

文章编号:1000-8055(2021)06-1324-11

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2021.06.021

基于引射器函数法的程序优化设计及验证

查柏林^{1,2}, 李思冶¹, 权 辉¹, 王 金 金¹

(1. 火箭军工程大学 导弹工程学院, 西安 710025;
2. 中国人民解放军 火箭军装备部 装备项目管理中心, 北京 100085)

摘 要: 针对考虑多因素综合影响的引射器优化问题,基于引射器函数法,深入研究了静压协调函数的数学特性并分析了其数学曲线上的奇异点。在此基础上,通过程序设计和基准推进归纳法得到了多分支工作特性曲线,分析了不同分支下解的特性。另外结合工作特性曲线重点研究了混合室背压、主次流总压比和混合不均匀度对引射性能的影响,提出了静压特性曲面、临界曲线的设计概念。通过试验数据对比分析验证了引射器函数法的可靠性。结论表明:靠近临界曲线工况时引射器设计性能较好;混合不均匀度对引射性能影响重大,不均匀度为 1.5 时对比理想状态,引射系数最大误差达到 32.73%;考虑壁面摩擦设计时需对摩擦因数公式模型进行修正。研究结果为引射器优化设计提供了重要指导。

关 键 词: 引射器函数法; 静压协调函数; 程序优化设计; 多分支工作特性曲线; 静压特性曲面

中图分类号: V553.1⁺2 **文献标志码:** A

Program optimization design and verification based on ejector function method

ZHA Bolin^{1,2}, LI Siye¹, QUAN Hui¹, WANG Jinjin¹

(1. School of Missile Engineering,
Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China;
2. Project Management Center, Equipment Department of Rocket Force,
the Chinese People's Liberation Army, Beijing 100085, China)

Abstract: In view of the ejector optimization problem considering the comprehensive influence of multiple factors, based on the ejector function method, the mathematical characteristics of static pressure matching function were studied and the singular points on the mathematical curve were analyzed. On this basis, the multi branch characteristic curves were obtained by programming and benchmark progression induction method, and the characteristics of solutions under different branches were analyzed. In addition, the influences of mixing chamber back pressure, total pressure ratio of primary and secondary flow and mixing nonuniformity on the ejector performance were studied, and the design concepts of static pressure characteristic curve and critical curve were proposed. The reliability of the ejector function method was verified by comparing with the experimental data. The results showed that the design performance of the ejector was better when it was close to the critical curve.

收稿日期: 2020-09-18

基金项目: 国家自然科学基金(52003296); 陕西省自然科学基金计划(2020JQ-488)

作者简介: 查柏林(1974—),男,教授、博士生导师,博士后,主要从事导弹总体、液体火箭发动机研究、热结构失效以及高压高超声速喷涂等工作。

引用格式: 查柏林,李思冶,权辉,等. 基于引射器函数法的程序优化设计及验证[J]. 航空动力学报,2021,36(6):1324-1334. ZHA Bolin, LI Siye, QUAN Hui, et al. Program optimization design and verification based on ejector function method[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(6): 1324-1334.

The mixing nonuniformity had a great influence on the ejector performance, when the non-uniformity was 1.5, compared with the ideal state, the maximum error of the ejecting coefficient reached 32.73%. When considering the wall friction design, the friction coefficient formula model should be modified. The results provide an important guidance for the optimal design of ejector.

Key words: ejector function method; static pressure matching function; program optimization design; multi branch working characteristic curve; static pressure characteristic surface

由垂直短距起降飞机高引射率推力增强装置到连续波化学激光器的高压缩比射流泵,引射器由于其结构简单、性能稳定、不含运动部件等特点被广泛应用于航空航天、化学激光等多个领域。在超燃冲压发动机研究中,高性能燃气引射系统是发动机地面试验的重要设备。在军事运用中,可利用引射器技术实现飞行器红外隐身功能从而达到侦查隐蔽等战略目的,因此引射器研究对工程发展和军事运用具有重大价值。目前引射器研究主要包括理论优化设计、CFD 数值仿真和试验验证 3 种手段,其中理论优化设计主要包括索科洛夫、奥芳夫和维利杰尔 3 种研究方法^[1]。另外基于数值仿真和试验主要开展了如下方面研究:超-超引射等新型引射器^[2]、多级引射技术^[3]、可变涵道技术^[4]、喷嘴构型^[5]、激波影响^[6]、流场可视化^[7-8]、临界引射状态^[9]、摩擦损失^[10]等。

由于引射器的广泛应用,其理论优化设计一直被广为关注。引射器类型主要分为等面积引射器、等压引射器、差分引射器、超-超引射器以及压力交换引射器等,其中由于等面积引射器结构简单并且广泛应用于工业生产中,已开展大量研究工作,且试验证明其理论分析可靠性较高与数据吻合较好。最早 Fabri 等^[11]采用一维气动理论方法分析了等面积引射器工作特性,提出了引射器极限状态下 2 种不同工作模式,并采用纹影技术研究了不同工况下的混合流场特性,另外其考虑了摩擦损失对引射性能的影响,通过试验数据分析验证了一维设计理论的可靠性。Emanuel^[12]针对恒压条件下单级引射器的最佳引射性能问题,提出了焓模型分析法,并研究了主次流比热比等无量纲参数对引射性能的影响,同时将模型理论与精确的数值结果比较,结果符合较好。Mikkelsen 等^[13]开发了 1 种计算引射启动所需最小主流总温的优化设计程序,并用于超声速风洞的工况模拟,得到了较好的验证结果。Dutton 与

Carroll^[14]针对超声速引射器优化问题,开发了 1 种基于等面积引射模型的优化技术,该技术以主入口马赫数和引射面积比为主变量,结合主流动体特性讨论了不同工况下引射器最佳压缩比或气体停滞压力比,并且给出了在主流动分子量和总温相同情况下引射器的最优设计曲线。

在以上分析中,多采用引射系数作为中间变量,针对单一因素下的引射器优化问题开展研究,而当多个变量因素作用时,求解过程中要反复试算设计效率低,且参数在较大区间变化时计算精度较差。近期权辉等^[15]针对发射井优化设计问题,构建了发射井等面积引射器模型,提出了 1 种考虑多变量因素综合影响的引射器函数法,对发射井的设计优化开展研究。引射器函数实质为多变量综合影响的复杂函数,为进一步完善引射器函数法理论,本文首先对引射器函数的数学特性进行深入研究,在此基础上开展基于引射器函数法的程序优化开发工作,重点对混合室背压、主流动体总压比和混合不均匀度等因素开展研究。最后通过与试验数据的对比分析,证明引射器函数法的可行性与可靠性,为引射器性能优化提供参数化设计方案。

1 引射器函数法

1.1 引射器函数

等面积混合引射器由 Keenan 等于 1950 年提出,主要结构包括喷嘴、引射气道、等截面混合室、扩压段,为便于分析混合室两端的参数关系和引射系数,模型先保留喷嘴、引射气道和混合室,如图 1 所示。

文献^[15]中考虑到喷嘴出口一般为设计值,与二次流在 1-1 截面处的压力不能保持一致,静压匹配假设难以成立,为此假设喷嘴流向下游的 2-2 截面处,主射流达到完全膨胀状态并形成虚拟喷管出口,同时选择 2-2 截面作为混合室入口

进行计算,另外在一维引射器理论分析中做出以下假设^[16-18]:

