

文章编号:1000-8055(2020)04-0855-12

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2020.04.019

发射井引射器的工作特性

权 辉, 谢 建, 张 力, 魏小玲
(火箭军工程大学 导弹工程学院, 西安 710025)

摘 要: 针对发射井优化设计问题,提出了发射井引射器模型和引射器函数求解方法。研究了静压协调函数的性质,分析了发动机总压、发射井横截面积、混合室出口压强变化时的极限工作条件和取值范围。结果表明:第一极限、引射面积零点和等速点不能达到;在未达到第三极限时,引射器工作特性服从静压协调函数;在第三极限和最小极限之间工作特性曲线服从最优静压函数;在过雍塞状态,引射器工作特性服从最小静压函数。研究结果为发射井和引射器的优化设计提供了重要指导。

关 键 词: 发射井; 引射器函数; 静压协调函数; 第三极限; 工作特性曲线; 最优静压函数; 最小静压函数

中图分类号: V553.1⁺2 **文献标志码:** A

Working characteristic of silo ejector

QUAN Hui, XIE Jian, ZHANG Li, WEI Xiaoling
(Missile Engineering Institute,
Rocket Force Engineering University, Xi'an 710025, China)

Abstract: Considering the problem of silo design, the silo ejector model and ejector function were proposed. The properties of the static pressure matching function were studied. The critical conditions and ranges of the engine total pressure, the cross-sectional area of the silo and the outlet pressure of the mixing chamber were analyzed. This proved impossible to achieve the first limit of ejector, the zero points of the cross-sectional area of secondary flow and the constant velocity point; when the third limit of the ejector was not reached, the characteristic curve was subjected to the static pressure matching function; when the state of the ejector ranged from the third limit to the minimum limit, the characteristic curve was subjected to the optimal static pressure function; when the ejector worked in the over-congestion state, the characteristic curve was subjected to the minimum static pressure function. The results provide an important guidance for the design of silos and ejectors.

Key words: silo; ejector function; static pressure matching function; third limit; working characteristic curve; optimal static pressure function; minimum static pressure function

井式火箭发射技术的迅速发展,使得发射井优化设计成为重要研究课题^[1],而分析发射井流场规律是发射井优化设计的重要步骤^[2]。火箭从

点火到出井过程中,发射场区的流场经历回火阶段、引流阶段和失稳阶段等 3 个明显的阶段变化^[3]。在引流阶段,火箭燃气射流在井下狭窄空

收稿日期:2019-10-21

基金项目:国家自然科学基金(51475462)

作者简介:权辉(1986—),男,博士生,主要从事发射井流场特性及优化设计研究。

引用格式:权辉,谢建,张力,等.发射井引射器的工作特性[J].航空动力学报,2020,35(4):855-866. QUAN Hui, XIE Jian, ZHANG Li, et al. Working characteristic of silo ejector[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(4): 855-866.

间内产生引射作用,整个发射井相当于大型的引射器,其引射性能直接影响发射井的流场特性。因此研究发射井引射规律对于分析发射井流场规律和发射井优化设计具有重要意义。

当前对于发射井燃气流场,王飞等采用 CFD 方法分析了 W 型发射井出井过程,明确了引射现象的存在^[3];周笑飞详细分析了组分输运、湍流模式、离散格式、复燃等因素对 CFD 模拟地下井燃气射流结果的影响,给出了引射阶段流场参数的变化规律^[4];谢政采用 CFD 方法研究了发射井燃气流场的流动规律并与发射试验进行了对比,分析了二次燃烧问题和注水降噪方法,研究结果验证了发射井引射规律^[5]。以上研究成果虽然均涉及到发射井引射规律,但是由于武器装备研究的保密性和高度计划性,这些研究的主要关注点在整体流动规律、CFD 方法、初始冲击等方面,并没有针对引射规律的深入理论研究。

当前对于引射器的研究以 CFD 方法和实验方法居多,主要研究方面为多级引射器^[6],几何形状对引射器性能的影响^[7-8],两相流引射器^[9],临界引射器^[10],混合过程^[11],激波影响^[12],摩擦损失^[13],流动可视化^[14-15]等。在引射器的理论研究方面,主要是在索科洛夫法、奥芳夫法和维利杰尔法基础上改进提出一种简化计算方法^[16-17],典型的有 Eames 理论^[18]、Ei-Dessouky 理论^[19]、祝银海理论^[20]。这些理论根据具体问题提出了针对性的简化计算方法,具有相当的准确度,但是由于发射井和典型引射器在入口段和扩压段存在明显差异,这些理论方法对于发射井问题并不能完全适用,必须根据发射井的构型特点建立针对性的理论。

当前对于发射井优化设计的针对性理论研究较少。在其他涉及到流体力学性能的优化设计领域,多采用 CFD 和数值寻优算法相结合进行^[21-22]。实际中 CFD 计算常常耗费大量人力和计算资源,优化设计中还有可能反复几何建模,特别是发射井体量巨大,基于 CFD 方法的优化设计并不可取。所以在发射井优化设计时,应当先采用近似公式进行粗设计,然后采用 CFD 方法进行精设计,最后通过试验进行验证。

本文从等面积引射器基本原理出发,对发射井构型作适当简化,提出发射井引射器的概念,推导适用于描述发射井流场特性的准一维方程组,提出引射器函数方法进行方程组求解,分析发射井引射器各种极限工作状态的关系,建立参数变化时的完整工作特性曲线,为发射井的快速分析

设计提供指导。

1 适用于发射井的引射器函数方法

1.1 发射井引射器模型的基本假设

发射井引射原理如图 1 所示。由火箭发动机喷出的超声速射流在 1-1 截面形成低压区,发射场坪上的空气在大气压的驱使下进入发射井填补低压区。进入发射井的空气与发动机火箭燃气射流混合,并被加速,最终在 3-3 截面上,空气与燃气完全混合,具有相同的状态参数。混合气流经过排焰道排出。在这一过程中,发动机喷出的燃气射流相当于引射器的工作流体^[23],由大气压作用进入发射井的空气相当于引射流体^[23],发动机出口至排焰道入口之间的圆柱形区域相当于引射器的混合室。由此,发射井圆柱形主体部分可以简化为圆柱形等截面积引射器,采用一维引射器理论进行分析。

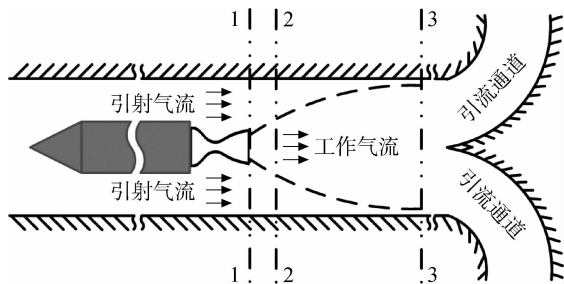


图 1 发射井简化示意图

Fig. 1 Schematic diagram of simplified silo

一维引射器理论的基本假设

- 1) 工作气流和引射气流在混合室入口满足静压匹配关系,流场只有沿流向的速度分量,两股气流均为比热容恒定,比热比恒定的理想气体;
- 2) 不考虑混合室内的具体掺混过程,气流在掺混过程中不发生化学反应,且认为混合室出口已完成掺混,混合气流也为理想气体;
- 3) 忽略混合室的壁面摩擦损失;
- 4) 气流为绝热流动。

考虑到拉瓦尔喷管出口压强为设计值,无法满足静压匹配关系,故混合室入口选为拉瓦尔喷管沿流向下游距离不远处,在图 1 中为 2-2 截面。为了计算方便,选择 2-2 下游、引流通道上游的等截面发射井段为混合室,出口选为引流通道入口上游一定距离处,在图 1 中为 3-3 截面。

