

同心筒式发射装置附加弹射力影响因素分析

于 勇, 母云涛

(北京理工大学 宇航学院, 北京 100081)

摘 要: 采用同心筒式发射装置发射导弹时, 弹底会受到附加弹射力的作用, 其值主要取决于排气狭缝宽度、增力装置、导流锥等因素。利用动量方程积分形式推导出附加弹射力的理论公式, 分析各种因素对附加弹射力的影响, 并利用数值模拟技术进行验证。结果表明: 筒底所承受冲击力与弹底所受的附加弹射力呈正相关; 减小内外筒间缝隙可提高弹底所受的附加弹射力; 加导流锥能降低筒底所受的冲击力, 导流锥母线越光滑, 筒底所受到的冲击力就越小; 增加导流锥后, 燃气流动达到稳定状态的时间与无导流锥时所需的时间近似于相等。

关 键 词: 同心筒式发射装置; 附加弹射力; 导流锥; 气体动力学; 摩擦壅塞

中图分类号: V411.3

文献标志码: A

Influential factors analysis to additional ejection force in concentric canister launcher

YU Yong, MU Yun-tao

(School of Aerospace Engineering,
Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: When the missile is launched by concentric canister launcher, the bottom will be affected by additional ejection force depending on the exhaust slit width, reinforcing device configuration, diversion cone configuration and some other factors. An additional ejection force theory formula was developed using the integral form momentum equation. Qualitative analysis and explanation of various factors on additional ejection force were also conducted. Numerical simulation technology was used to verify the theoretical analysis. The study results show that there is a positive correlation between the force on tube bottom and the additional ejection force. The additional ejection force can be enhanced by decreasing the gap between two concentric canisters. The force on tube bottom will be decreased when diversion cone is installed. Smoother generatrix of diversion cone means smaller force on the tube bottom. The same amount time is needed for exhausts to reach steady state whether there is a diversion cone.

Key words: concentric canister launcher; additional ejection force; diversion cone; aerodynamics; friction choking

近年来,同心筒式发射装置技术得到了迅猛发展^[1]。相对于早期的倾斜式发射、箱式发射以及垂直发射系统^[2],同心筒式发射装置具有结构简单、可靠性高、成本低、载弹量大、发射速度快、

通用性高等特点^[3],优势十分明显。

采用同心筒式发射装置进行导弹发射时,提高导弹出筒速度对保护人员及舰身安全具有重要的现实意义,而导弹的出筒速度又主要取决于发

收稿日期:2013-01-27

基金项目:国家自然科学基金(10702009)

作者简介:于勇(1976—),男,湖北十堰人,副教授,博士,主要从事气体动力学、计算流体力学研究。

发动机的推力以及导弹在筒内所受到的附加弹射力对其做的功.在发动机参数一定的条件下,目前主要靠筒内减小排气通道面积或添加增力装置等方式来达到提高附加弹射力的目的.附加弹射力究竟和什么因素有关,国内专家学者已对此进行了一定的研究,并取得了不少研究成果,比如刘琦、傅德彬等人^[4]针对3种不同内外筒间隙尺寸的同轴筒式发射装置进行了非定常数值模拟,得出了筒底压力会随内外筒间隙减小而增大的结论;马艳丽、姜毅等人^[5]研究了在不同内外筒间隙条件下,发射时添加液态水对附加弹射力的影响,并简要提及到导流锥对附加弹射力的影响;姜毅、郝继光等人^[6]研究了在不同内外筒间隙情况下,在内筒尾部增加收缩段对附加弹射力的影响;苗佩云、袁曾凤^[7-10]也对几种不同内外筒间隙情况下的导弹附加弹射力进行了计算,并利用三维数值模拟技术计算了筒底加不同几何形状的增力装置后附加弹射力的变化,还分析了加半个导流锥来实现燃气开盖时的情况;何朝勋、戴宗妙^[11]则对不同形状的增力装置、不同导流锥形状、不同底座高度对流场的影响进行了简单的论述;于勇、徐新文等人^[12]从气体动力学原理的角度出发分析了同心筒式发射装置中燃气流的宏观运动规律,得出燃气流在筒内的流动过程能分成喷管出口至筒底、筒底反转至狭缝入口、狭缝摩擦管流这3个流动过程的结论,并得到了一个简单估算附加弹射力大小和最小狭缝宽度的方法,但是对附加弹射力形成的原因仍需进一步研究并对其影响因素进行深入地理论分析,本文正是从这一点出发去研究附加弹射力的本质及其影响因素.

1 附加弹射力影响因素分析

1.1 附加弹射力理论公式推导

同心筒式发射装置主要由同轴的内外筒、导流锥、半球形端盖、增力装置以及起支撑和铺设控制线路作用的部件组成^[13],其结构如图1所示.

