得到了广泛应用^[4,5]。

超声速引射器中的混合室是将引射气体与被引射气体充分混合的场所。对于大多数二次喉道超声速引射器都采用直接收缩式的混合室结构, 而对于长时间工作零二次流环形超声速引射器来说, 影响可靠启动、工作可靠性和盲腔压强的因素非常复杂, 既与引射喷管的参数有关, 也与混合室、二次喉道和亚扩段所构成的扩压器扩压性能有关。针对小尺寸、高性能和高稳定性的要求, 有必要对引射器的混合室结构进行改进, 以提高引射器的引射性能, 减小引射器的轴向尺寸。本文采用数值模拟方法, 重点研究零二次流环型超声速引射器不同混合室结构对性能的影响。

1 物理模型与计算方法

本文研究超声速空气引射器, 引射介质为 500 K 的热空气, 理想气体, 没有考虑引射空气超声速膨胀时的气体冷凝问题。由于所研究的零二次流环型超声速引射器的几何结构和流场结构均具有轴对称特征, 因此采用二维轴对称雷诺平均 Navier-Stokes 方程, 湍流模型采用 Spalart-Allmaras 模型 (简称 S-A 模型)。

采用的环型超声速引射器结构如图 1 所示, 包括环型超声速喷管、混合室、二次喉道和亚声速扩压段组成。本文计算时在保持引射器来流条件相同的情况下, 考察改变混合室结构参数时, 引射器内流场变化的特性, 引射器的设计参数见表 1 所示。

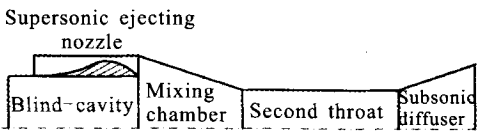


图 1 环型超声速引射器结构
Fig. 1 Structure of annular supersonic air ejector

表 1 引射器计算参数表
Tab. 1 Initial parameters of ejector

名称	符号	数值	单位
引射气体总压	p_{0i}	0.2	MPa
引射气体总温	T_{0i}	500	K
喷嘴出口设计马赫数	Ma_1	3.5	—
外界环境总压	p_h	7000	Pa
外界环境总温	T_h	220	K
面积比	A	0.11	—
扩张比	ψ	2	—
扩张角	θ_k	6	(°)
混合室收缩角	结构 a	θ_h 5.861	(°)
	结构 b	θ_h 3.926	(°)
	结构 c	θ_h 12.0 (加平直段)	(°)

1.1 二维轴对称控制方程

二维轴对称雷诺平均 Navier-Stokes 方程的守恒形式为:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial r} + H = 0 \tag{1}$$

其中

$$U = r(\rho, \rho u, \rho v, \rho E)^T$$

$$F = r(\rho u, \rho u^2 - \tau_{xx}, \rho uv - \tau_{xr}, \rho Eu - \tau_{xx}u - \tau_{xr}v + q_x)^T$$

$$G = r(\rho v, \rho uv - \tau_{xr}, \rho v^2 - \tau_{rr}, \rho Ev - \tau_{xr}u - \tau_{rr}v + q_r)^T$$

$$H = (0, 0, \tau_{\theta\theta}, 0)^T$$

$$E = (\gamma - 1) \frac{p}{\rho} + \frac{1}{2}(u^2 + v^2)$$

$$\tau_{xx} = -p - \frac{2}{3}\mu \left(\frac{\partial v}{\partial r} + \frac{v}{r} \right) + \frac{4}{3}\mu \frac{\partial u}{\partial x}$$

$$\tau_{rr} = -p - \frac{2}{3}\mu \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{v}{r} \right) + \frac{4}{3}\mu \frac{\partial v}{\partial r}$$

$$\tau_{\theta\theta} = -p - \frac{2}{3}\mu\left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial r}\right) + \frac{4}{3}\mu\frac{v}{r}$$

$$\tau_{xr} = \tau_{rx} = \mu\left(\frac{\partial u}{\partial r} + \frac{\partial v}{\partial x}\right)$$

$$q_x = -k_{\text{eff}}\left(\frac{\partial T}{\partial x}\right), \quad q_r = -k_{\text{eff}}\left(\frac{\partial T}{\partial r}\right)$$

$$\mu = \mu_1 + \mu_i, \quad k_{\text{eff}} = k_1 + k_i$$

式中: t 为时间; x 为轴向坐标; r 为径向坐标; ρ 为密度; p 为压强; T 为温度; E 为内能; u 为轴向速度; v 为径向速度; γ 为比热比; μ 为粘性系数; k 为热导率。

