

文章编号: 1000-8055(2008)05-0803-07

第二喉道超声速引射器启动性能理论研究

吴继平, 王振国

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 长沙 410073)

摘 要: 为了给带第二喉道的超声速引射器的工程设计提供设计依据, 提出了一套快速分析其启动性能的方法. 该方法采用特征线方法分析一次流喷嘴出口流场, 结合 Korst 再压缩判据确定引射器盲腔压力, 采用一维控制体方法计算第二喉道引射器的下游流场. 采用该方法可以较好地估计第二喉道极限面积比、最小启动压比以及对应的盲腔压力. 研究了一次流物性参数比热比和 3 个几何参数对引射器启动性能的影响. 结果表明: 该启动性能分析方法具有较好的一致性; 较低的盲腔压力对应较高的最小启动压比.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 超声速引射器; 启动性能; 特征线方法; 再压缩判据; 最小启动压比; 盲腔压力

中图分类号: V416.5; TN248.5

文献标识码: A

Theoretical investigation on starting performance of supersonic ejector with secondary throat

WU Jiping, WANG Zhen2guo

(Institute of Aerospace and Material Engineering,

National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: A set of fast analysis methods for starting performance of second2throat supersonic ejector was presented. The method of characteristics was introduced to calculate the flow field after the primary nozzle exit, whilst Korst's recompression criterion was adopted to determine the corresponding cell pressure, and one2dimensional control volume method was employed to analyze the downstream flow field. The second2throat area ratio limit, the minimal starting pressure ratio and the corresponding cell pressure were obtained. The influences of primary flow specific heat ratio and three geometric parameters on the starting performance were investigated. The results indicate that lower cell pressure leads to higher minimal starting pressure ratio, and the consistency of the method is quite well.

Key words: aerospace propulsion system; supersonic ejector; starting performance; method of characteristics; recompression criterion; minimal starting pressure ratio; cell pressure

第二喉道对超声速引射器性能的提高具有非常重要的作用, 然而, 第二喉道的引入也同时带来了第二喉道的启动问题. 超声速引射器的盲腔压力对引射器的启动性能和压力匹配性能均有非常

重要的影响. 采用一维分析理论对引射器的性能进行分析^[123] 常常回避了对引射器盲腔压力的计算, 计算结果较为粗糙.

随着现代计算流体力学和计算机技术的迅速

收稿日期: 200705214; 修订日期: 200710223

基金项目: 国家 8630 计划资助项目(2005AA992020)

作者简介: 吴继平(1978-), 男, 湖北宣城人, 博士生, 研究领域为高超声速推进技术.

发展,对引射器内部流动结构的仿真研究也取得了较大进展^[47].然而,对于带第二喉道的超声速引射器来说,采用数值计算方法捕捉激波推出第二喉道的动态过程较为困难^[49].而且,对于三维引射器内流场的计算也需要耗费非常多的计算资源,不适宜进行参数研究,对于工程设计来说非常不利.

Chow 等人^[1011]采用特征线方法(MOC)结合 Korst 再压缩判据(KRC)^[12]对引射器的零二次流和较小二次流流场进行了分析.该方法采用特征线方法根据假定的盲腔压力计算一次流喷嘴出口初始膨胀流场,结合 Korst 再压缩判据确定一次流膨胀到管道壁面的位置.对于带有第二喉道的引射器来说,可以较好地估计一次流所能膨胀到的管道马赫数.然而,对于第二喉道引射器来说,流道中的波系结构较为复杂,完全采用特征线法进行流场分析会遇到巨大的困难.

将 MOC2KRC 分析方法与一维分析理论结合起来,用前者分析一次流喷嘴出口流场,再结合一维分析理论对下游流场进行分析,可以经济高效地评价引射器的启动性能.本文将给出采用 MOC2KRC 分析方法结合一维控制体分析方法对带第二喉道的引射器启动性能进行分析的流动模型,并以该流动模型研究几个设计参数对第二喉道引射器启动性能的影响,检验该流动分析模型的一致性.