- 1) 在进入混合室前,主流和二次流在各自的流道内保持等熵流动;
- 2) 主流和二次流在混合室入口满足静压匹配关系,且气流分布均匀;
- 3) 引射器中的气体为理想气体,混合过程中气体热力学参数(γ, c_p, R)保持不变,其中 γ 为比热比, c_p 为比定压热容, R 为气体常数;
- 4) 混合过程中没有化学反应,且混合过程在进入3-3截面之前完成;
- 5) 忽略混合室的壁面摩擦损失;
- 6) 混合室中气流为绝热流动。

根据以上假设结合质量、动量、能量守恒方程可得到关于混合室两端参数关系的引射器方程组

$$\left\{ \begin{array}{l} \lambda_{p2} = \pi^{-1}(p_2/p_p^*) \\ T_{p2} = T_p^* \tau(\lambda_{p2}) \\ v_{p2} = \lambda_{p2} a_{crp} \\ \rho_{p2} = p_2/(R_p T_{p2}) \\ \lambda_{s2} = \pi^{-1}(p_2/p_s^*) \\ T_{s2} = T_s^* \tau(\lambda_{s2}) \\ v_{s2} = \lambda_{s2} a_{crs} \\ \rho_{s2} = p_2/(R_s T_{s2}) \\ A_{p2} = A_t q(\lambda_{t2})/q(\lambda_{p2}) \\ A_{p2} + A_{s2} = A_3 \\ \dot{m}_p + \dot{m}_s = \dot{m}_3 \\ \dot{m}_p = \rho_{p2} v_{p2} A_{p2} \\ \dot{m}_s = \rho_{s2} v_{s2} A_{s2} \\ \dot{m}_3 = \rho_3 v_3 A_3 \\ u = \dot{m}_s/\dot{m}_p \\ \theta = T_s^*/T_p^* \\ c = c_{ps}/c_{pp} \\ T_{s3}^* = T_p^* (1 + u c \theta)/(1 + u c) \\ c_{p3} = c_{pp} (1 + u c)/(1 + u) \\ \dot{m}_p c_{pp} T_p^* + \dot{m}_s c_{ps} T_s^* = \dot{m}_3 c_{p3} T_{s3}^* \\ R_3 = (R_p + u R_s)/(1 + u) \\ b = p_3 A_3 c_{p3}/(\dot{m}_3 R_3) \\ v_3 = \sqrt{b^2 + 2c_{p3} T_{s3}^*} - b \\ (\dot{m}_p v_{p2} + \dot{m}_s v_{s2} - \dot{m}_3 v_3)/A_3 + p_2 - p_3 = 0 \\ \rho_3 = \dot{m}_3/(v_3 A_3) \\ T_3 = p_3/(\rho_3 R_3) \end{array} \right. \quad (1)$$

式中 λ 为无量纲速度系数, a_{cr} 为临界声速, A 为面

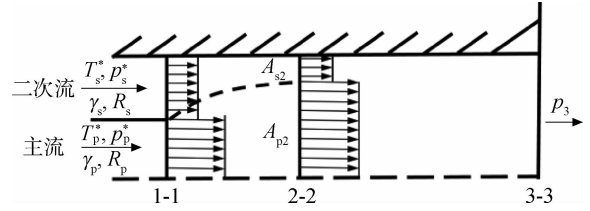


图1 等面积引射器模型

Fig. 1 Model of equal area ejector

积, q 为流量系数, $\dot{m}$ 为流量, c_p 为比定压热容。实际引射器应用中已知量有四部分:①主流总温 T_p^* 、总压 p_p^* 、比热比 γ_p 、气体常数 R_p ;②二次流总温 T_s^* 、总压 p_s^* 、比热比 γ_s 、气体常数 R_s ;③背压 p_3 ;④喷嘴横截面积 A_t 、引射器横截面积 A_3 。

求解量也包括4部分:①2-2截面上主流压力 p_{p2} 、温度 T_{p2} 、密度 ρ_{p2} 、速度 v_{p2} 、流道面积 A_{p2} ;②2-2截面上二次流压力 p_{s2} 、温度 T_{s2} 、密度 ρ_{s2} 、速度 v_{s2} 、流道面积 A_{s2} ;③3-3截面温度 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 。在此由于静压匹配假设统一记 $p_2 = p_{p2} = p_{s2}$ 。

主流参数由下标 p 表示,二次流参数由下标 s 表示,喉道参数由下标 t 表示,处于2-2截面位置参数用下标2表示,处于3-3截面位置用下标3表示,如2-2截面处主流温度为 T_{p2} ,以此类推。

假设混合室入口 p_2 已知的前提下,基于引射器方程组,将其他未知参数由 p_2 和已知参数代替并代入动量方程,可获得1个由11个已知量与1个未知量 p_2 所组成的求解等式,为便于求解,文献[15]提出引射器函数 E_j ,令

$$E_j(T_p^*, p_p^*, \gamma_p, R_p, T_s^*, p_s^*, \gamma_s, R_s, p_3, A_t, A_3; p_2) = (\dot{m}_p v_{p2} + \dot{m}_s v_{s2} - \dot{m}_3 v_3)/A_3 + p_2 - p_3 \quad (2)$$

则在已知构型下求解引射器参数状态问题,转化为求解引射器函数 E_j 的零点问题。同时可利用引射器函数 E_j 研究在已知参数不同的构型情况下引射器的工作状态,从而指导引射器的设计优化。

1.2 引射器函数工作极限状态

在 p_p^*/p_3 比值较高状态下,进入混合管的主流是超声速的,并且在整个混合管中保持超声速^[11]。由于主流总压大于二次流总压($p_p^* > p_s^*$),主流继续膨胀次流压缩会在喷嘴下游形成气动喉道如图2所示。当二次流压缩至声速状态时引射器达到临界状态。若进一步增大 p_p^* ,此时次流占据的声速流通面积不断减小,引射系数不增反减直到引射流量降为零达到壅塞状态^[19]。当 $\lambda_{s2} = 1$ 时,称为第1极限状态;当 $\lambda_3 = 1$ 时,称

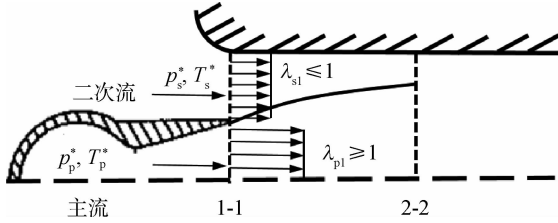


图 2 喷嘴下游气动喉道

Fig. 2 Downstream pneumatic throat of the nozzle

为第 3 极限状态;当二次流在混合室中某个位置达到声速时,称为第 2 极限状态。

根据特征线理论,当流场处于超声速状态时,上游扰动可影响下游流动而下游扰动传递不到上游,此时混合室背压 p_3 (即 3-3 截面处压力)不再影响混合室入口状态,引射器函数不能有效描述实际工作状态,需构建极限条件下的引射器函数方程。

将式(1)中的 p_3 利用其他变量代替有

$$p_3 = \frac{\dot{m}_3 R_3 T_{s3}^*}{v_3 A_3} - \frac{\dot{m}_3 R_3 v_3}{2c_{p3} A_3} \quad (3)$$

将上式带入动量方程有

$$(R_3/c_{p3} - 2)\dot{m}_3 v_3^2/2 + (\dot{m}_p v_{p2} + \dot{m}_s v_{s2} + p_2 A_3) v_3 - \dot{m}_3 R_3 T_{s3}^* = 0 \quad (4)$$