1.2 湍流模型

在动量方程中, 湍流粘性系数 μ_t 必须通过湍流模型求得, 这里采用 S-A 模型。在气体动力学中, 对于管道束缚流动, 利用 S-A 模型计算边界层内的流动以及压力梯度较大的流动都可得到较好的结果。另外, 在网格划分的不是很好时, S-A 模型将是最好的选择。

S-A 模型是基于混合长度理论的一种湍流模型, 具体描述如下:

$$\rho \frac{D\bar{v}}{Dt} = G_v + \frac{1}{\sigma_v} \left\{ \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \rho \bar{v}) \frac{\partial \bar{v}}{\partial x_j} \right] + C_{b2} \rho \left(\frac{\partial \bar{v}}{\partial x_j} \right)^2 \right\} - Y_v \quad (2)$$

式中: \bar{v} 代表湍流运动粘性系数; v 代表分子运动粘性系数; G_v 是生成项; Y_v 是破坏项; 模型常量 $C_{b2} = 0.622$ 。

1.3 数值方法

采用时间相关法求解环型超声速引射器流场。数值求解时, 空间上采用一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, 这对引射器管道内超声速流场结构捕捉至关重要, 接着在求解湍流输运方程; 时间上采用显式的 Runge-Kutta 方法进行迭代推进, 直至流场收敛。

2 计算结果

为分析影响零二次流环型超声速引射器性能因素, 获得高稳定、高性能和小尺寸的超声速引射器, 在保证引射气体来流条件相同的情况下, 分别对三种不同混合室结构引射器进行了计算分

析。其中, 图 2(a)和(b)结构的混合室为常规混合室, 没有加平直段; 图 2(a)结构混合室收缩角 $\theta_h = 5.861^\circ$; 图 2 (b)结构混合室的收缩角 $\theta_h = 3.926^\circ$; 图 2(c)结构混合室前端采用平直段结构^[6], 收缩角 $\theta_h = 12^\circ$ 。三种结构的引射器总长均相等。

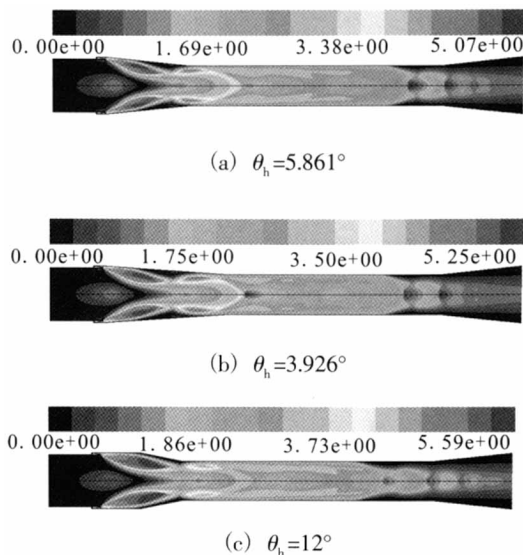


图 2 不同结构引射器内马赫数分布云图

Fig. 2 Mach number contours of flowfield of ejectors with different structures

图 2 给出了不同混合室结构引射器内马赫数分布。可以看出, 引射器内都存在复杂的波系结构, 同时由于引射器混合室结构的不同而导致引射器内的流场也有很大区别。从环型喷管出来的超声速气体在混合室入口附近进一步膨胀, 压强进一步降低, 马赫数进一步升高, 管道内最大马赫数远大于喷嘴出口马赫数, 说明引射气流在混合室内的进一步膨胀过程是非常剧烈的。接着, 引射气流在中心轴线上碰撞, 形成第一道斜激波, 斜激波打到混合室的壁面上, 引起壁面附面层的分离, 在分离区与斜激波交汇处附近会出现一个喉道, 随后主流通道等效截面扩张, 使斜激波后的超声速流动加速, 简称“二次膨胀”。接着, 这些激波在二次喉道内多次反射, 使引射气流平均马赫数和总压逐渐下降, 平均静压逐渐升高, 形成压力恢复^[7]。