1 物理模型与分析方法

图 1 给出了带第二喉道超声速引射器的示意图,其中喷管出口到 R 截面为自由膨胀段,截面 R23 之间为混合段,截面 324 之间为扩散段.引射喷管出口位置与混合室入口距离为 L,混合室收缩段收缩半角为 H.总温、总压分别为 T_p 和 p_p 的一次流在引射喷管出口进一步膨胀,在到达引射管道壁面时,产生一道斜激波.波后气流在第二喉道中经过激波串扩压后,减速到亚声速,并最终排放到静压为 p_{amb} 的环境中.

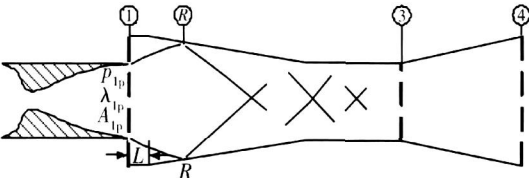


图 1 带第二喉道的引射器示意图

Fig. 1 Schematic of second-throat supersonic ejector

在零二次流情况下,其流动模型如图 2 所示.在这里,首先假设一次流与静止气流沿着射流边界由于混合而引起的卷吸发生在常压情况下.其次,假设混合分量用均匀气流与静止气流之间的二维湍流混合来模拟^[13].

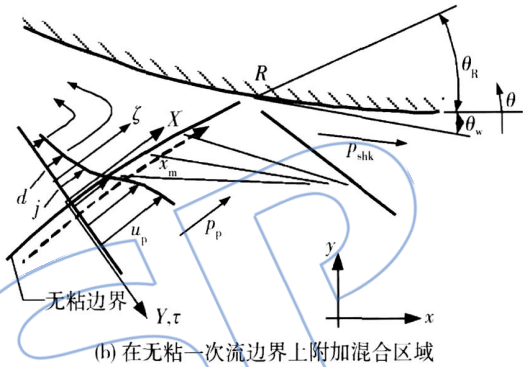
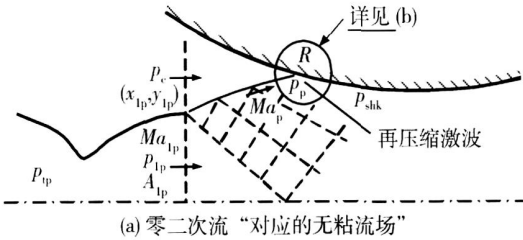


图 2 零二次流流动模型

Fig. 2 Model for zero secondary flow

在这些假设的基础上,混合区的流动条件由特征线分析获得的无粘射流边界处的流动条件来确定,混合区位于放置在射流边界上的当地坐标系(X,Y)内.如此定义的位于无粘射流边界当地坐标系内的混合区,最终以二维形式叠加在射流边界上,并满足连续方程和动量守恒方程.

1.1 一次流在引射喷嘴出口的膨胀区

一次流流场采用无旋的轴对称流动特征线方法进行分析.如图 2(a)所示,假设沿着一次流喷嘴出口唇口点 (x_{1p}, y_{1p}) 发出的右行特征线上各点的流动状态已知.气流经过由喷嘴出口唇口点发出的中心膨胀波膨胀到盲腔背压 p_c ,假设沿着射流边界各点的静压均等于常数 p_c .在已知这些条件的情况下,就可以利用特征线方法求解喷管出口以后的流场以及射流边界与引射器管道交点处的流动参数.

1.2 混合分量

Korst 二维常压湍流混合理论是分析混合分量的基础.文献[10, 12]中给出了详细的描述,在此仅简要给出其中比较重要的关系式.

首先,假设混合区的无因次速度型 U 具有以

下形式

$$U = \frac{u}{u_a} = \frac{1 + U_b}{2} + \frac{1 + U_b}{2} \text{erf}(G) \tag{1}$$

其中, $G = RF/S$ (F, S) 为当地坐标系中的坐标, $U_b = 1$. 对于零二次流情况, $U_b = 0$. R 是单股气流引射静止气流的混合相似参数, 该参数一般取为 $R = 12 + 21.758 \text{ Ma}^{[10]}$.