式(4)为混合室出口速度 v_3 的二次函数,为

保证其有解且符合工作状态的唯一性,需满足

$$(\dot{m}_p v_{p2} + \dot{m}_s v_{s2} + p_2 A_3)^2 + (2R_3/c_{p3} - 4)\dot{m}_3^2 R_3 T_{s3}^* = 0 \quad (5)$$

将式(5)代入式(1)并替换动量方程,得到在极限条件下的引射器函数,此时

$$v_3 = a_{cr3} = \sqrt{\frac{2\gamma_3}{\gamma_3 + 1} R_3 T_{s3}^*} \quad (6)$$

a_{cr3} 为混合气流的临界声速,式(6)表明当 v_3 解唯一时对应第 3 极限条件,根据式(3)和式(1)可推得当有且仅有唯一 p_2 解对应唯一 p_3 值时,引射器达到第 3 极限状态。

对于第 1 极限状态,将 $\lambda_{s2} = 1$ 条件带入式(1)中有

$$p_2 = p_s^* \pi(\lambda_{s2}) = p_s^* \left(\frac{2}{\gamma_s + 1} \right)^{\frac{\gamma_s}{\gamma_s + 1}} \quad (7)$$

根据计算当 $\lambda_3 = 1$ 时二次流混合室入口速度未达到声速,即第 3 极限将早于第 1 极限到达。综上,考虑了引射器实际工作中的极限状态,分析了第 3 极限的物理特性在引射器函数中的数学意义,分析得出第 3 极限将早于第 1 极限来临,为后续引射器工作状态的优化设计奠定理论基础。

1.3 引射器函数数学特性分析

在引射器设计优化中,已知参数构型不断变化,这导致引射器函数实质上成为了 1 个求解变量 p_2 与 11 个待改变的已知量组成的多变量复杂函数。为了更好地指导引射器优化设计,本文对引射器函数数学特性进行深入分析,大致组成为 4 个部分。

$$(\dot{m}_p v_{p2} + \dot{m}_s v_{s2} + \dot{m}_3 v_3)/A_3 + p_2 - p_3 \quad (8)$$

对于 $\dot{m}_p v_{p2}$,根据气体动力学原理推导可得

$$\dot{m}_p v_{p2} = \frac{2A_t \gamma_p}{\gamma_p + 1} \left(\frac{\gamma_p + 1}{2} \right)^{-\frac{1}{\gamma_p - 1}} p_p^* \lambda_{p2} \quad (9)$$

由式(9)可以看出在已知参数给定的条件下, $\dot{m}_p v_{p2}$ 为 λ_{p2} 的函数

$$\lambda_{p2} = \pi^{-1} \left(\frac{p_2}{p_p^*} \right) = \sqrt{\frac{\gamma_p + 1}{\gamma_p - 1} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_p^*} \right)^{1 - \frac{1}{\gamma_p}} \right]} \quad (10)$$

随着 p_2 的不断增加, $\dot{m}_p v_{p2}$ 的值不断减小,且根据实际条件 $p_2 < p_p^*$,因此不存在间断点与无穷点等奇点,故 $\dot{m}_p v_{p2}$ 是关于 p_2 的连续递减函数。

对于式(8)中的 $\dot{m}_s v_{s2}$ 部分,同理有

$$\dot{m}_s v_{s2} = \frac{2\gamma_s p_s^*}{\gamma_s - 1} \cdot \left[\left(\frac{p_2}{p_s^*} \right)^{\frac{1}{\gamma_s}} - \frac{p_2}{p_s^*} \right] \cdot \left[A_3 - \frac{A_t}{q(\lambda_{p2})} \right] \quad (11)$$

在式(11)中已知参数给定, $\dot{m}_s v_{s2}$ 是由 $\left(\frac{p_2}{p_s^*} \right)^{\frac{1}{\gamma_s}} - \frac{p_2}{p_s^*}$ 和 $A_3 - \frac{A_t}{q(\lambda_{p2})}$ 组成关于 p_2 的复杂函数,由于 $p_2 < p_s^*$ 所以 $\left(\frac{p_2}{p_s^*} \right)^{\frac{1}{\gamma_s}} - \frac{p_2}{p_s^*}$ 是随 p_2 增加的连续增函数。 $A_3 - \frac{A_t}{q(\lambda_{p2})}$ 中流量函数 $q(\lambda_{p2})$ 表达式为

$$q(\lambda_{p2}) = \left(\frac{\gamma_p + 1}{2} \right)^{\frac{1}{\gamma_p - 1}} \lambda_{p2} \left(\frac{p_2}{p_p^*} \right)^{\frac{1}{\gamma_p}} \quad (12)$$

对 $q(\lambda_{p2})$ 分析有:①当 $p_2 < 2p_p^*/\gamma_p + 1$ 时, $q(\lambda_{p2})$ 随 p_2 增加而递增;②当 $p_2 > 2p_p^*/\gamma_p + 1$ 时, $q(\lambda_{p2})$ 随 p_2 增加而递减;③ $q(\lambda_{p2})_{\max} = 1$;若取到 $q(\lambda_{p2}) < A_t/A_3$ 时, $\dot{m}_s v_{s2}$ 处于减函数区间, $q(\lambda_{p2}) > A_t/A_3$ 时, $\dot{m}_s v_{s2}$ 处于增函数区间。由于 $p_2 < p_p^*$ 条件 $q(\lambda_{p2})$ 取不到零点,故 $\dot{m}_s v_{s2}$ 无间断点等特殊点。

根据质量、能量守恒以及理想气体假设,将已知量带入 $(\dot{m}_3 v_3)$ 中有

$$\dot{m}_3 v_3 = \dot{m}_3 \sqrt{\left(\frac{p_3 A_3 c_{p3}}{R_3 \dot{m}_3}\right)^2 + 2c_{p3} T_{s3}^* - \frac{p_3 A_3 c_{p3}}{R_3}} \quad (13)$$

将混合流体质量 m_3 将其放入根号式中并引入下式

$$\begin{cases} X' = \frac{p_3 A_3 c_{p3}}{R_3} \\ Y' = 2c_{p3} T_{s3}^* \dot{m}_3^2 \end{cases} \quad (14)$$

则 $\dot{m}_3 v_3$ 表示为

$$\dot{m}_3 v_3 = \sqrt{X'^2 + Y'} - X' \quad (15)$$

由于 $\dot{m}_3 v_3$ 函数构成较复杂,下面研究子组成函数 $X'(p_2)$ 、 $Y'(p_2)$ 性质。

对于 X' 由引射器方程组有

$$X' = p_3 A_3 \left[\frac{\gamma_s}{\gamma_s - 1} + \frac{\frac{\gamma_p}{\gamma_p - 1} R_p - \frac{\gamma_s}{\gamma_s - 1} R_s}{R_p + R_s u} \right] \quad (16)$$

同时将各参数带入 Y' 中有

$$Y' = C_1 (1 + uc\theta)(1 + u) \quad (17)$$

式中 C_1 为已知参数部分

$$C_1 = 4c_{pp} \frac{A_t^2 \gamma_p}{(\gamma_p + 1) R_t} \left(\frac{\gamma_p + 1}{2} \right)^{\frac{-2}{\gamma_p + 1}} (p_p^*)^2 \quad (18)$$