可以看出, 由于图 2 (c)采取了平直段结构,

引射气流经超声速喷嘴喷出后的膨胀空间最大, 所以膨胀的最充分, 管道内最大的马赫数 $Ma_2=6.21$, 盲腔的真空度最高 $p_m=350$ Pa, 而图 2(b)结构的混合室倾角最小, 引射气流的膨胀空间稍好于图 2(a), 所以图 2(b)结构引射器的最大马赫数 $Ma_2=5.83$ 大于图 2(a)结构引射器的最大马赫数 $Ma_2=5.64$, 盲腔内的压力 $p_m=440$ Pa 也低于图 2(a)结构引射器的 $p_m=520$ Pa。而由于图 2(c)结构引射器的混合室的收缩角较大, 引射气流充分膨胀后又在混合室收缩段内受到强压缩作用, 附面层分离较弱, 导致二次喉道入口马赫数 $Ma_3=4.83$ 最小, 所以在引射器内的总压损失也最小, 引射器出口总压最大。图 2 (b)结构混合室附面层分离最严重, 二次喉道入口马赫数 $Ma_3=5.64$ 最大, 引射器内的总压损失最大, 引射器出口总压最小^[8]。

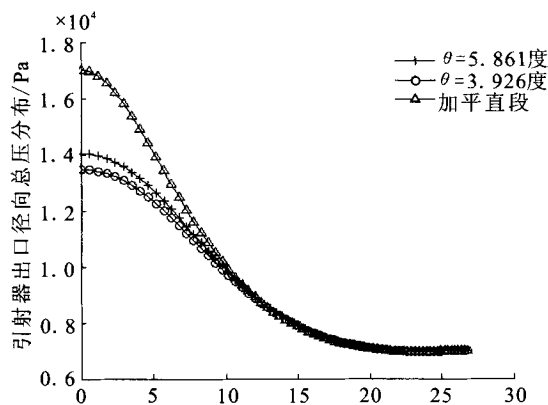


图 3 不同结构超声速引射器出口总压分布

Fig. 3 Total pressure distribution at outlet with different structures supersonic ejector

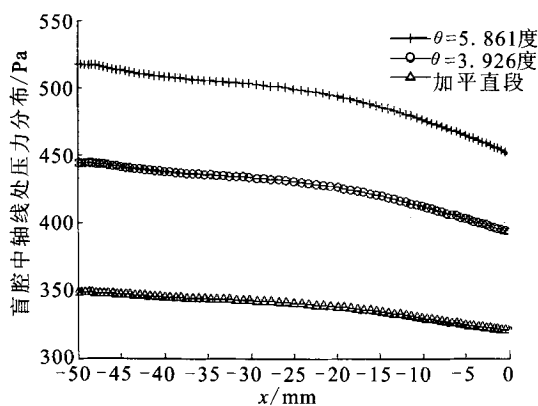


图 4 不同结构超声速引射器盲腔压力分布

Fig. 4 Static pressure distribution in blind-cavity with different structures of supersonic ejector

如图 3、图 4 所示, 由于图 2(c)结构混合室前端采取了平直段结构, 混合室的收缩角相对较大, 在零二次流条件下, 由于不涉及被引射气体与引射气体的混合问题, 所得到的盲腔真空度要高于直接收缩式的混合室结构的引射器, 而引射器的出口总压也最大。

由于环境反压的作用, 引射器二次喉道后半段内形成了典型的激波串结构^[9,10], 如图 5 所示。

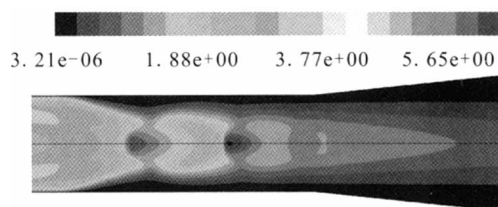


图 5 引射器扩压段激波串结构示意图

Fig. 5 Shock wave structure in subsonic diffusing section of ejector

在零二次流情况下, 盲腔内和混合室入口由于超声速剪切层和剧烈的压力梯度共同作用形成典型的回旋涡结构, 如图 6 所示。在靠近引射喷嘴出口区域存在超声速剪切流动, 盲腔内气体在高速引射气流卷吸下被带走; 同时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, 在该逆压梯度作用下剪切层发生分离形成回流。当中心区域回流流量与周围区域被剪切流带走的流量刚好平衡时, 就得到了盲腔平衡压强。

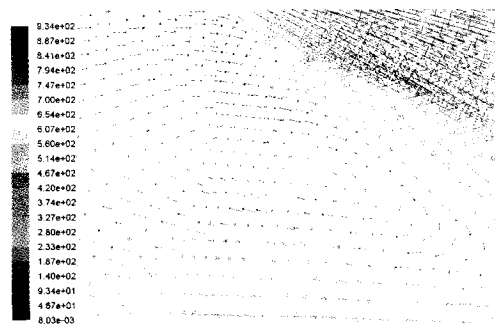


图 6 盲腔内回旋涡结构示意图

Fig. 6 Circumfluence streamlines in blind-cavity of ejector

(下转第 37 页)