$$\text{erf } G = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^G e^{-\xi^2} d\xi \tag{2}$$

j 流线的物理意义是将混合区中两股气流分隔开的流线, 称之为射流边界流线。对于 j 流线有

$$I_1(G) = [I_1(G_a) - I_2(G_a)] / (1 - U_b) \tag{3}$$

其中, $I_1(G)$ 和 $I_2(G)$ 为两个积分式, 分别为

$$I_1(G) = \int_0^G \frac{(1 - C_a^2) U_b G_b}{(T_{tb}/T_{ta}) - C_a^2 U_b^2} + \int_0^G \frac{(1 - C_a^2) U_b}{C_a^2 U_b^2} dG \tag{4}$$

$$I_2(G) = \int_0^G \frac{(1 - C_a^2) U_b^3 G_b}{(T_{tb}/T_{ta}) - C_a^2 U_b^2} + \int_0^G \frac{(1 - C_a^2) U_b^2}{C_a^2 U_b^2} dG \tag{5}$$

其中, C 为克罗克数

$$C^2 = \frac{\text{Ma}^2}{[2/(C - 1)] + \text{Ma}^2} \tag{6}$$

+ 为在整个混合区中与速度场相关联的滞止温度分布

$$+ = \frac{T_t}{T_{ta}} = \frac{T_{tb}}{T_{ta}} \left[\frac{1 - U}{1 - U_b} \right] + \left[\frac{U - U_b}{1 - U_b} \right] \tag{7}$$

1.3 Korst 再压缩判据

通过 Korst 再压缩机制以及尾迹区的质量和能量守恒可以将无粘流场与混合区联系起来. 设射流边界与引射管道壁面在 R 点相交, 交点在参考坐标系 (x, y) 中的坐标为 (x_R, y_R) .

KRC 被用来识别混合区内哪一条流线拥有足够的机械能够将射流压缩到射流与引射管道壁面交点下游的高压区. 它将那条恰好有足够机械能将尾迹区压力 p_c 压缩到激波后的高压区 p_{shk} 的流线确定为流线 d . 流线 d 经过斜激波压缩后的转折角为

$$H = (H - H_i) \tag{8}$$

其中, H 为 R 点流线角, H_i 为引射管道壁面角度.

根据 MOC 求解得到的 R 点速度系数 K_R , 采用数值迭代的方法求解斜激波关系式, 可得到激波角 B 根据 d 流线的定义, 其压力上升为

$$\frac{p_{td}}{p^d} = \frac{p_{shk}}{p^c} \tag{9}$$

则流线 d 的速度系数为

$$K = \left[\frac{C^+ + 1}{C^- - 1} \right]^{1/2} [1 - (p_{td}/p^d)^{-\frac{C^+ + 1}{C^-}}]^{1/2} \tag{10}$$

对于等能问题, d 流线的速度比为

$$U_d = \frac{K_d}{K} \tag{11}$$

若对于任意小的量 ϵ 有

$$|U_d - U| \leq \epsilon \tag{12}$$

则认为找到了合适的 p_c . 一般来说, 如果 $|U_d - U|_n > 0$, 则下一个 $(p_c)^{n+1}$ 值选择为 $(p_c)^{n+1} > (p_c)_n$, 反之则反.

1.4 第二喉道极限收缩比与最小启动压比

采用特征线方法对引射器出口处的流场进行分析, 计算出 R 点 (x_R, y_R, K, H) 所在截面上各点的流场参数. 若考虑任一微元气流经过一道斜激波压缩后, 再经过正激波压缩至亚声速并最终流经第二喉道, 如图 3 所示. 在这里, 斜激波产生在收缩的管道中, 且在启动时刻, 激波前后的压比较大, 应该取强激波解.

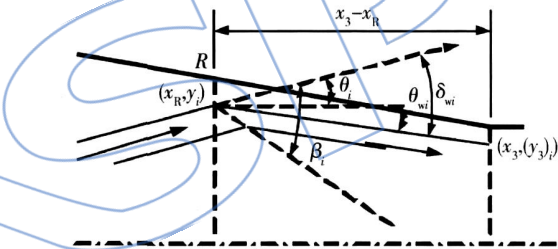


图 3 引射喷管出口气流经过斜激波示意图
Fig. 3 Schematic diagram of primary flow after oblique shock wave