1.2 引射器方程组

为计算混合室两端的参数关系和引射系数,

对图 1 再简化,仅保留火箭发动机、引射气道、混合室。简化后的发射井引射原理图如图 2。

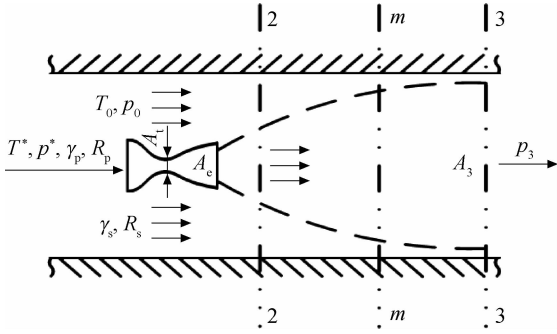


图 2 发射井引射原理简图

Fig. 2 Schematic diagram of silo ejector

如图 2 所示引射器中,已知量有 4 部分:①火箭发动机入口总温 T^* 、总压 p^* 、比热比 γ_p 、气体常数 R_p ;②井口空气总温 T_0 、总压 p_0 、比热比 γ_s 、气体常数 R_s ;③混合室出口静压 p_3 ;④发动机喉部横截面积 A_t 、引射器横截面积(即发射井横截面积) A_3 。

需要求解的量也包括 4 部分:① 2-2 截面上工作流体的压强 p_2 (根据静压匹配关系,2-2 截面上引射流体的静压与工作流体的静压相等,所以统一设为 p_2)、温度 T_{p2} 、密度 ρ_{p2} 、速度 v_{p2} 、过流面积 A_{p2} ;② 2-2 截面上引射流体的温度 T_{s2} 、密度 ρ_{s2} 、速度 v_{s2} 、过流面积 A_{s2} ;③ 3-3 截面上的温度 T_3 、密度 ρ_3 、速度 v_3 、比热比 γ_3 、气体常数 R_3 ;④引射系数 u 。

此外,在求解过程中出现的关于引射流体的量统一加下标 s,关于工作流体的量统一加下标 p,如果该量仅限于 2-2 截面,则再加下标 2;求解过程中混合流体仅考虑 3-3 截面,出现的变量统一加下标 3。

为了计算方便,不考虑拉瓦尔喷管出口激波带来的总压损失,假设发动机处于欠膨胀状态或者完全膨胀状态,此时发动机出口工作流体仍然为等熵流动。

求解此发射井引射器,需要先根据一维绝热流动假设分别将已知的发动机入口参数、井口空气参数、混合室出口参数结合已知面积参数化为 2-2 截面上的气流参数,再根据静压匹配关系求解。具体过程如下:

1) 根据火箭发动机入口总温 T^* 、总压 p^* 、比热比 γ_p 、气体常数 R_p ,并假设 p_2 已知,求取 2-2 截面上工作气流的参数。

由 $p_2 = p^* \pi(\lambda_{p2})$ 可得

$$\lambda_{p2} = \pi^{-1}\left(\frac{p_2}{p^*}\right) = \sqrt{\frac{\gamma_p + 1}{\gamma_p - 1} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p^*}\right)^{\frac{1}{\gamma_p}}\right]} \quad (1)$$

式中 λ_{p2} 为 2-2 截面上工作流体的速度系数, π 为气动函数^[24],其表达式为

$$\pi(\lambda) = \left(1 - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \lambda^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (2)$$

根据气动函数

$$\tau(\lambda) = 1 - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \lambda^2 \quad (3)$$

可以求得 2-2 截面上工作流体的温度

$$T_{p2} = T^* \tau(\lambda_{p2}) = T^* \left(1 - \frac{\gamma_p - 1}{\gamma_p + 1} \lambda_{p2}^2\right) \quad (4)$$

速度可以表示为

$$v_{p2} = \lambda_{p2} a_{pcr} = \lambda_{p2} \sqrt{\frac{2\gamma_p}{\gamma_p + 1} R_p T^*} \quad (5)$$

式中 a_{pcr} 为工作气流的临界声速。

密度可以表示为

$$\rho_{p2} = \frac{p_2}{R_p T_{p2}} \quad (6)$$

于是,得到方程组

$$\begin{cases} \lambda_{p2} = \pi^{-1}(p_2/p^*) \\ T_{p2} = T^* \tau(\lambda_{p2}) \\ v_{p2} = \lambda_{p2} a_{pcr} \\ \rho_{p2} = p_2/(R_p T_{p2}) \end{cases} \quad (7)$$

2) 根据井口空气总温 T_0 、总压 p_0 、比热比 γ_s 、气体常数 R_s ,并假设 p_2 已知,求取 2-2 截面上引射气流的参数。参照得到式(7)的推导过程可以得到 2-2 截面上引射流体的方程组

$$\begin{cases} \lambda_{s2} = \pi^{-1}(p_2/p_0) \\ T_{s2} = T_0 \tau(\lambda_{s2}) \\ v_{s2} = \lambda_{s2} a_{scr} \\ \rho_{s2} = p_2/(R_s T_{s2}) \end{cases} \quad (8)$$

3) 根据前述假设,混合前发动机燃气射流为等熵准一维流动,可以由气动函数得到 2-2 截面上关于工作流体和引射流体过流面积的方程组

$$\begin{cases} A_{p2} = A_t/q(\lambda_{p2}) \\ A_{s2} = A_3 - A_{p2} \end{cases} \quad (9)$$

式中 q 为流量函数,其表达式为

$$q(\lambda) = \frac{\rho v}{\rho_{cr} v_{cr}} = \left(\frac{\gamma + 1}{2}\right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \lambda \left(1 - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \lambda^2\right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \quad (10)$$

4) 已知 p_3 ,并假设 p_2 已知,根据引射器混合

室入口和出口参数关系建立关于 2-2 截面和 3-3 截面上参数的方程组。

根据质量守恒可得

$$m_p + m_s = m_3 \tag{11}$$

式中 m_p 、 m_s 、 m_3 分别为工作流体、引射流体和混合流体的质量流量,其分别可以表示为

$$m_p = \rho_{p2} v_{p2} A_{p2} \tag{12}$$

$$m_s = \rho_{s2} v_{s2} A_{s2} \tag{13}$$

$$m_3 = \rho_3 v_3 A_3 \tag{14}$$

根据能量守恒可得

$$m_p c_{pp} T^* + m_s c_{ps} T_0 = m_3 c_{p3} T_{03} \tag{15}$$

式中 c_{pp} 、 c_{ps} 、 c_{p3} 分别为工作流体、引射流体和混合流体的比定压热容, T_{03} 为混合流体的总温。

根据动量守恒可得

$$m_p v_{p2} + m_s v_{s2} - m_3 v_3 = (p_3 - p_2) A_3 \tag{16}$$

混合气体状态方程为

$$p_3 = \rho_3 R_3 T_3 \tag{17}$$

3-3 截面的总温可以表示为

$$c_{p3} T_{03} = c_{p3} T_3 + v_3^2/2 \tag{18}$$

3-3 截面上,混合流体的比定压热容满足方程

$$m_p c_{pp} + m_s c_{ps} = m_3 c_{p3} \tag{19}$$

混合气体的气体常数满足方程

$$m_p R_p + m_s R_s = m_3 R_3 \tag{20}$$

于是得到描述混合室参数关系的方程组

$$\begin{cases} m_p + m_s = m_3 \\ m_p = \rho_{p2} v_{p2} A_{p2} \\ m_s = \rho_{s2} v_{s2} A_{s2} \\ m_3 = \rho_3 v_3 A_3 \\ m_p c_{pp} T^* + m_s c_{ps} T_0 = m_3 c_{p3} T_{03} \\ m_p v_{p2} + m_s v_{s2} - m_3 v_3 = (p_3 - p_2) A_3 \\ p_3 = \rho_3 R_3 T_3 \\ c_{p3} T_{03} = c_{p3} T_3 + v_3^2/2 \\ m_p c_{pp} + m_s c_{ps} = m_3 c_{p3} \\ m_p R_p + m_s R_s = m_3 R_3 \end{cases} \tag{21}$$