在已知参数给定条件下, X' 、 Y' 均为引射系数 u 的函数, $X' = X'(u)$, $Y' = Y'(u)$, $u = u(p_2)$ 。为此转为研究函数 $u = u(p_2)$ 性质,将方程组已知量结合 p_2 带入引射系数定义式中得

$$u = C_2 p_2^{(\gamma_p - 1)/\gamma_p} \cdot \sqrt{p_2^{[2(1 - \gamma_s)\gamma_s]} - (p_2 p_s^*)^{(1 - \gamma_s)/\gamma_s} (p_2^{1/\gamma_p} - C_3)} \quad (19)$$

式中

$$C_2 = \frac{R_p a_{crs} T_p^* A_3 C_4}{R_s a_{crs} T_s^* A_t p_p^*} (p_s^*)^{(\gamma_s - 1)/\gamma_s} \sqrt{\frac{\gamma_s + 1}{\gamma_s - 1}} \quad (20)$$

$$C_3 = \frac{A_t}{A_3 c} (p_p^*)^{\frac{1}{\gamma_p}} \quad (21)$$

$$C_4 = \left(\frac{\gamma_p + 1}{2} \right)^{\frac{1}{\gamma_p - 1}} \quad (22)$$

若已知参数给定,则 C_2 与 C_3 为常数,此时对于 $u = u(p_2)$ 分析:①当 $p_2 < C_3^{\gamma_p}$ 时,引射系数为负,此时存在非物理解,并当 $u = -R_s/R_p$ 时, X' 趋于无穷大,结合极限分析知 $\dot{m}_3 v_3$ 趋于无穷值;②当 $u = -1$ 时, $\dot{m}_3 = 0$ 为无意义点,而 $u \rightarrow -1^-$

时 $\dot{m}_3 \rightarrow 0^-$, 将 $\dot{m}_3$ 将其放入根号式时需加负号,导致 $u = -1$ 两侧出现解正负不一情况,此时引射器函数存在非物理奇异点,在算法求解时需予以考虑。此外引射系数 u 为衡量引射器性能的重要参数之一,式(19)表明可在引射器函数法的基础上直接通过核心变量 p_2 得到引射系数参量,对引射器的性能对比优化具有重要指导意义。

$p_2 - p_3$ 是以 p_2 为变量的线性函数,性质较简单不做阐述。

以上结合引射器方程组,深入研究了引射器函数各组成部分的函数特性与变量 p_2 之间的关系,在多参数变化下各部分子函数变化规律多样性导致引射器函数性质的复杂性,推得衡量引射器性能的重要参数引射系数 u 与引射器函数核心变量 p_2 的表达式。另外发现引射器函数存在无穷点以及非物理奇异点,在基于引射器函数法的程序优化求解时需特别注意,防止求解过程的异常和非物理解的产生。

2 引射器程序优化设计

2.1 静压协调函数

在深入研究引射器函数特性基础上,针对优化应用问题,需考虑关键参数构型变化对引射器性能的影响,引射器函数本质上是以 p_2 为求解量的隐函数,因此重点很自然转向关键参数变化对求解量 p_2 的影响关系,理论上可将其关于 p_2 的隐式表达变为显示表达,并将显示变化记作

$$p_2 = E_p(T_p^*, p_p^*, \gamma_p, R_p, T_s^*, p_s^*, \gamma_s, R_s, p_3, A_t, A_3) \quad (23)$$

式中 E_p 称为静压协调函数^[15],通过 E_p 能直接反应引射器参数变化对求解量 p_2 的影响,在此基础上将 p_2 代入引射方程组中求得引射系数、压缩比等性能参数,对比分析便可以对不同构型引射器进行设计优化,本文针对混合室背压 p_3 与主次流总压比 p_p^*/p_s^* ,以及混合不均匀度等因素对引射性能影响开展研究。

2.2 背压 p_3 与主次流总压比 p_p^*/p_s^* 对引射性能综合影响

文中第 1.2 节分析知 p_p^*/p_s^* 比值较高会导致引射器达到工作极限状态,因此采用引射器函数法对混合室背压 p_3 与主次流总压比 p_p^*/p_s^* 产生影响开展研究(p_s^* 保持不变),算例数据来源于文献[15],为模拟发射井等面积引射器的理想

算例。

研究时发现当 p_3 与 p_p^*/p_s^* 单独变化时,引射器函数 E_j 存在多个零点的情况,如图 3 和图 4 所示,即对应多个 p_2 值,显然与物理状态的唯一性矛盾。为了研究不同解下引射器的工作状态和物理相符性,采用搜索分类算法对不同解进行分类研究。例如当 p_3 循环改变时,每个循环层对应 x_k 个求解量,第 k 层对应的多个解记为 $X(k,i)$ ($i=1,2,\cdots,x_i$),如图 5 所示。

在构建好引射器函数解存储架构的基础上,为了快速准确地将解分类以研究多物理解特性,本文采用基准推进归纳法对求解架构进行重构。其核心是以第 k 层解为分支标准,对 k 层数据先进行分类标记,而后向 $k-1$ 及 $k+1$ 层推进,根据前一层标记数据为基准,对推进层的解特性进行对比归纳同时产生新的标记基准,层层推进,其算法过程如图 6 所示。