将该截面划分为 N 个微元 $[(x_R, y_i), (x_R, y_{i+1})]$. 对第 i 个微元采用点 (x_R, y_i, K, H) 的流动参数, 则面积微元

$$dA_i = P(y_{i+1}^2 - y_i^2) \tag{13}$$

微元气流经过斜激波后偏转角度

$$D = H + H_i \tag{14}$$

其中 H_i 为第 $(i - 1)$ 微元气流形成的虚拟壁面的壁面角,

$$H_i = \text{tg}^{-1} \frac{(y_3)_i - y_i}{x_3 - x_R} \tag{15}$$

由斜激波关系式

$$\text{tg } D = \frac{\text{Ma}_i^2 \sin^2 B - 1}{\left[\text{Ma}_i^2 \left(\frac{C^+ + 1}{2} - \sin^2 B \right) + 1 \right] \text{tg } B} \tag{16}$$

其中, Ma_i 为点 (x_R, y_i) 处的马赫数. 采用数值迭代方法求解方程 (16) 可以求得对应的强激波解 B . 进而可以求得强激波后的总压 p_{ci}

$$p_{ti}^c = \frac{\left[\frac{(C+1)Ma_i^2 \sin^2 B}{2 + (C-1)Ma_i^2 \sin^2 B} \right]^{\frac{C}{C-1}}}{\left[\frac{2C}{C+1}Ma_i^2 - \frac{C-1}{C+1} \right]^{\frac{1}{C-1}}} p_{ti} \quad (17)$$

假设斜激波后的气流经过等熵压缩到达第二喉道, 则第二喉道处总压

$$p_{t3} = p_{ti}^c \quad (18)$$

面积微元 dA_i 经过压缩后流经第二喉道所需流通面积为

$$d(A_3)_i = \frac{p_{ti}}{p_{ti}^c} \# q(C, K) dA_i \cos H \quad (19)$$

计算下一微元虚拟壁面角 $H_{(i+1)}$ 需要的参数

$$(y_3)_{i+1} = \sqrt{\frac{P(y_3)_i^2 - d(A_3)_i}{P}} \quad (20)$$

最后, 第二喉道极限收缩比为

$$5_{\text{limit}} = \frac{1}{A_d} \sum_i \frac{p_{ti}}{p_{ti}^c} \# q(K) dA_i \cos H \quad (21)$$

由于第二喉道收缩比未知, 第二喉道的直径 $(y_3)_0$ 无法直接获得, 需要迭代求解.

$$p_{t4} = p_{t3} = \sum_{i=1}^N p_{ti}^c d(A_3)_i / A_3 \quad (22)$$

根据引射器出口边界条件 $p_4 = p_{\text{amb}}$ 可以确定最小启动压比 $(p_{t3} / p_{\text{amb}})_{\text{MOC}_{\text{limit}}}$.

1.5 引射器启动性能分析流程

采用上述 MOC2KRC 分析方法结合一维分析理论对带第二喉道引射器进行了分析计算. 其分析流程如图 4 所示. 其中, ϵ_1, ϵ_2 均为小量, 可以根据计算精度的需要选取, 这里取 $\epsilon_1 = 10^{-6}, \epsilon_2 = 10^{-5}$.

首先, 对于一个给定的一次流总压 p_{t1} , 采用特征线方法对一次流引射喷管的流场进行计算, 并得到从喷管出口唇口点发出的右行特征线上各点的流动参数. 对于一个给定的盲腔压力初值, 应用特征线分析方法计算一次流引射喷管出口处的流场, 并得到无粘射流边界与引射管道壁面的交点 R 的坐标和流动参数. 由此, 计算 j 流线和 d 流线的速度比, 根据二者的插值结果调整引射器的盲腔压力. 在得到稳定的盲腔压力之后, 根据一维控制体分析方法对 R 点下游的流场进行分析. 根据引射器出口的压力边界条件来调整一次流总压, 当引射器出口压力边界条件恰好满足时($p_4 = p_{\text{amb}}$), 就完成了对引射器启动性能分析的全过程. 需要指出的是, 对于每一个一次流总压 p_{t1} , 都必须重新计算盲腔压力 p_c .