将方程组式(7)、式(8)和式(9)代入式(21),得到一个由 20 个方程组成的方程组

$$\begin{cases} \lambda_{s2} = \pi^{-1}(p_2/p_0) \\ T_{s2} = T_0 \tau(\lambda_{s2}) \\ v_{s2} = \lambda_{s2} a_{scr} \\ \rho_{s2} = p_2/(R_s T_{s2}) \\ \lambda_{s2} = \pi^{-1}(p_2/p^*) \\ T_{p2} = T^* \tau(\lambda_{p2}) \\ v_{p2} = \lambda_{p2} \alpha_{per} \end{cases}$$

$$\begin{cases} \rho_{p2} = p_2/(R_p T_{p2}) \\ A_{p2} = A_t/q(\lambda_{p2}) \\ A_{s2} = A_3 - A_{p2} \\ m_p + m_s = m_3 \\ m_p = \rho_{p2} v_{p2} A_{p2} \\ m_s = \rho_{s2} v_{s2} A_{s2} \\ m_3 = \rho_3 v_3 A_3 \\ m_p c_{pp} T_s c_{ps} T_0 = m_3 c_{p3} T_{03} \\ m_p v_{p2} + m_s v_{s2} - m_3 v_3 = (p_3 - p_2) A_3 \\ p_3 = \rho_3 R_3 T_3 \\ c_{p3} T_{03} = c_{p3} T_3 + v_3^2/2 \\ m_p c_{pp} + m_s c_{ps} = m_3 c_{p3} \\ m_p R_p + m_s R_s = m_3 R_3 \end{cases} \tag{22}$$

称式(22)为引射器方程组。求解引射器方程组可以得到发射井准一维流动所有参数。

基于引射器方程组的求解结果,根据引射系数的定义

$$u = \frac{m_s}{m_p} \tag{23}$$

可以求得引射系数。

1.3 引射器函数

把引射器方程组中用 p_2 和已知参数表示的未知变量都代入动量方程时,可以得到一个由 11 个已知量和一个未知量 p_2 组成的方程,现称之为引射器方程。在求解 p_2 时,引射器方程和引射器方程组是等价的。为了便于研究,在此引入引射器函数 E_j ,引射器方程可以用引射器函数表示为

$$\begin{aligned} E_j(T^*, p^*, \gamma_p, R_p, T_0, p_0, \gamma_s, R_s, p_3, A_t, \\ A_3; p_2) = (m_p v_{p2} + m_s v_{s2} - \\ m_3 v_3)/A_3 + p_2 - p_3 = 0 \end{aligned} \tag{24}$$

简记作

$$E_j(p_2) = 0 \tag{25}$$

采用引射器函数求解引射器方程,可以在 p_2 取值范围内粗略地进行遍历求取引射器函数值,确定零点的分布区间,而后采用二分法精确求取零点,得到引射器方程的精确解,进而求得引射器方程组其他变量。

1.4 发射井引射器算例

取 $T^* = 3\,000\text{ K}$, $p^* = 5\text{ MPa}$, $T_0 = 300\text{ K}$, $p_0 = 101\,325\text{ Pa}$, $p_3 = 101\,325\text{ Pa}$,发动机喉部直径 $D_t = 0.1\text{ m}$,发射井直径 $D_3 = 4\text{ m}$, $R_s = 286.8909\text{ J/(kg} \cdot \text{K)}$, $\gamma_s = 1.4017$, $R_p = 357.5628\text{ J/(kg} \cdot \text{K)}$, $\gamma_p = 1.2470$, $p_2 = 0 \sim 101\,325\text{ Pa}$,计算得到两个零点 $p_2 = 19.709\,5\text{ Pa}$ 、 $p_2 =$

98742.9628 Pa,一个无穷点 $p_2 = 35.1017\text{ Pa}$ 和一个间断点 $p_2 = 42.1248\text{ Pa}$ 。根据 $p_2 = 19.7095\text{ Pa}$ 计算 3-3 截面参数均得到非物理值,应当舍弃,所以引射器方程的正确解为 $p_2 = 98742.9628\text{ Pa}$ 。从正确解出发,求得引射器方程组其他未知量如表 1。

表 1 引射器方程组未知量的值

Table 1 Values of unknowns of the ejector equation set

变量	数值
λ_{p2}	2.2190
$v_{p2}/(\text{m/s})$	2421.2935
T_{p2}/K	1376.1608
$\rho_{p2}/(\text{kg/m}^3)$	0.1987
λ_{s2}	0.2463
$v_{s2}/(\text{m/s})$	78.0705
T_{s2}/K	296.9662
$\rho_{s2}/(\text{kg/m}^3)$	1.1473
A_{p2}/m^2	0.0518
A_{s2}/m^2	12.5146
$m_p/(\text{kg/s})$	24.9299
$m_s/(\text{kg/s})$	1120.9341
$m_3/(\text{kg/s})$	1145.8640
u	44.9634
$c_{p3}/(\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K}))$	1021.8103
$R_3/(\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K}))$	288.5352
γ_3	1.3934
T_{o3}/K	403.4873
$v_3/(\text{m/s})$	104.7453
T_3/K	398.1186
$\rho_3/(\text{kg/m}^3)$	0.8705

2 静压协调函数

2.1 静压协调函数的基本概念

引射器方程实际上是 p_2 的隐函数,理论上可以根据引射器方程得到 p_2 的显式函数,称为静压协调函数,用 E_p 来表示,其表达式记为

$$p_2 = E_p(T^*, p^*, \gamma_p, R_p, T_0, p_0, \gamma_s, R_s, p_3, A_t, A_3)$$

(26)

简记作

$$p_2 = E_p$$

(27)

当某个自变量发生变化时,形成静压协调函

数随该变量变化的曲线,称为静压协调函数曲线。求解具体某个参数的静压协调函数曲线需要用引射器函数作为中间变量,先求取该参数变化时的引射器函数曲线族,再求取曲线族的零点形成静压协调函数的曲线。

静压协调函数共有 11 个自变量,在发射井的设计中,可以人工控制的重要参数包括发动机的入口参数、发射井尺寸和混合室出口压强。下面分别对 p_3 、 p^* 、 D_3 变化时的静压协调函数展开研究。

2.2 静压协调函数曲线

当 p_3 变化时,可以求取引射器函数曲线族的零点形成 p_3 的静压协调函数曲线,但是由于引射器有多个零点,所以静压协调函数曲线有多个分支,实际中引射器(如文中第 1.4 节算例)并不能形成很低的混合室入口压强,考虑到实际引射器工作状态在参数变化时的连续性和唯一性,静压协调函数曲线取纵坐标最大的分支。以下 p^* 、 D_3 变化时静压协调函数曲线也取纵坐标最大的分支,不再赘述。