3 结论

1) 网格雷诺数影响喷管内流场对流传热。在适当控制网格纵向收缩因子以及纵横比的情况下, 网格雷诺数效应集中体现在控制近壁面第一层网格的法向高度上。在来流参数一定的情况下, 当高度为 10^{-3} mm 数量级时, 对流换热系数的数值模拟结果与 Bartz 公式估算结果一致性较好。

2) 依据本文的研究工况, 在网格雷诺数合理的条件下, 喷管壁面对流换热系数随着来流速度的增大而增大。

3) 在量热完全气体条件下, 当燃气流温度远高于恒温壁温时, 恒温壁温对流场结构及壁面对流换热系数的影响较小。

参考文献:

[1] 阎超, 禹建军, 李君哲. 热流 CFD 计算中格式和网格效应

若干问题研究[J]. 空气动力学学报, 2006, 24(1): 127-132.

[2] SWAMINATHAN V, SETTY Speenivasa, RAMAMADHAV B S. A method for the evaluation of temperature in rocket motor nozzles with varying heat transfer coefficients, A-IAA 75-1347 [R]. USA: AIAA, 1975.

[3] 李君哲, 阎超, 柯伦, 等. 气动热 CFD 计算的格式效应研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2003, 29(11): 76-79.

[4] 覃文洁, 胡春光, 郭良平, 等. 近壁面网格尺寸对湍流计算的影响[J]. 北京理工大学学报, 2006, 26(5): 16-20.

[5] 杨世铭, 陶文铨. 传热学 (第四版)[M]. 高等教育出版社, 2006.

[6] B K 科什金. 航空与火箭技术中的传热原理[M]. 北京: 科学出版社, 1963.

[7] 张宏伟, 陶文铨, 何雅玲, 等. 再生冷却推力室耦合传热数值模拟[J]. 航空动力学报, 2006, 21(5): 148-154.

[8] TOMIFUMI Godai, YOSHINORI Yuzawa, KATUYA Ito, et al. An experimental investigation of heat transfer in the nozzle of high-aluminized solid rocket, NASA TT F-12 [R]. [S. I.]: NASA TT, 1968.

(编辑: 王建喜)

(上接第 25 页)

3 结论

零二次流环型超声速引射器的混合室结构对内流场结构, 以及盲腔内的真空度与引射器出口总压影响很大。在一定范围内, 混合室的收缩角越小, 引射气体膨胀越充分, 盲腔内的真空度越高, 而二次喉道进口马赫数越大, 引射器内总压损失越大, 引射器出口总压越低。对于零二次流, 在不涉及引射气体与被引射气体混合问题时, 如果在直接收缩式的混合室前方加入一适当长度的平直段, 之后加大混合室的收缩角, 这样既可以增加引射器管道内引射气体的最大马赫数, 提高盲腔内的真空度, 又可以降低二次喉道入口马赫数, 降低引射气体的总压损失, 从而提高引射器的性能, 减小引射器的轴向尺寸。

参考文献:

[1] 王永浩, 曲继和, 张秀玲. 主动引射高模试车台水喷雾冷

却器等效热力系统模型的研究 [J]. 火箭推进, 2006, 32(5): 56-59.

[2] 王永忠. 液体火箭发动机高空模拟实验及环境治理[J]. 火箭推进, 2000, 26(6): 8-20.

[3] 徐万武, 邹建军, 王振国, 周进. 超声速环型引射器启动特性试验研究[J]. 火箭推进, 2005, 31(6): 7-11.

[4] 沈坚, 胡国新. 引射器及引射循环在工程中的应用[J]. 煤气与热力, 2005, 25(1): 34-38.

[5] NIKOLAI V A, VLADIMIR L B. Features of combined discharge plasmas: electron beam and stream, AIAA 2008-1399 [R]. USA: AIAA, 2008.

[6] 张忠利. 超声速二次喉道扩压器气动特性研究[J]. 火箭推进, 2001, 27(3): 14-22.

[7] 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): 36-39.

[8] 贺军科, 吴雄. 被动式引射器内流场数值研究[J]. 固体火箭技术, 2005, 28(2): 116-119.

[9] 陈吉明, 任玉新. 超音速风动扩压器激波串现象的数值模拟[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2007, 47(2): 264-267.

[10] 潘锦珊. 气体动力学基础[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1986, 133-139.

(编辑: 马 杰)