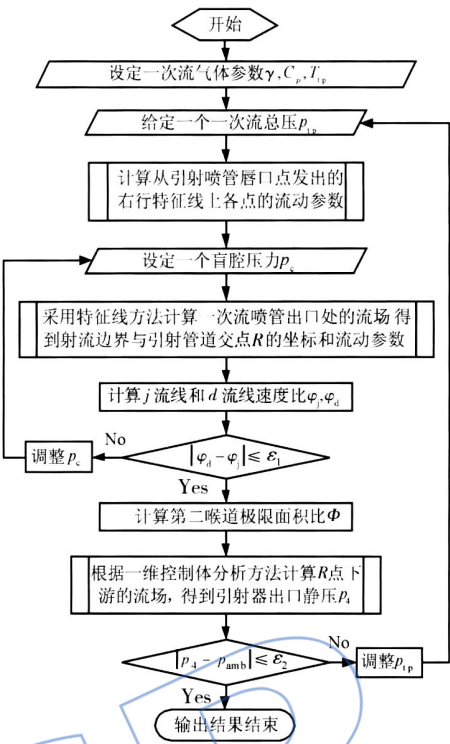


图 4 引射器启动性能分析流程图

Fig. 4 Flow diagram for ejector starting performance analyzing

2 分析结果与讨论

2.1 第二喉道极限面积比

采用上述 MOC2KRC 分析方法结合一维分析理论对带第二喉道引射器进行分析, 图 5 给出了 MOC2KRC 分析方法确定的引射器第二喉道面积比极限 $5_{\text{MOC}_{\text{limit}}}$. 同时, 图中还给出了风洞正激波理论获得的极限面积比 $5_{\text{one_dim}}$ 以及文献[14]给出的实验极限收缩比 5_{exp} .

在采用特征线方法对一次流出口流场分析后, 可以确定一次流边界与收缩管道的相交位置, 从而获得了更低第二喉道极限面积比. 相对于风洞正激波理论获得的极限面积比, 采用 MOC2KRC 分析方法计算所得的极限面积比更加接近于实验结果.

从图中可以看到: 在各种参数的复杂变化时, 大部分计算得到的极限面积比与实验极限面积比相当接近, 能够完成对第二喉道引射器极限收缩比的求解.

同时, 基于强斜激波理论的 MOC2KRC 方法求解引射器启动问题具有广泛的适应性, 以此为基础结合一维分析方法对引射器启动性能变化规律进行分析是可行的.

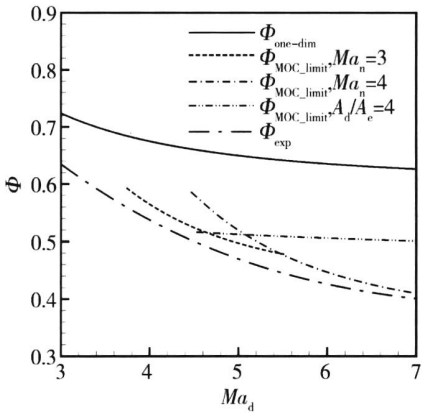


图 5 不同方法确定引射器第二喉道极限收缩比
Fig. 5 Second throat contraction ratio limit calculated with different methods

2.2 混合室入口面积比的影响

根据第二喉道收缩比极限, 可以确定引射器第二喉道面积, 进而求得引射器最小启动压比 p_{tp}/p_{amb} 以及与之对应的盲腔压力. 图 6 给出了一次流喷管出口马赫数 $Ma_n = 4$ 时, 采用极限面积比确定的最小启动压比和盲腔压力. 其中, A_d 为引射管道第二喉道收缩段入口面积, A^* 为引射喷嘴喉部面积.