计算得到 p_3 的静压协调函数曲线如图 3 所示。从图可以看出,随着 p_3 的的增大, p_2 先减小再增大,且终点高于起点。

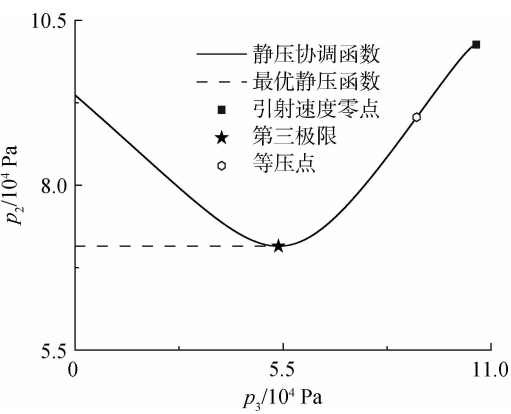


图 3 p_3 的静压协调函数

Fig. 3 Static pressure matching function curve of p_3

计算得到 p^* 的静压协调函数曲线如图 4 所示。从图可以看出,随着 p^* 的的增大, p_2 持续减小,但是曲线开始比较陡峭,慢慢趋缓,而后又变陡峭。曲线并不是无限发展,而是从 101325 Pa 开始,结束于约 $3.25 \times 10^8\text{ Pa}$ 。

计算得到 p_3 的静压协调函数曲线如图 5 所示。从图可以看出,随着 D_3 的的增大, p_2 先是急剧增大而后缓慢增大逐渐趋于 101325 Pa。

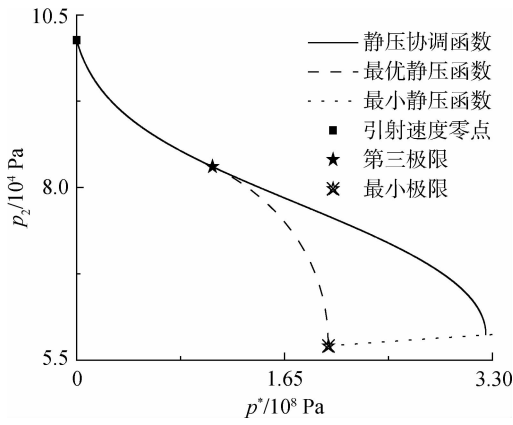


图 4 p^* 的静压协调函数

Fig. 4 Static pressure matching function curve of p^*

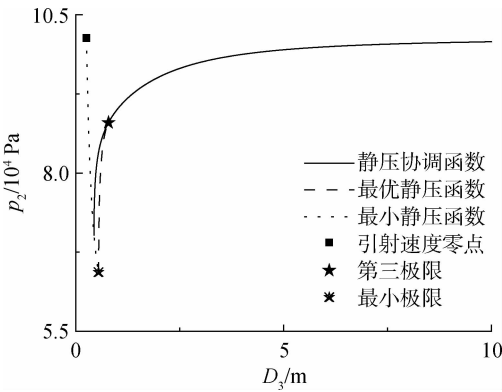


图 5 D_3 的静压协调函数

Fig. 5 Static pressure matching function curve of D_3

3 发射井引射器的极限工作状态

在引射流体和工作流体混合的过程中,工作流体的动量和能量传递给引射流体,引射流体不断加速,工作流体不断减速,当引射气体的速度达到声速时,引射器会产生雍塞^[23,25],引射器的性能会下降。当引射流体在混合室入口达到声速时,称为第一极限状态;当引射流体在混合室出口达到声速时,称为第三极限状态;当引射流体在混合室中间某个位置达到声速时,称为第二极限状态。当引射器达到极限状态时,混合室出口压强不再影响混合室入口状态,静压协调函数不能有效描述引射器工作状态,需要建立符合极限状态的描述方程。

当参数变化时,在某些状态下引射器并不能形成引射,这对参数的取值范围提出了要求。这需要对参数变化时引射器的起点状态和终点状态展开研究。

当参数变化时,某个状态下, $p_2 = p_3$, 发射井

引射器作为一种等面积引射器实现了等压引射器的作用,这样的状态称为等压状态,反映在工作特性曲线上是一个点,称为等压点。在某个状态下, $v_{s2} = v_3$, 发射井引射器不能对引射气流进行加速,这样的状态称为等速状态,反映在工作特性曲线上的点称为等速点。等压点和等速点这样的特殊点也可以在广义上认为是一种状态变化的极限,需要给出以说明引射工作特性的变化。

3.1 混合气流速度极限(第三极限)

在文献[23]中求解第二极限状态时,假定混合室中间某个截面(如图 2 中 $m-m$ 截面)之前工作气流和引射气流没有发生混合。这种方法求解得到的 $m-m$ 截面第二极限实际上和本文 2-2 截面(本文设定的混合室入口截面)第一极限相同。为避免概念的混淆,本文中称第一极限为引射气流速度极限,称第三极限为混合气流速度极限。

为了确定混合气流速度极限时的 p_3 值,可在引射器方程组中将 p_3 用其他参数表示,然后代入极限条件方程,形成适定方程组,数值求解得到 p_{3cr} ,具体阐述见下文。

将式(14)、式(18)代入式(17)得

$$p_3 = \frac{m_3 R_3 T_{03}}{v_3 A_3} - \frac{m_3 R_3 v_3}{2 c_{p3} A_3} \quad (28)$$

再将式(28)代入式(16)得

$$(R_3/c_{p3} - 2)m_3 v_3^2/2 + (m_p v_{p2} + m_s v_{s2} + p_2 A_3)v_3 - m_3 R_3 T_{03} = 0 \quad (29)$$

把式(29)代入式(22),并替换动量方程得到方程组

$$\begin{cases} \lambda_{s2} = \pi^{-1}(p_2/p_0) \\ T_{s2} = T_0 \gamma(\lambda_{s2}) \\ v_{s2} = \lambda_{s2} a_{scr} \\ \rho_{s2} = p_2/(R_s T_{s2}) \\ \lambda_{s2} = \pi^{-1}(p_2/p^*) \\ T_{p2} = T^* \gamma(\lambda_{p2}) \\ v_{p2} = \lambda_{p2} a_{per} \\ \rho_{p2} = p_2/(R_p T_{p2}) \\ A_{p2} = A_t/q(\lambda_{p2}) \\ A_{s2} = A_3 - A_{p2} \\ m_p = \rho_{p2} v_{p2} A_{p2} \\ m_s = \rho_{s2} v_{s2} A_{s2} \\ m_3 = m_p + m_s \\ u = m_s/m_p \\ \theta = T_0/T^* \\ c = c_{ps}/c_{pp} \\ T_{03} = T^* (1 + uc\theta)/(1 + uc) \end{cases}$$

$$\begin{cases} c_{p3} = c_{pp}(1+uc)/(1+u) \\ R_3 = (R_p + uR_s)/(1+u) \\ (R_3/c_{p3} - 2)m_3v_3^2/2 + (m_p v_{p2} + \\ m_s v_{s2} + p_2 A_3)v_3 - m_3 R_3 T_{03} = 0 \\ c_{p3} T_{03} = c_{p3} T_3 + v_3^2/2 \\ \rho_3 = m_3/(v_3 A_3) \\ p_{3cr} = \rho_3 R_3 T_3 \end{cases} \quad (30)$$

方程组(式(30))结合极限工作条件构成求解 p_3 极限值的方程组。

在方程组(式(30))的求解过程中,必须满足动量方程的判别式大于等于 0,即

$$\Delta = (m_p v_{p2} + m_s v_{s2} + p_2 A_3)^2 + (2R_3/c_{p3} - 4)m_3^2 R_3 T_{03} \geq 0 \quad (31)$$

当 $\Delta=0$ 时,一个 p_2 值仅对应一个 v_3 值,进而对应一个 p_3 值,这形成 p_2 - p_3 曲线上的驻点条件。此时混合室出口速度为

$$v_3 = \frac{m_p v_{p2} + m_s v_{s2} + p_2 A_3}{\left(2 - \frac{R_3}{c_{p3}}\right)m_3} \quad (32)$$