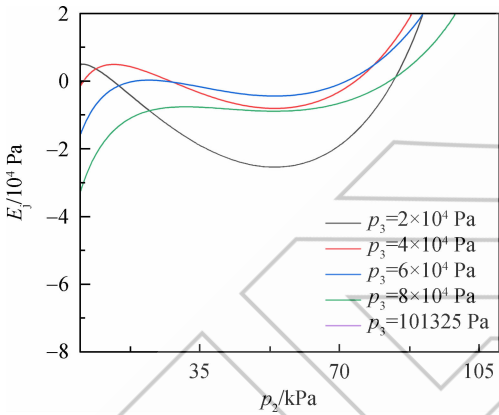


图 3 p_3 变化时引射器函数曲线图

Fig. 3 Curves of ejector function with p_3 changing

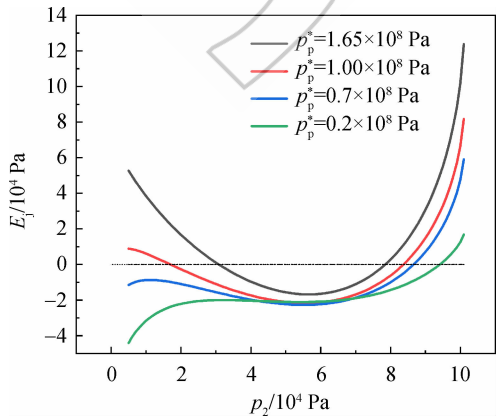


图 4 p_p^* 变化时引射器函数曲线图

Fig. 4 Curves of ejector function with p_p^* changing

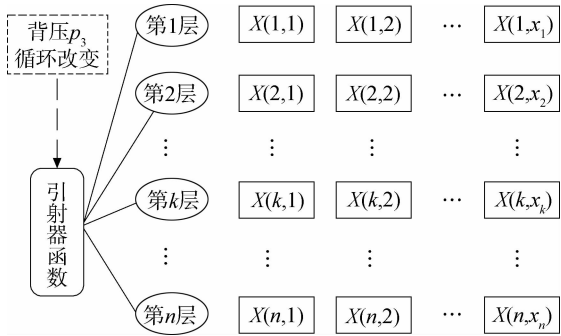


图 5 循环解的层次框架图

Fig. 5 Frame diagram of the hierarchical solutions

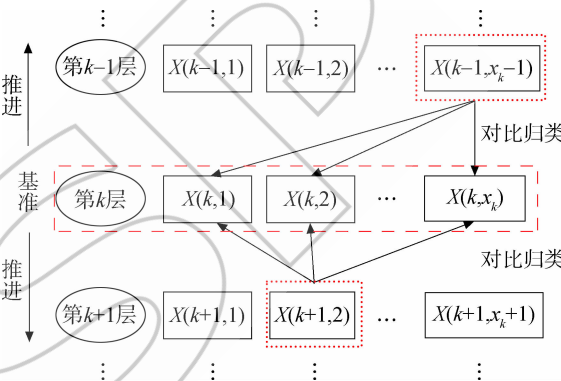


图 6 基准推进归纳法概念图

Fig. 6 Concept map of benchmark progression induction

在基准推进归纳法的基础上,得到了不同物理特性解所组成的多分支曲线图,如图 7 和图 8 所示。在图 7 中存在 5 种特性不同的分支,其中位于分支Ⅲ混合室入口的二次流温度等气体参数符合物理值,但其引射系数为负说明引射器未能正常工作。另外发现位于分支Ⅳ、分支Ⅴ的混合室入口二次流的气体参数产生负值,说明为非物理解与实际情况不符。分支Ⅰ和分支Ⅱ为满足物理特征的引射器函数解,但分别对应不同引射状态,其中分支Ⅰ二次流混合室入口速度为亚声速,对应亚-超引射器状态。而分支Ⅱ二次流速度系数 λ_{s2} 在 1 和 2 之间为超声速解,对应超-超引射器状态。在图 8 中存在 4 种特性不同的分支,其中分支Ⅲ和分支Ⅳ的解 λ_{s2} 大于 2 但对应引射系数为负,说明引射器未能成功启动或与物理实际不符。在分支Ⅰ上以第 3 极限为分界线分成 λ_{s2} 为亚声速 L_1 段和 λ_{s2} 为超声速 L_2 段,且 L_2 段上二次流速度系数 λ_{s2} 在 1 和 2 之间。在分支Ⅱ以第 1 极限和第 3 极限为分界线分为 L_3 、 L_4 和 L_5 三段,其中 L_3 段 λ_{s2} 小于 1 为亚-超引射状态但混合室出口速度系数 λ_3 大于 1,达到第 3 极限状

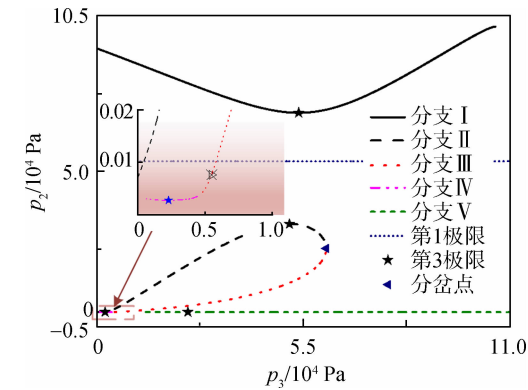


图 7 p_3 变化时引射器工作特性曲线图

Fig. 7 Working characteristic curves of ejector with p_3 changing

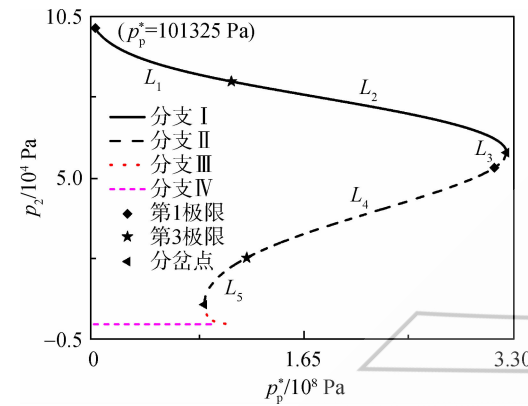


图 8 p_p^* 变化时引射器函数曲线图

Fig. 8 Curve of ejector function with p_p^* changing

态。 L_4 段 λ_{s2} 大于 1 为超-超引射状态同时混合室出口速度系数 λ_3 大于 1。 L_5 段 λ_{s2} 大于 1 为超-超引射状态但混合室出口速度系数 λ_3 小于 1。

以上通过静压协调函数分别研究了混合室背压 p_3 和主流总压 p_p^* 对求解量 p_2 的影响,通过计算发现存在亚-超引射和超-超引射状态并根据算例条件^[15]判断引射器实际应为亚-超引射状态。此外上述分析未考虑引射器工作极限状态,因此结合文中第 1.2 节引射器函数工作极限状态分析,进行引射器函数程序优化设计,如图 9 所示。

图 9 中引射器函数变量 p_2 采用二分法进行求解,而由文中第 1.3 节分析知引射器函数存在无穷点与非物理奇异点,会导致求解过程异常终止或非物理解的产生,因此本文在二分法求解中引入奇点判别式从而避免程序优化异常,相应改进的二分法子流程如图 10 所示。

通过优化流程结合引射器函数法求解,得到

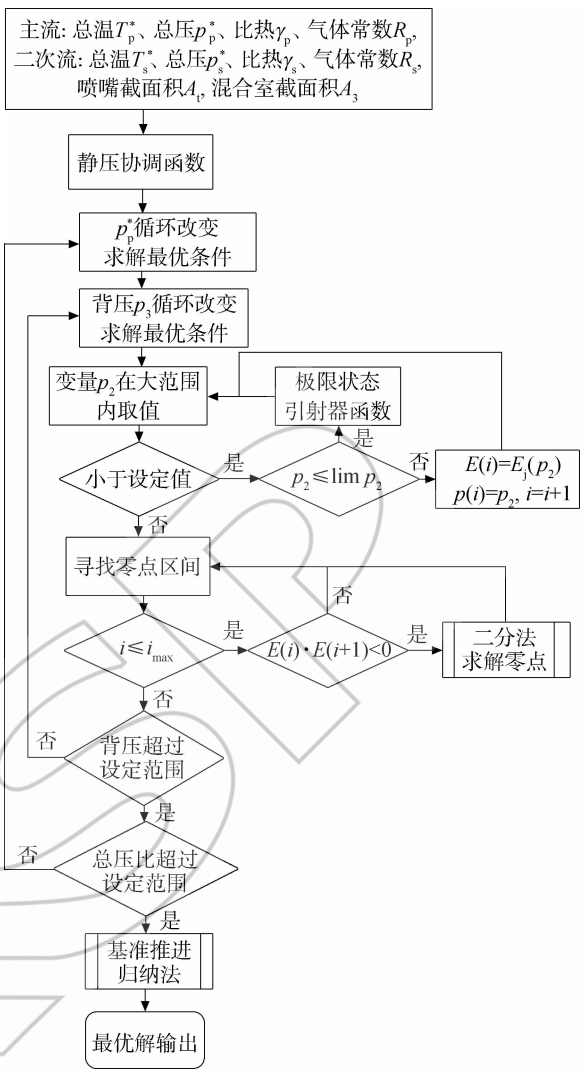


图 9 静压协调函数求解优化流程图

Fig. 9 Optimization flow chart of static pressure matching function

了关于混合室背压 p_3 与主流总压 p_p^* 对引射系数 u 的综合规律图 11,图中由不同工作点所构成的曲面本文称为静压特性曲面。当总压比不变时随着混合室背压 p_3 不断减小,引射器函数求解变量 p_2 值不断减小,引射系数 u 不断提高,引射器工作性能提高,对应图中 P_2P_3 段。当 p_3 减小至某一值引射器达到极限状态,此时引射系数 u 不依赖于引射器出口处背压 p_3 ,即达到文献[19]中的 SR(supersonic regime)或 SSR(saturated supersonic regime)状态,故极限点后 u 不随着 p_3 的改变而改变,呈平行于 p_3/p_s^* 轴的直线,对应图中 P_1P_2 段。当主次流总压比改变时,引射器工作极限点位置改变,由不同总压比所对应的极限点形成的曲线本文称为临界曲线(图 11 中为 $1-P_2-4$ 曲线)。随着 p_p^*/p_s^* 增大,由背压 p_3 减小产生的第 3 极限状态将提前达到,在临界曲线附