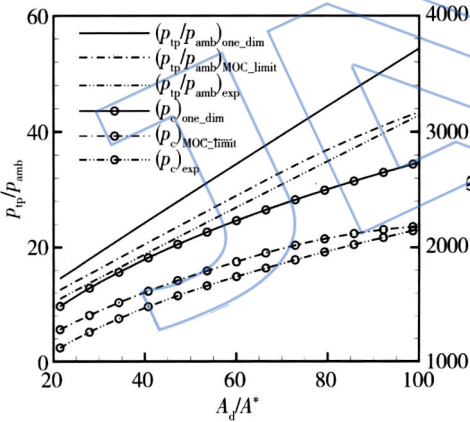


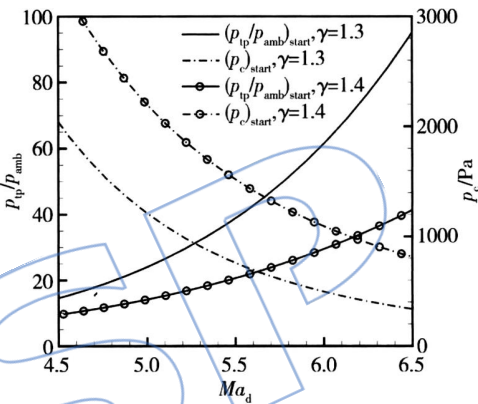
图 6 混合室入口面积比对引射器启动压比及对应盲腔压力的影响
Fig. 6 Variation of ejector starting pressure ratio and cell pressure for various area ratios at the entrance of the mixer

相比于一维正激波理论, 对应于某一个 A_d/A^* , 采用 MOC2KRC 方法得到的最小启动压比及对应盲腔压力与根据实验极限收缩比获得的结果更加接近; 三种方法得到的最小启动压比与盲腔压力随面积比 A_d/A_e 变化的趋势较为一致. 总的说来, 采用 MOC2KRC 分析方法来分析引射器的盲腔压力较为合理, 以此为基础结合一

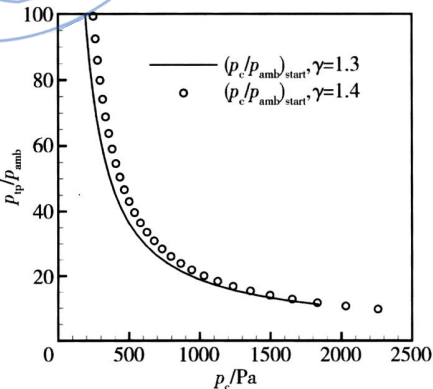
维分析理论对引射器启动性能变化规律的分析也是可行的.

2.3 一次流比热比的影响

图 7 给出了不同一次流比热比情况下引射器启动性能的对比. 从图 7(a) 中可以看到, 对于同样的管道马赫数, $C_p = 11.3$ 的情况下, 对应的最小启动压比相差非常大, 且随着管道马赫数的增加, 其差距不断增大. 在管道马赫数从 4.5 增加到 6.5 的过程中, $C_p = 11.3$ 的情况下最小启动压比高 55% ~ 143%, 对应的盲腔压力分别低 39.15% ~ 62%.



(a) 最小启动压比和盲腔压力随管道马赫数变化



(b) 最小启动压比随盲腔压力变化

图 7 一次流比热比对引射器启动性能的影响
Fig. 7 Influence of primary flow specific heat ratios on ejector starting performance

这样看来, 比热比低的引射器最小启动压比要高得多, 似乎应该选用比热比较高的一次流工质. 然而, 从图 7(b) 中可以看到: 对于同样达到盲腔压力 $(p_c)_{start} = 1 \text{ kPa}$ 的情况下, $C_p = 11.3$ 对应的最小启动压比相对低. 而且, 随着盲腔压力 $(p_c)_{start}$ 的降低, 其差距迅速增加.

综上所述, 采用燃气 ($C_p = 11.3$) 作为一次流工质比采用空气 ($C_p = 11.4$) 作为一次流工质可以获得

更低的盲腔压力. 而且, 采用燃气作为一次流工质可以工作在更高的马赫数下而不发生冷凝. 因此, 对于大增压比的引射器来说, 采用燃气作为一次流工质更有优势.

2.4 一次流喷嘴出口角度的影响

为了计算喷嘴出口角度对启动性能的影响, 首先要建立喷嘴出口马赫数为 Ma_n 时, 不同喷嘴出口角度 H 对应的喷嘴出口流场. 喷嘴壁面型线采用截断特征线喷嘴的方法获得. 具体求解步骤如下:

- 1) 假定一个大于 Ma_n 的马赫数 Ma_n^c , 采用特征线方法计算喷嘴壁面型线;
- 2) 沿喷嘴壁面计算壁面型线的角度, 当该角度与预设的 H 相等时, 得到该壁面点的坐标, 根据该截面的面积与喷嘴喉部面积之比计算喷嘴出口处的马赫数 Ma_n^d ;
- 3) 若 $Ma_n^d \neq Ma_n$, 改变 Ma_n^c , 重复步骤 1)~3) 直到根据面积比计算得到的喷嘴出口马赫数 Ma_n^d 等于 Ma_n . 在得到出口马赫数为 Ma_n 、出口角度为 H 的喷嘴壁面型线之后, 喷嘴出口处的流场也同时得到了. 在此基础之上可以根据前面的流动模型计算喷嘴出口角度对启动性能的影响.