将驻点条件 $\Delta=0$ 代入式(32)可得

$$v_3 = \sqrt{\frac{2\gamma_3}{\gamma_3 + 1} R_3 T_{03}} \quad (33)$$

式中 γ_3 为混合流体的比热比,其可以表示为

$$\gamma_3 = \frac{1+uc}{\frac{1}{\gamma_p} + \frac{1}{\gamma_s}uc} \quad (34)$$

式(33)表明 p_2 - p_3 曲线上的驻点条件等价于 p_3 变化时的混合气流速度极限条件。

将 $\Delta=0$ 代入方程组(式(30))形成新的方程组,称为混合气流速度极限方程组(以下简称极限方程组),求解此方程组可以得到混合气流速度达到声速时的 p_2 和 p_3 。为求解此方程组,可将所有变量化为已知量和 p_2 的表达式并代入判别式,形成新的函数,定义为混合气流速度极限函数(以下简称极限函数),记作

$$E_\Delta(T^*, p^*, \gamma_p, R_p, T_0, p_0, \gamma_s, R_s, A_1, A_3; p_2) = (m_p v_{p2} + m_s v_{s2} + p_2 A_3)^2 + (2R_3/c_{p3} - 4)m_3^2 R_3 T_{03} \quad (35)$$

简记作 $E_\Delta(p_2)$,此时混合气流极限条件可以记为

$$E_\Delta(p_2) = 0 \quad (36)$$

式(36)称为极限方程。求解极限方程可以得到 p_2 - p_3 图上的驻点(如图 3 中第三极限点),实际上也是 p_2 - p_3 图上的 p_2 最小值,记作

$$p_2 = E_{p0} \quad (37)$$

在 p_2 取得最小值时,引射系数取得最大值,所以将式(37)称为最优静压函数,相应地将极限函数也称为最优引射器函数。

将式(37)代入极限方程组可以得到对应的 p_{3cr} 。当 p^* 、 D_3 变化时可以得到一系列 p_{3cr} 值,找到对应于给定 p_3 的 p^* 、 D_3 值,形成 p_2 - p^* 图、 p_2 - D_3 图上的混合气流速度极限点(如图 4、图 5 中第三极限点)。

在 p_2 - p_3 图上(如图 3 所示),当 p_3 从最大值减小到零的过程中,引射器开始处于亚声速状态,引射器状态可以用静压协调函数来描述(如图 3 中第三极限点右边部分)。而后 p_2 不断减小,引射气流速度和混合气流速度不断加速。当混合流体达到速度极限时,混合室出口压强不再影响混合室入口参数, p_3 的降低并不能改变引射器的状态,引射器将保持混合速度极限点的状态, p_2 - p_3 图上工作曲线变为与横轴平行的直线。

在 p_2 - p^* 图上(如图 4 所示),当 p^* 从最小值不断增大的过程中,引射器开始处于亚声速状态,引射器状态可以用静压协调函数来描述(如图 4 中第三极限点左边的部分)。而后 p^* 不断增大,引射气流速度和混合气流速度不断加速。当混合流体达到速度极限时,混合室出口压强不再影响混合室入口参数,但是 p^* 的增加会改变 p_2 的状态。每给定一个 p^* ,就对应一个 p_2 - p_3 曲线,也就对应一个混合速度极限点, p^* 改变,对应的极限点 p_{3cr} 要改变。所以在 p_2 - p^* 图上,给定环境 p_3 不变,在混合速度极限点之后, p_2 - p^* 曲线与 p_3 无关,将沿着最优静压函数曲线发展。现对这一结论用反证法进行证明。假设在混合速度极限点之后, p_2 - p^* 曲线随着 p_3 变化,则不同的 p_3 对应不同的 p_2 - p^* 曲线,在某点(p^* , p_2), p^* 一定, p_3 取不同值得到不同 p_2 ,这与 p_2 - p_3 图上混合速度极限点左边 p_2 不变相矛盾,也与实际物理过程的确性相矛盾,所以在混合速度极限点之后,特性曲线与 p_3 无关。根据 p_2 - p_3 图上混合速度极限点左边引射器保持极限点状态的性质,在 p_2 - p^* 图上极限点之后引射器特性采用最优静压函数描述。

在 p_2 - D_3 图上(如图 5 所示),当 D_3 从最大值减小到零的过程中,引射器开始处于亚声速状态,引射器状态可以用静压协调函数来描述(如图 5 中第三极限点右边部分)。当混合流体达到速度极限时,混合室出口压强不再影响混合室入口参数,但是 D_3 的减小会改变 p_2 的状态。每给定

一个 D_3 , 就对应一个 p_2 - p_3 曲线, 也就对应一个混合速度极限点, D_3 减小, 对应的极限点 p_{3cr} 要增大。所以在 p_2 - D_3 图上, p_3 不变, 在混合速度极限点之后, $p_{3cr} > p_3$, p_2 - D_3 曲线与 p_3 无关, 将沿着最优静压函数曲线发展。这与 p_2 - p^* 曲线道理相同, 不再重复论证。

3.2 最小极限

当 p^* 很大或者 D_3 很小时, p_2 - p_3 图上没有驻点, 即引射器不能达到第三极限, 这种状态称为过雍塞状态。以 $p^* = 300$ MPa 为例画出 p_2 - p_3 图对过雍塞状态进行分析(D_3 很小时同理, 不作过多说明)。

当 $p^* = 300$ MPa, $p_3 = 0 \sim 414\,164$ Pa, 其他参数同文中第 1.4 节, 作出静压协调函数曲线如图 6 所示。静压协调函数曲线有 3 条分支, 其中左边的分支为超声速分支, 右变的分支为亚声速分支。当 $p_2 = 58\,350$ Pa 时在亚声速分支和超声速分支上存在距离最近的两个点, 它们对应于极限函数在 p_2 取最大的下驻点(如图 7 中 E_{pm} 点), 将此位置的极限条件关于 p_2 的显式函数定义为最小静压函数, 记作

$$p_2 = E_{pm}$$

(38)

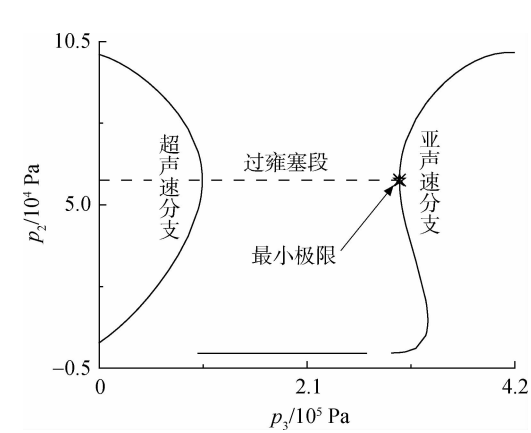


图 6 当 $p^* = 300$ MPa 时 p_3 的静压协调函数

Fig. 6 Static pressure matching function curve of p_3 when $p^* = 300$ MPa

在 p_2 - p^* 图上, 当 p^* 从混合速度极限继续增大的过程中, 经过最小极限点后, 最优静压函数没有零点, 任一点(以 $p^* = 300$ MPa 为例, 可参考图 6)的 p_2 - p_3 静压函数曲线分成亚声速分支和超声速分支。当 p_3 从最大值开始减小到最小极限后, 引射器的状态必定与 p_3 无关。仍然使用反证法, 假设 p_3 小于第三极限时引射器状态与 p_3 有关, 则根据三大守恒定律, 引射器状态必定使用静压