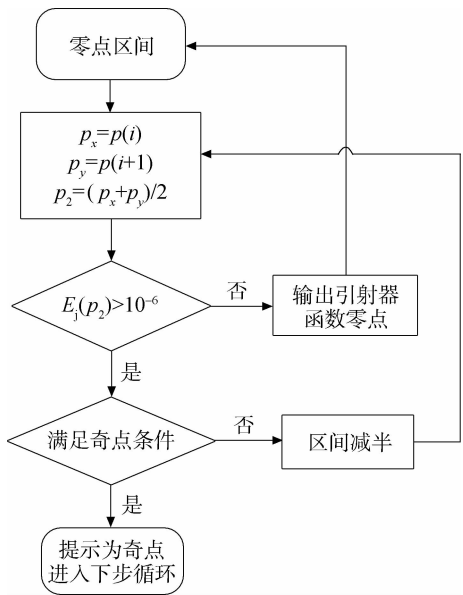


图 10 考虑奇异点的二分法求解流程图
Fig. 10 Flow chart of dichotomy considering singular point

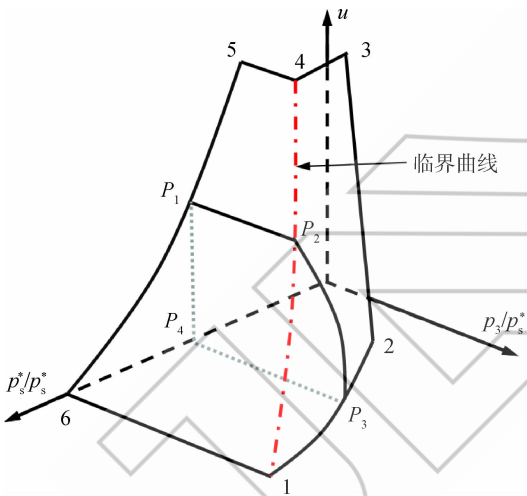


图 11 静压特性曲面
Fig. 11 Static pressure characteristic surface

近的 P_2P_3 段引射系数下降梯度大,引射器性能降低幅度明显。当达到临界曲线点 P_2 时,引射系数达到饱和最大值,因此在引射器设计时应尽量靠近临界曲线工况设计。

2.3 混合不均匀对引射性能影响

在文中第 1.1 节的假设中混合室出口为均匀流动,实质上由于引射器尺寸限制以及黏性特性流体速度场分布并不均匀,为研究混合不均匀对优化求解的影响,引入混合室出口平均速度 $\bar{v}_3$ 。

$$\bar{v}_3 = \frac{\int \rho_3 v_3 ds_3}{\int \rho_3 ds_3} \tag{24}$$

式中 s 为微元面积。
为了表示速度不均匀度,引入动量修正系数^[16]

$$\sigma = \frac{\int \rho_3 v_3^2 ds_3}{\int \rho_3 \bar{v}_3^2 ds_3} \tag{25}$$

从式(25)中有,密度分布均匀时, σ 表示速度分布的方均根差, $\sigma=1$ 代表混合均匀状态, $\sigma>1$ 代表出口速度场不均匀分布。

此时引射器函数中的动量方程化为气动冲量函数 $Z(\lambda)$ 表示为

$$\begin{aligned} &\sqrt{\frac{(\gamma_3+1)R_3T_{s3}^*}{2\gamma_3}}\dot{m}_3Z(\lambda_3) - \\ &\sqrt{\frac{(\gamma_p+1)R_pT_p^*}{2\gamma_p}}\dot{m}_{p2}Z(\lambda_{p2}) - \\ &\sqrt{\frac{(\gamma_s+1)R_sT_s^*}{2\gamma_s}}\dot{m}_{s2}Z(\lambda_{s2}) = 0 \end{aligned} \tag{26}$$

由动量定义式有

$$\dot{m}_3 v_3^* = \int \rho_3 v_3^2 ds_3 \tag{27}$$

$$\dot{m}_3 \bar{v}_3 = \int \rho_3 \bar{v}_3^2 ds_3 \tag{28}$$

式中 v_3^* 为混合室等效出口速度,结合式(25)、式(27)与式(28)可得

$$\dot{m}_3 v_3^* = \sigma \dot{m}_3 \bar{v}_3 \tag{29}$$

根据冲量函数定义

$$\sqrt{\frac{(\gamma_3+1)R_3T_{s3}^*}{2\gamma_3}}\dot{m}_3Z(\lambda_3) = \dot{m}_3 v_3^* + p_3 A_3 \tag{30}$$

考虑混合不均匀度,将 $\dot{m}_3 v_3^* = \sigma \dot{m}_3 \bar{v}_3$ 带入有

$$\sqrt{\frac{(\gamma_3+1)R_3T_{s3}^*}{2\gamma_3}}\dot{m}_3Z(\lambda_3) = \sigma \dot{m}_3 \bar{v}_3 + p_3 A_3 \tag{31}$$

根据上式有

$$Z(\lambda_3) = \frac{(2\sigma-1)\gamma_3+1}{\gamma_3+1}\lambda_3 + \frac{1}{\lambda_3} \tag{32}$$

将式(32)带入式(31)并替换引射器函数中的动量方程,基于优化求解流程对混合不均匀度影响进行分析。

由图 12 可知,当动量修正系数 σ 越大所对应的解 p_2 越大并且对应的引射系数 u 越小,同时临界点的位置不断靠后,在临界曲线附近引射系数下降梯度逐渐减小,在临界点后一段范围引射系数变化较小,说明在考虑混合不均匀的一维优化

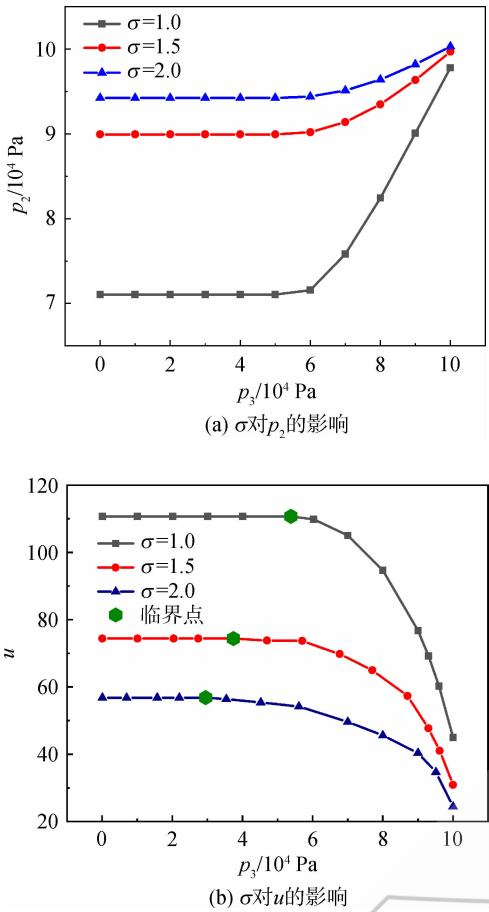


图 12 混合不均匀度对引射性能的影响
Fig. 12 Influence of mixing non-uniformity on ejector performance