图 8 给出了引射喷嘴出口角度对零二次流引射器工作参数的影响. 在固定喷嘴出口马赫数的情况下 ($Ma_n=4$), 如图 8 所示, 随着 A_d/A_e 增大, A_d/A^* 增加, 相对于 $H=5^\circ$, 在 $H=0^\circ$ 的情况下最小启动压比在大部分区域都非常接近, 但对应的盲腔压力低 45%~15%.

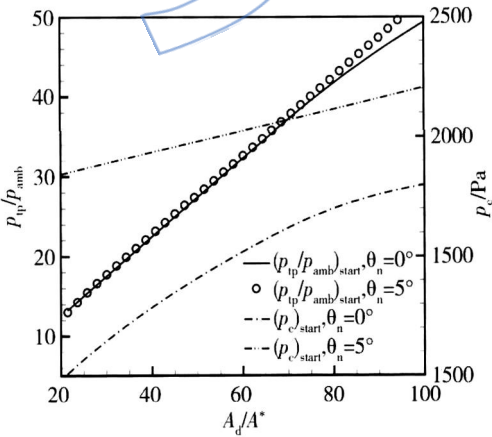


图 8 不同一次流喷嘴出口角度引射器启动压比与盲腔压力随 A_d/A^* 变化

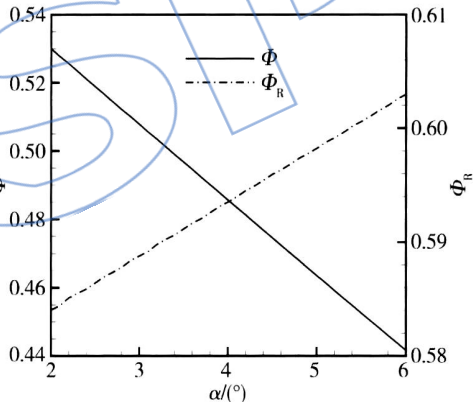
Fig. 8 Variation of ejector starting pressure ratio and cell pressure with different primary nozzle exit angles for various A_d/A^*

从上面的分析来看, 引射喷嘴出口角度对引射器的盲腔压力影响较大, 较小的引射喷嘴出口角度对引射器的启动有好处. 但是, 气流出口角度小的喷嘴, 对应的喷嘴长度较长, 加工费用较高. 因此, 在实际工程应用中, 应综合权衡费用与效率的平衡.

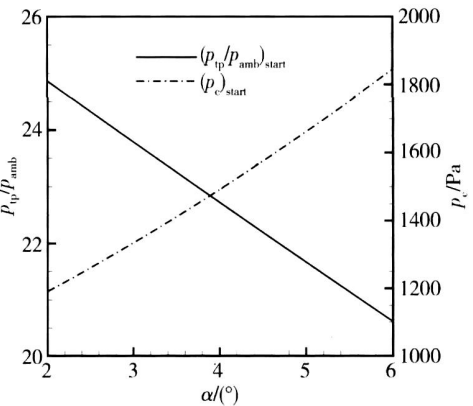
采用多喷嘴引射器相对于单个引射喷嘴可以大幅降低引射喷嘴的尺寸和制造费用, 可以在不增加引射系统尺寸的前提下降低喷嘴出口角度.

2.5 混合室收缩角度的影响

引射器第二喉道的收缩角度一方面决定了混合室的长度, 另一方面对射流边界与管道壁面的交角有较大影响, 不但影响了第一道激波的强度, 也改变了一次流所能膨胀到的最大管道面积和管道马赫数. 第二喉道收缩角度对固定第二喉道引射器启动参数的影响在图 9 中给出. 其中, R 为一次流射流边界与引射管道壁面交点, 图 9(a) 中 $5R$ 为第二喉道面积与 R 截面面积之比.