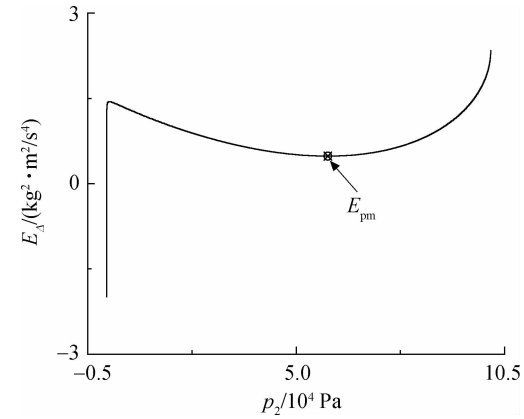


图 7 $p^* = 300$ MPa 时的极限函数

Fig. 7 Limit function curve when $p^* = 300$ MPa

协调函数来描述, 即引射器状态落在图 6 中纵坐标最小的分支, 但是在此分支上引射器参数取得非物理值。如果 p_3 小于第三极限时引射器状态与 p_3 无关, 则随着 p_3 的继续减小, 引射器状态不再改变, p_2 - p_3 曲线必定变为与横轴平行的直线段, 如图 6 中过雍塞段所示。所以, 在 p_2 - p^* 图上, 当 p^* 继续增大, 经过最小极限点后, 引射器保持最优静压函数的最小驻点状态, 也即当 p^* 大于最小极限点后, p_2 - p^* 曲线沿着最小静压函数曲线发展。

在 p_2 - D_3 图上, 当 D_3 从混合速度极限继续减小的过程中, 经过最小极限点后, 最优静压函数没有零点, 引射器的状态必定与 p_3 无关(论证方法与 p_2 - p^* 图相同, 不再赘述)。引射器保持最优静压函数的最小驻点状态, 也即当 D_3 小于最小极限点后, p_2 - D_3 曲线沿着最小静压函数曲线发展。

3.3 引射速度零点

引射流体流量为零时, 引射器无法完成引射功能, 此时必有引射速度为零, 或者引射流体通流面积为零。当参数变化时, 引射器的起点由于工作流体通流面积较小, 必定是从引射速度为零开始, 所以起点为引射速度零点。引射器的终点就存在两种可能, 引射速度零点或者引射面积零点。

当 $p_2 = p_0$ 时, 引射气道压强差无法驱动流体流动, 2-2 截面上引射气流速度为零。 $p_2 = p_0$ 的条件实际上是很高的要求, 只可能在静压协调函数曲线或者最小极限函数曲线上实现。

如果引射速度零点位于静压协调函数曲线上, 将 $p_2 = p_0$ 代入引射器方程可以分别求出引射速度为零时对应的 p_3 、 p^* 、 D_3 值, 称为 p_2 - p_3 图、 p_2 - p^* 图、 p_2 - D_3 图上的引射速度零点, 记作

$$\begin{cases} E_j(p_2 = p_0; p_3) = 0 \\ E_j(p_2 = p_0; p^*) = 0 \\ E_j(p_2 = p_0; D_3) = 0 \end{cases} \quad (39)$$

如果引射速度零点位于最小极限函数曲线上,将 $p_2 = p_0$ 代入式(38)可以分别求出引射速度为零时对应的 p^* 、 D_3 值,称为 p_2 - p^* 图、 p_2 - D_3 图上的引射速度零点,记作

$$\begin{cases} p_0 = E_{pm}(p^*) \\ p_0 = E_{pm}(D_3) \end{cases} \quad (40)$$

3.4 引射面积零点

引射气体流量为零的另一个条件是引射流体通流面积为零,此时 $A_{p2} = A_3$,称此种引射器状态为引射面积零点。下面证明,随着参数的变化,引射速度零点先于引射面积零点到来,即引射面积零点不能达到。

为了证明以上结论,先要证明当引射流体达到面积零点时, $p_2 \geq p_0$ 。采用反证法,假设引射流体达到面积零点时 $p_2 < p_0$,此时引射面积为零,引射流体流量为零。由于 $p_2 < p_0$,且 2-2 截面速度方向朝着混合室出口,引射流体在压强差的作用下会继续流入混合室,这与引射流体流量为零的状态相矛盾,所以必定有 $p_2 \geq p_0$ 。

当 $p_2 = p_0$ 时,引射器已经处于引射速度零点,即便时引射速度零点和引射面积零点同时到来,也定义此时的状态为引射速度零点。由此可以得到随着参数的变化,引射速度零点先于引射面积零点到来,即引射面积零点不能达到。

3.5 引射气流速度极限(第一极限)

当引射气流达到速度极限时, $\lambda_{s2} = 1$ 。将此条件代入方程组式(8)的第一式可得

$$p_2 = p_0 \pi(\lambda_{s2}) = p_0 \left(\frac{2}{\gamma_s + 1} \right)^{\frac{\gamma_s}{\gamma_s - 1}} \quad (41)$$

当引射气流达到速度极限时,混合室入口静压不能影响到引射气道,所以引射气道气流速度保持不变,于是引射气道出口即混合室入口静压保持不变,根据静压匹配关系,发动机出口静压保持不变。所以在 p_2 - p_3 图、 p_2 - p^* 图、 p_2 - D_3 图上,随着参数变化,引射气流速度达到极限后,混合室入口静压值为平行于横坐标的直线。

下面证明,引射气流速度极限(第一极限)不能达到。为了证明以上结论,先要证明,随着参数变化,当引射气流达到速度极限后,工作曲线的终点只能是引射面积零点。根据式(41),当引射气流达到速度极限时,2-2 截面压强 p_2 远低于 p_0 ,

保持 p_2 达到工作曲线终点时,不可能是速度零点,所以只能是面积零点。又由于引射面积零点不能达到,所以引射速度极限不能达到。

3.6 等压点

当 p_3 、 p^* 、 D_3 变化,某个状态可能出现 $p_3 = p_2$ 的情况,此时 2-2 截面上工作流体的动量减少全部用于引射流体动量的增加。当 p_3 变化,其余量不变时,将 $p_3 = p_2$ 代入引射器方程组可以求得等压点。记作

$$E_j(p_2 = p_3; p_3) = 0 \quad (42)$$

当 p^* 、 D_3 变化, p_3 不变时,等压点在 p_2 - p^* 图上为起点,在 p_2 - D_3 图上为无穷远点,均与一个引射速度零点重合。

3.7 等速点

当 p_3 、 p^* 、 D_3 变化,设想某个状态出现 $v_3 = v_{s2}$ 的情况,2-2 截面上工作流体的动量减少全部用于抵消混合式前后的压强差。将 $v_3 = v_{s2}$ 代入引射器方程可以分别求出引射速度和混合速度相等时对应的 p_3 、 p^* 、 D_3 值,称为 p_2 - p_3 图、 p_2 - p^* 图、 p_2 - D_3 图上的等速点。

下面证明,等速点不能达到。在引射器混合室中,动能较大的工作流体和动能较小的引射流体相混合,引射流体必然被加速,所以不存在 $v_3 = v_{s2}$ 的情况,即等速点不存在。

4 发射井引射器的工作特性曲线

采用引射器函数方法时,使用静压协调函数随着已知参数的变化曲线来反映引射器工作特性是十分自然的选择。由于极限工作条件的限制,一些设计参数只能在有限范围内取值,这就需要在静压协调函数曲线上做出限制。结合极限工作条件对静压协调函数曲线做出限制和修正的能够反映发射井引射器工作性能的曲线称为发射井引射器的工作特性曲线。本文仅讨论关于 p_3 、 p^* 、 D_3 的工作特性曲线,为方便起见,分别记作 p_2 - p_3 特性曲线、 p_2 - p^* 特性曲线、 p_2 - D_3 特性曲线。