设计中,设计宽裕度比理想引射器高。在 $1 \leq \sigma \leq 1.5$ 范围内, σ 对引射器性能影响明显, p_2 最大误差达到 26.59%,引射系数 u 最大误差达到 32.73%。而随着动量修正系数 σ 不断增加,不均匀度对于引射器性能影响逐渐减小,误差可控制在工程承受范围之内。因此在引射器尺寸限制或流场混合不均匀的情况下,应重点考虑混合不均匀度对引射性能的影响。

3 试验验证

3.1 壁面摩擦引射器函数

为了验证引射器函数方法的可靠性,本文将与试验数据相对比分析。在文献[11]中引射器构型较为简单且理论分析与试验数据吻合较好,因此本文采用文献[11]中的试验数据,其中主流均为空气且总温比为 1,喷嘴直径 $D_1 = 7.60 \text{ mm}$,混合管道直径 $D_3 = 11.7 \text{ mm}$,长度为 0.1794 m ,背压 p_3 取一个标准大气压,空气热力学参数取 293.15 K (20°C) 时理想气体参数。喷嘴处主流马

赫数为 1.778,扩散室倾角为 0° ,总压恢复系数为 1,引射器试验装置如图 13。

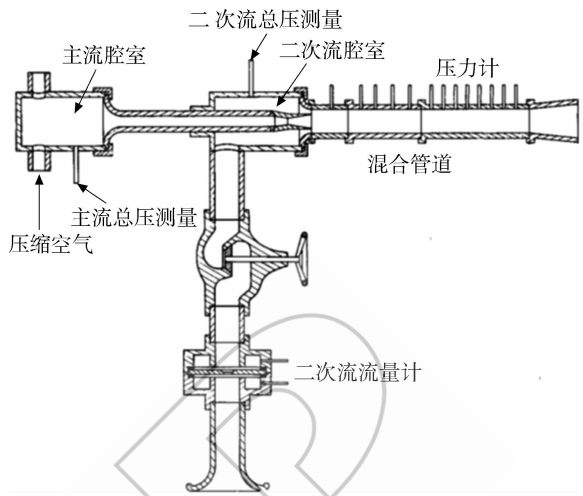


图 13 引射器试验装置^[11]
Fig. 13 Experimental equipment of ejector^[11]

由于实际试验中混合室壁面存在摩擦,根据经典一维理论由摩擦力产生的压降损失为

$$\delta p = - \int_1^2 \mu_w \rho \frac{\bar{v}_e^2}{2} d\xi \quad (33)$$

式中 μ_w 为壁面摩擦因数, ρ 为气体密度, ξ 为混合室侧面积与横截面比值, $\bar{v}_e$ 表示微元段平均速度。

为了计算方便根据文献[11]近似整体压降表达式有

$$\delta p = - \bar{\mu}_w \rho_2 \frac{\bar{v}_2^2}{2} \xi \quad (34)$$

式中 $\xi = 4L/D_3$ 表示直径为 D_3 的混合室无量纲数, L 为引射器特征长度, $\bar{v}_2^2$ 为截面 2 处微元段平均速度, $\bar{\mu}_w$ 为平均摩擦因数,文献[11]取数值 0.0053(本文中也取此数值)。

将摩擦力产生的损失加入动量方程中构建了壁面摩擦引射器函数,以背压 p_3 为单位基准,对比研究了不同主流总压以及二次流总压下试验数据,具体如图 14 和图 15 所示。

3.2 结果分析

横向对比分析,当主流总压 p_p^* 恒定随着二次流总压 p_s^* 的增大,引射器函数解 p_2 增大,混合室出口速度 v_3 上升,但此时未达到第 3 极限声速状态,引射系数 u 不断增加。纵向对比分析,当二次流总压 p_s^* 恒定随着主流总压 p_p^* 增大,引射器函数解 p_2 减小,混合室出口速度 v_3 上升,但同样未达到第 3 极限声速状态,此时引射系数不断

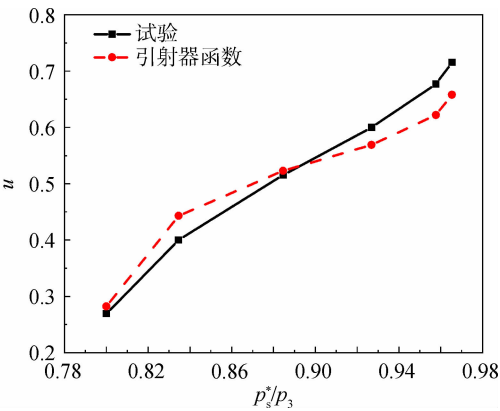


图 14 $p_p^* = 2.5 p_3$ 时引射系数变化图
Fig. 14 Variation of ejection coefficient
when $p_p^* = 2.5 p_3$

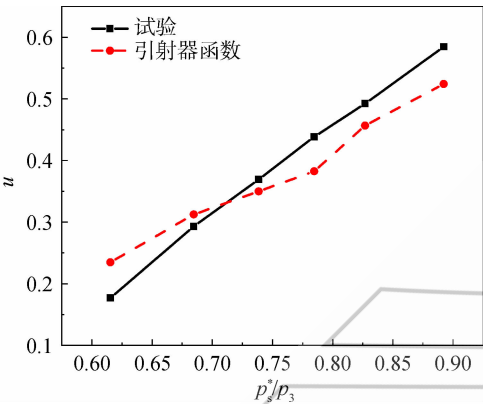


图 15 $p_p^* = 3.5 p_3$ 时引射系数变化图
Fig. 15 Variation of ejection coefficient
when $p_p^* = 3.5 p_3$

提高。综上结果验证了静压特性曲面概念设计的正确性,同时利用引射器函数法得到的理论值与试验数据平均误差在 10% 以内,最小误差为 3.56%,验证了引射器函数法的可靠性,为引射器性能优化提供一种参数化设计方案。

值得注意的是,图 14 与图 15 中均存在 p_s^*/p_3 较小时引射系数理论值高于试验值, p_s^*/p_3 较大时引射系数理论值小于试验值,在中间某一值两者符合较好的情况。由于实际流道内不同工况下的摩擦因数并不一致,由表 1 和表 2 知随着 p_s^*/p_3 增大混合室出口速度不断增大,根据管道摩擦因数经验公式^[20]平均摩擦因数和速度系数的关系为

$$\left(\frac{1}{\lambda_2^2} - \frac{1}{\lambda_3^2}\right) - \ln \frac{\lambda_3^2}{\lambda_2^2} = \frac{8\gamma_s}{\gamma_s + 1} \mu_w \quad (35)$$