(a) 极限收缩比与面积比 Φ_R 随混合室收缩角度变化



(b) 最小启动压比与盲腔压力随混合室收缩角度变化

图 9 混合室收缩角度对引射器启动性能的影响

Fig. 9 Influence of contract angle of mixer on ejector starting performance

从图 9(a) 中可以看到, 随着引射器混合室收

缩角度 A 的增加, 极限收缩比下降, 而 5_R 却逐渐升高. 这是由于在混合室收缩角度增加时, 一次流射流边界与引射管道交点 R 处气流偏转角度增加, 激波损失加大, 因而面积比 5_R 逐渐增加; 同时, R 点处的面积减小, 面积比 A_R/A_d 减小, 而且, A_R/A_d 减小的幅度比 5_R 增加的幅度要大, 所以第二喉道极限收缩比 5 反而降低.

随着混合室收缩角度的增加, 由于极限收缩比逐渐降低, 一次流所能膨胀到的马赫数降低, 引射器的最小启动压比降低; 又由于 R 点处气流偏转角度增加, 因此盲腔压力逐渐增加, 如图 9(b) 所示.

3 结 论

采用 MOC2KRC 分析方法分析引射器喷嘴出口流场, 并结合一维控制体分析方法对引射器启动性能进行了研究. 研究结果表明本文所采用的方法可以较好地计算引射器第二喉道极限收缩比、最小启动压比及对应的盲腔压力, 虽然最小启动压比有一定差距, 但总体规律趋势比较符合, 其获得的结果具有较好的一致性. 采用这种方法可以较为快速高效地分析各种参数对引射器启动性能的影响, 为引射器的工程设计提供设计依据; 结合实验结果, 可以为引射器的改进方向指明道路. 对参数影响的研究发现一个重要的规律: 较低的引射器盲腔压力对应较高的最小启动压比. 这一规律表明引射器的增压比越高, 所面临的启动问题越困难.

参考文献:

[1] Huang B J, Chang J M, Wang C P, et al. A 2D analysis of ejector performance[J]. International Journal of Refrigeration/Revue International Du Froid, 1999, 22(5): 354-364.

[2] 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): 7282732.

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):

7282732.

- [3] Kim S, Kwon S. Experimental determination of geometric parameters for an annular injection type supersonic ejector[J]. Journal of Fluids Engineering/Transactions of the ASME, 2006, 128: 1162-1171.
- [4] Desevaux P, Marynowski T, Khan M. CFD prediction of supersonic ejectors performance[J]. International Journal of Turbo & Jet Engines, 2006, 23(3): 1732181.
- [5] Desevaux P, Lanzetta F. Computational fluid dynamic modeling of pseudoshock inside a zero secondary flow ejector[J]. AIAA Journal, 2004, 42(7): 148021483.
- [6] 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): 72-74.
- XU Wanwu, TAN Jianguo, WANG Zhenguo. Numerical study on supersonic ejector of simulated altitude test stand[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2003, 26(2): 72-74.
- [7] 徐万武, 王振国. 环型超声速空气引射器零二次流场数值研究[J]. 推进技术, 2003, 24(1): 36-39.
- XU Wanwu, WANG Zhenguo. Numerical study on the flowfields of the zero secondary flow annular supersonic air ejectors[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(1): 36239.
- [8] Chen F L, Liu C F, Yang J Y. Supersonic flow in the second throat ejector/diffuser system[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1994, 31(1): 123-129.
- [9] Wang J J, Chen F. On the start condition of a second throat ejector/diffuser[J]. Aeronautical Journal, 1996, 100(998): 321.
- [10] Chow W L, Addy A L. Interaction between primary and secondary streams of supersonic ejector systems and their performance characteristics[J]. AIAA Journal, 1964, 2(4): 686-695.
- [11] Chow W L, Yeh P S. Characteristics of supersonic ejector systems with non constant area shroud[J]. AIAA Journal, 1965, 3(3): 526-527.
- [12] Korst H H. A theory for base pressures in transonic and supersonic flow[J]. J. Appl. Mech, 1956, 23: 593-600.
- [13] Ginoux J J. Supersonic ejectors[R]. AGARD AG 163, 1972.
- [14] Jones W L, Price H S, Lorenzo C F. Experimental study of zero flow ejectors using gaseous nitrogen[R]. NASA TN D 203, 1960.