4.1 p_2 - p_3 特性曲线

以文中第 2.2 节算例参数为基础,假设 p_3 未知,计算得到引射器 p_2 - p_3 特性曲线如图 8 所示。相应的引射系数 u 随 p_3 的变化曲线如图 9 所示。

从图 8、图 9 可以得到,混合室两端的压强都有确定的取值范围, p_2 的取值范围为第三极限至引射流体总压, p_3 的取值范围为零至引射速度零点,这在发射井设计时必须予以考虑。

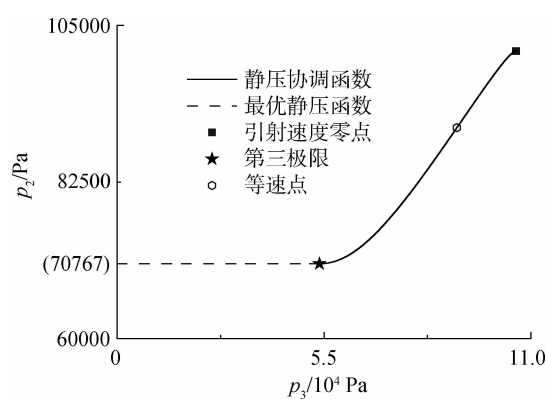


图 8 p_3 的工作特性曲线

Fig. 8 Working characteristic curve of p_3

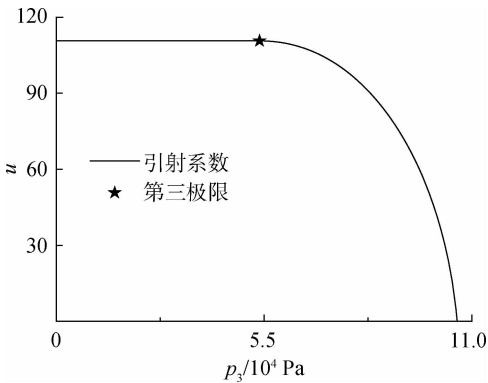


图 9 引射系数随 p_3 的变化曲线

Fig. 9 Change curve of ejector entrainment ratio along with p_3

设计引射器一般考虑的是如何提高引射流体流量,也即提高引射流体速度,根据方程组(式(8)),这等价于降低混合室入口静压 p_2 。但从图 8、图 9 可以知道,不能通过持续降低混合室出口压强的方法来持续提高引射流量。引流流量有一个最大值,通过降低 p_3 来提高引射流量时,混合速度极限点(第三极限点)具有较高的混合室出口压强,是引射效率最高的点,这个点称为最优点。设计发射井或者单纯的等面积引射器时,应尽量使其处于最优点。

4.2 p_2 - p^* 特性曲线

以文中第 2.2 节算例参数为基础,假设 p^* 未知,计算得到引射器 p_2 - p^* 特性曲线如图 10 所示。相应的引射系数 u 随 p^* 的变化曲线如图 11 所示。

从图 10、图 11 可以得到,混合室入口静压 p_2 随着发动机总压 p^* 的增加而持续降低,也即增加 p^* 可以获得较高的引射流体速度。但是随着 p^* 的降低,引射系数先迅速增大后迅速减小,并且存

在一个最大值点($p^* = 210\,000\text{ Pa}$, $u = 167.2218$) (如图 11 中最大值)。当 $p^* > 1 \times 10^7\text{ Pa}$ 后,引射系数缓慢减小。当 p^* 增大到第三极限点时,引射系数为 4.1552,已经处于缓慢降低的曲线段。当 p^* 增大到最小极限点时,引射系数为 2.6907,引射系数持续缓慢降低。所以在考虑 p^* 的设计时,应尽量使引射器处于第三极限点之前,以获得较高的引射效率,并保持稳定的混合室出口压强。

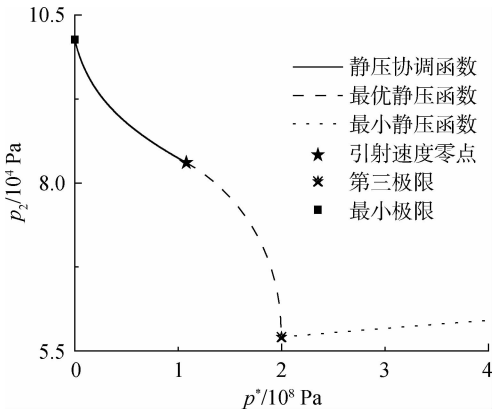


图 10 p^* 的工作特性曲线

Fig. 10 Working characteristic curve of p^*

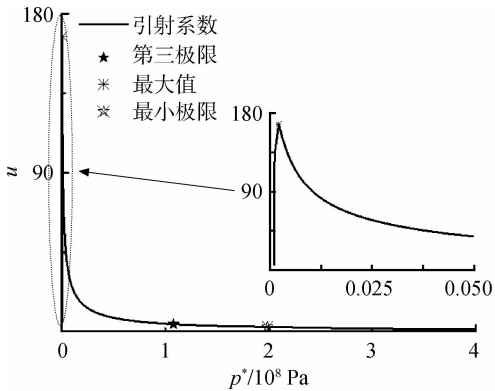


图 11 引射系数随 p^* 的变化曲线

Fig. 11 Change curve of ejector entrainment ratio along with p^*

4.3 p_2 - D_3 特性曲线

以文中第 2.2 节算例参数为基础,假设 D_3 未知,计算得到引射器 p_2 - D_3 特性曲线如图 12 所示。相应的引射系数 u 随 D_3 的变化曲线如图 13 所示。

从图 12、图 13 可以得到,随着 D_3 的增大,混合室入口静压 p_2 从引射速度零点开始,先急剧减小,在最小极限点($D_3 = 0.2536\text{ m}$, $p_2 = 101\,325\text{ Pa}$) (图 12)达到最小值,而后急剧增大,在第三极

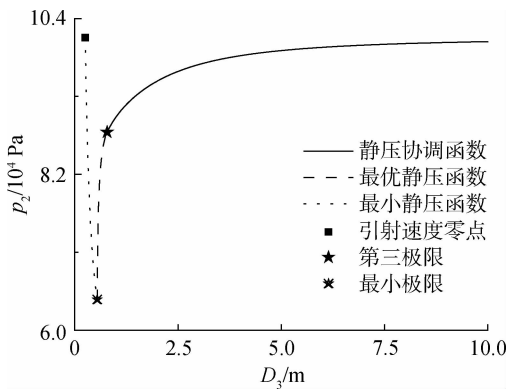


图 12 D_3 的工作特性曲线

Fig. 12 Working characteristic curve of D_3

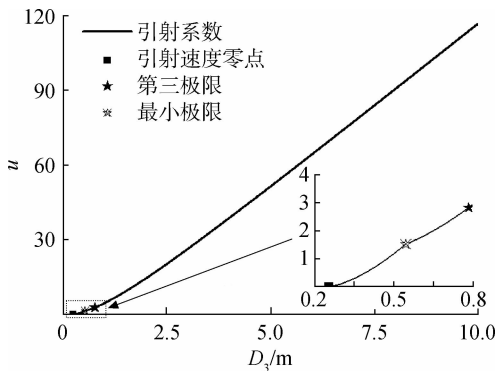


图 13 引射系数随 D_3 的变化曲线

Fig. 13 Change curve of ejector entrainment ratio along with D_3

限点之后逐渐趋缓。引射系数随着 D_3 的增大从引射速度零点开始缓慢增大,在第三极限点之后逐渐趋于线性增大。在考虑 D_3 的设计时,应尽量使引射器处于第三极限点之后,以获得较高的引射效率和稳定较低的混合室出口压强。