随着混合室出口速度系数 λ_3 增大,平均摩擦因数不断减小,流道内整体压降降低摩擦损失减

表 1 $p_p^* = 2.5 p_3$ 时引射器各参数表
Table 1 Parameters table of ejector when $p_p^* = 2.5 p_3$

p_s^*/p_3	u		p_2/Pa	$v_3/(\text{m/s})$
	试验	理论		
0.801	0.269	0.282	78 232.34	176.92
0.835	0.40	0.443	78 149.02	193.54
0.885	0.515	0.523	79 435.60	206.67
0.927	0.61	0.569	80 243.41	216.49
0.960	0.677	0.622	79 027.6	225.59
0.966	0.715	0.658	78 158.1	228.33

表 2 $p_p^* = 3.5 p_3$ 时引射器各参数表
Table 2 Parameters table of ejector when $p_p^* = 3.5 p_3$

p_s^*/p_3	u		p_2/Pa	$v_3/(\text{m/s})$
	试验	理论		
0.615	0.177	0.234 7	43 900.05	227.50
0.685	0.293	0.312 4	47 715.35	235.97
0.739	0.369	0.349 9	50 521.31	243.23
0.785	0.439	0.382 4	52 808.48	248.86
0.827	0.492	0.456 7	54 817.89	258.02
0.892	0.585	0.524 3	57 761.94	264.68

小,引射性能提高。而本文采用文献[11]中平均摩擦因数为定值($\bar{\mu}_w = 0.0053$)未考虑不同工况下平均摩擦因数改变带来的影响,故当混合室出口速度系数 λ_3 较小时理论值高于试验值,反之同理。

4 结 论

基于等截面混合引射器基本构型得到了一种计算等面积引射器的简化分析模型,研究了以 11 个已知量与 1 个未知量 p_2 组成的引射器函数的数学特性以及工作极限状态。在此基础上,提出了一种基于引射器函数法的优化设计程序,讨论了静压协调函数多分支曲线的物理意义,研究了混合室背压、主次流总压比与混合不均匀对引射器性能的影响。最后考虑了壁面摩擦因素在引射器优化设计中的影响,并通过试验数据对比验证了引射器函数法的可靠性。通过以上分析得出以下结论:

1) 引射器函数存在无穷点以及非物理奇异点,在引射器函数法理论基础上完成了一种多参数优化设计程序,通过基准推进归纳法发现静压

协调函数存在多分支工作曲线,对应于超-超引射状态、亚-超引射状态以及非物理解。

2) 计算表明第3极限状态将早于第1极限状态来临,随着背压 p_3 的不断减小引射系数 u 增大,达到临界点时引射器性能与混合室背压呈无关性。随着主次流总压比的提高,引射系数减小并且临界点前移,在第3极限点附近引射系数变化趋势缓慢。综合背压与主次流总压比提出了静压特性曲面设计概念,并表明引射器设计应尽量在临界曲线工况附近。

3) 以动量修正系数 σ 表征混合室出口处速度场分布不均匀度,在 $1 \leq \sigma \leq 1.5$ 范围内 σ 对引射器性能影响明显,引射器函数解 p_2 最大误差达到26.59%,引射系数 u 最大误差达到32.73%,因此在引射器尺寸限制或流场混合不均匀的情况下,应重点考虑混合不均匀度对引射性能的影响。

4) 利用引射器函数法得到的理论值与试验数据对比,平均误差在10%以内,最小误差为3.56%,验证了引射器函数法的可靠性。同时由于平均摩擦因数随不同工况改变,需对公式模型进行修正,更好地指导引射器优化设计。

参考文献:

- [1] 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)
- [2] CHEN Jian, WANG Zhengguo, WU Jiping, et al. Investigation on the pressure matching performance of the constant area supersonic-supersonic ejector[J]. Thermal Science, 2015, 19(2): 631-634.
- [3] MANJILI F E, YAVARI M A. Performance of a new two-stage multi-intercooling trans critical CO₂ ejector refrigeration cycle[J]. Applied Thermal Engineering, 2012, 40: 202-209.
- [4] 王靖宇,张怀宝,黄国平,等. 采用射流掺混增强的前可调面积涵道引射器数值模拟[J]. 国防科技大学学报, 2019, 41(2): 69-74, 81.
WANG Jingyu, ZHANG Huaibao, HUANG Guoping, et al. Numerical investigation of front variable area bypass injector with jet mixing enhancement[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2019, 41(2): 69-74, 81. (in Chinese)
- [5] JAKUB B, JACEK S, HAIDA M, et al. Performance of fixed geometry ejectors with a swirl motion installed in a multi-ejector module of a CO₂ refrigeration system[J]. En-

ergy, 2016, 117(2): 620-631.

- [6] ZHU Yin Hai, JIANG Peixue. 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.
- [7] DESEVAUX P, MELLAL A, ALVES DE SOUSA Y. Visualization of secondary flow choking phenomena in a supersonic air ejector[J]. Journal of Visualization, 2004, 7: 249-256.
- [8] ZHU Yin Hai, WANG Zhe Cheng, YANG Yiping, et al. Flow visualization of supersonic two-phase transcritical flow of CO₂ in an ejector of a refrigeration system[J]. International Journal Refrigeration, 2017, 74: 354-361.
- [9] LI Fenglei, TIAN Qi, WU Changzhi, et al. Ejector performance prediction at critical and subcritical operational modes[J]. Applied Thermal Engineering, 2017, 115: 444-454.
- [10] ZHANG Hailun, WANG Lei, JIA Lei, et al. Assessment and prediction of component efficiencies in supersonic ejector with friction losses[J]. Applied Thermal Engineering, 2018, 129: 618-627.
- [11] FABRI J, SIESTRUNCK R. Supersonic air ejectors[J]. Advances in Applied Mechanics, 1958, 5: 1-34.
- [12] EMANUEL G. Optimum performance for a single-stage gaseous ejector[J]. AIAA Journal, 1976, 14(9): 1292-1296.
- [13] MIKKELSEN C D, SANDBERG M R, ADDY A L. Theoretical and experimental analysis of the constant-area, supersonic-supersonic ejector[D]. Champaign-Urbana, US: University of Illinois, 1976.
- [14] DUTTON J C, CARROLL B F. Optimal supersonic ejector designs[J]. Journal of Fluids Engineering, 1986, 108(4): 414-420.
- [15] 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. (in Chinese)
- [16] 廖达雄. 气体引射器原理及设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2018.
- [17] 廖达雄, 任泽斌, 余永生, 等. 等压混合引射器设计与实验研究[J]. 强激光与粒子束, 2006, 18(5): 728-732.
LIAO Daxiong, REN Zebin, YU Yongsheng, et al. Design and experiment of constant pressure mixing ejector[J]. High Power Laser and Particle Beams, 2006, 18(5): 728-732. (in Chinese)
- [18] DUTTON J C, MIKKELSEN C D, ADDY A L. A theoretical and experimental investigation of the constant area, supersonic-supersonic ejector [J]. AIAA Journal, 1981, 20(10): 1392-1392.
- [19] ADDY A L, DUTTON J C, MIKKELSEN C D. Supersonic ejector-diffuser theory and experiments[R]. Champaign-Urbana, US: University of Illinois, 1981.
- [20] 潘锦珊, 单鹏. 气体动力学基础[M]. 北京: 国防工业出版社, 2012: 193-201.