5 结 论

本文根据发射井构型特点提出了采用等面积引射器描述发射井的方法。为了方便计算,提出了引射器函数和静压协调函数。分析了当 p_3 、 p^* 、 D_3 变化时的引射器工作特性。通过研究得到以下结论:

1) 混合速度极限点是 p_2 - p_3 图上的驻点。当 p_3 小于第三极限时引射器 p_2 - p_3 工作特性曲线为一平行于水平轴的直线段。当 p^* 大于第三极限时引射器 p_2 - p^* 特性曲线沿着最优静压函数曲线发展,当 D_3 小于第三极限时引射器 p_2 - D_3 特性曲线沿着最优静压函数曲线发展。

2) 当 p^* 大于最小极限时引射器 p_2 - p^* 特性

曲线沿着最小静压函数曲线发展,当 D_3 小于最小极限时引射器 p_2 - D_3 特性曲线沿着最小静压函数曲线发展。

3) 第一极限、引射面积零点和等速点均不能达到;随着参数变化, p_2 - p^* 、 p_2 - D_3 特性曲线从引射速度零点开始,经过第三极限、最小极限转折,在另外一个引射速度零点结束。等压点是可以达到的工作点。

4) 当考虑 p_3 的设计时,应尽量使引射器处于第三极限点附近;当考虑 p^* 的设计时,应尽量使引射器处于第三极限点之前;当考虑 D_3 的设计时,应尽量使引射器处于第三极限点之后。如此才能使引射器获得较高的引射效率并保持较低的稳定的混合室出口压强。

参考文献:

[1] 张书涛,毕义明,齐长兴. 美俄井基核力量生存防护建设探究及启示[J]. 飞航导弹,2019(7):59-62,73.
ZHANG Shutao, BI Yiming, QI Changxing. Research and enlightenment on survival protection construction of silo-based nuclear forces of US and Russian[J]. Aerodynamic Missile Journal,2019(7):59-62,73. (in Chinese)

[2] 邓飙,刘云飞,唐圣金,等. 俄罗斯发射井盖的发展历程[J]. 飞航导弹,2019(2):69-73.
DENG Biao, LIU Yunfei, TANG Shengjin, et al. Development history of the silo lid in Russian[J]. Aerodynamic Missile Journal,2019(2):69-73. (in Chinese)

[3] 王飞,杨树兴,徐勇. W型地下井发射环境数值模拟与分析[J]. 固体火箭技术,2007,30(6):466-469.
WANG Fei, YANG Shuxing, XU Yong. Numerical simulation and analysis on W-type silo launching environment[J]. Journal of Solid Rocket Technology,2007,30(6):466-469. (in Chinese)

[4] 周笑飞. 井下发射过程燃气射流场研究[D]. 北京:北京理工大学,2015.
ZHOU Xiaofei. Study on the silo jet flow field during the launching[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2015. (in Chinese)

[5] 谢敬. 地下井热发射燃气流场特性研究[D]. 西安:火箭军工程大学,2018.
XIE Zheng. Research on jet flow field of the silo hot launch[D]. Xi'an: Rocket Force University of Engineering,2018. (in Chinese)

[6] MANJIL F E, YAVARI M A. Performance of a new two-stage multi-intercooling transcritical CO₂ ejector refrigeration cycle[J]. Applied Thermal Engineering,2012,40:202-209.

[7] 周红,王占学,刘增文,等. 可变面积涵道引射器对变循环发动机性能影响[J]. 航空动力学报,2016,31(12):2842-2850.

ZHOU Hong, WANG Zhanxue, LIU Zengwen, et al. Impact of variable area bypass injector on variable cycle engine performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(12):2842-2850. (in Chinese)

[8] 张民庆,张忠利,周立新,等. 超声速自引射装置的工作过程研究[J]. 航空动力学报, 2012, 27(1):218-224.

ZHANG Mingqing, ZHANG Zhongli, ZHOU Lixin, et al. Investigation on working course of supersonic self-ejector[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(1):218-224. (in Chinese)

[9] JEON Y, KIM S, KIM D, et al. Performance characteristics of an R600a household refrigeration cycle with a modified two-phase ejector for various ejector geometries and operating conditions [J]. Applied Energy, 2017, 205: 1059-1067.

[10] LI F, TIAN Q, WU C, et al. Ejector performance prediction at critical and subcritical operational modes[J]. Applied Thermal Engineering, 2017, 115:444-454.

[11] DESEVAUX P, AESCHBACHER O. Numerical and experimental flow visualizations of the mixing process inside an induced air ejector[J]. International Journal of Turbo and Jet Engines, 2002, 19(1/2):71-78.

[12] ZHU Y H, JIANG P X. Experimental and analytical studies on the shock wave length in convergent and convergent-divergent nozzle ejectors[J]. Energy Conversion and Management, 2014, 88:907-914.

[13] ZHANG H, WANG L, JIA L, et al. Assessment and prediction of component efficiencies in supersonic ejector with friction losses[J]. Applied Thermal Engineering, 2018, 129:618-627.

[14] DESEVAUX P, MELLAL A, DE SOUSA Y. Visualization of secondary flow choking phenomena in a supersonic air ejector[J]. Journal of Visualization, 2004, 7(3):249-256.

[15] ZHU Y, WANG Z, YANG Y, et al. Flow visualization of supersonic two-phase transcritical flow of CO₂ in an ejector of a refrigeration system[J]. International Journal of Refrigeration, 2017, 74:354-361.

[16] 丁绍建,王海峰,徐海涛. 蒸汽喷射器喷射系数的计算方法分析[J]. 机械制造与自动化, 2017, 46(1):71-73.

DING Shaojian, WANG Haifeng, XU Haitao. The analysis of calculation methods of steam ejector entrainment ratio [J]. Machine Building and Automation, 2017, 46(1):71-73. (in Chinese)

[17] 王颖. 几种喷射器设计方法比较和喷射器设计及性能分析一体化软件开发[D]. 南宁:广西大学, 2015.

WANG Ying. Comparison of several injector design methods and integrated software development for design and performance analysis of ejector[D]. Nanning:Guangxi University, 2015. (in Chinese)

[18] EAMES I W, APHOMRATANA S, HAIDER H. A theoretical and experimental study of a small-scale steam jet refrigerator [J]. International Journal of Refrigeration, 1995, 18(6):376-378.

[19] EI-DESSOUKY H, ETTOUNEY H, ALATIQUI I, et al. Evaluation of steam jet ejectors[J]. Chemical Engineering and Processing:Process Intensification, 2002, 41(6):551-561.

[20] ZHU Y H, CAI W J, WEN C Y, et al. Simplified ejector model for control and optimization[J]. Energy Conversion and Management, 2008, 49(6):1424-1432.

[21] LAIMON A L, NAMASIVAYAM S N, FOULADI H M. The development of an optimal aerodynamic design for a human powered vehicle[J]. Iranian Journal of Science and Technology, Transactions of Mechanical Engineering, 2019, 43(Suppl. 1):797-807.

[22] YANG Y, ZHANG H, HONG Z. Research on optimal design method for drag reduction of vacuum pipeline vehicle body[EB/OL]. [2019-04-08]. <http://doi.org/10.1080/10618562.2019.1601711>.

[23] 索科洛夫 е я, 津格尔 н м. 喷射器[M]. 黄秋云, 译. 北京:科学出版社, 1977.

[24] 李凤蔚. 空气与气体动力学引论[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2007.

[25] 廖达雄. 气体引射器原理及设计[M]. 北京:国防工业出版社, 2018.

(编辑:王碧琚)