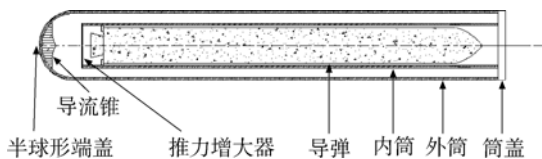


图1 同心筒式发射装置结构示意图

Fig.1 Structural schematic of concentric canister launcher

同心筒式发射装置工作时,发动机尾部会喷射出大量高温高压燃气射流.燃气在筒内运动过程中会发生激波、分离、旋涡等一系列物理过程,再经筒底半球型端盖转向后,经外筒与内筒之间的狭缝以及导弹与内筒之间的狭缝排出筒外.在发射系统中取如下图所示两个截面:截面1为导弹发动机中拉瓦尔喷管的喉部截面;截面2为筒口处外筒与内筒之间的截面,如图2所示.



图2 发射系统截面选取示意图

Fig.2 Schematic of selected sections of ejection system

在实际情况下,弹壁与内筒之间缝隙的存在也会对筒内流场产生显著的影响,使高温燃气流动的情况更加复杂.在此主要研究系留点火时内筒与外筒之间缝隙对流场的影响以及发射过程中增力装置的作用,暂不考虑弹壁与内筒之间缝隙对流场的影响.

同心筒式发射装置工作时,燃气从发动机喷出后再经由狭缝排出筒外的过程中,筒内始终会滞留一定质量的燃气.选取筒内所有燃气(发动机喷管喉部截面开始到筒口截面所包围的燃气)为控制体,列动量方程的积分形式,即筒内燃气在 x 方向上的动量改变率等于其所受到的合力.假设筒底受燃气的水平分力为 F_x ,弹底所受燃气作用力(附加弹射力)为 F_t ,燃气受到筒底和弹底的水平作用力大小也为 F_x , F_t ,方向相反. σ_1 , σ_2 表示截面的面积分区域; σ 表示筒底半球形端盖面积; v_1 , v_2 表示截面的燃气速度; V 为筒内燃气总体积; $\bar{f}$ 代表燃气在筒内运动过程中所受到的平均摩擦力,忽略体积力; $\partial(\rho V_x)/\partial t$ 为控制体内燃气作非定常运动过程时动量改变率,于是可列出如下方程:

$$F_x - F_t - \iint_{\sigma_1} p_1 dA - \iint_{\sigma_2} p_2 dA - \bar{f} = \iint_{\sigma_1} \rho_1 v_1^2 dA + \iint_{\sigma_2} \rho_2 v_2^2 dA + \iiint_V \left[\frac{\partial(\rho V_x)}{\partial t} \right] dV \quad (1)$$

燃气在各截面各点上的物理参数并不相同,为分析方便,分别用 $\bar{p}_1$, $\bar{p}_2$ 来表示各截面的平均压力;面积用 A_1 , A_2 表示; $\bar{v}_1$, $\bar{v}_2$ 表示截面燃气平均速度; $\dot{m}_1$, $\dot{m}_2$ 代表截面流量.则弹底附加弹射力可表示为

$$F_t = F_x - (\bar{p}_1 A_1 + \bar{p}_2 A_2) - (\dot{m}_1 \bar{v}_1 + \dot{m}_2 \bar{v}_2) - \bar{f} - \iiint_V \left[\frac{\partial(\rho V_x)}{\partial t} \right] dV \quad (2)$$

利用流量公式 $\dot{m} = \rho v A$ 以及热完全气体状态方程 $p = \rho R T$, 用 $\overline{Ma}_1, \overline{Ma}_2$ 分别表示截面 1、截面 2 处燃气流的平均马赫数; 用 $\bar{p}_{01}, \bar{p}_{02}$ 分别表示截面平均总压, 可以推出附加弹射力与筒底压力的关系式

$$F_t = F_x - \frac{1 + \overline{Ma}_1^2 \gamma}{\left[1 + \frac{\gamma-1}{2} \overline{Ma}_1^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \cdot \bar{p}_{01} A_1 - \frac{1 + \overline{Ma}_2^2 \gamma}{\left[1 + \frac{\gamma-1}{2} \overline{Ma}_2^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \bar{p}_{02} A_2 - \bar{f} - \iiint_V \left[\frac{\partial(\rho V_x)}{\partial t} \right] dV \quad (3)$$

其中 γ 为燃气比热比。

对运动状态的分析可分为两个阶段进行: 流动稳定前和稳定后。

1) 在流动稳定前, 高温燃气在筒内不断累积, 此时筒底会有激波产生。随着温度上升, 筒内燃气分子运动越来越激烈, 弹底所受到的气体压力也随之增大。非定常运动过程中, 筒底冲击力和弹底附加弹射力的最大值可能会远大于稳定后所受到的力值。对非定常运动过程的理论分析比较复杂, 将在后续文章中作进一步探讨。

2) 当流动稳定后, 系统内部燃气总质量不再随时间改变, 呈定常状态, 流出狭缝的流量与发动机喷出的流量相等。此时内外筒缝隙可以简化为一个等截面摩擦管, 高温高压燃气射流可以当作绝热摩擦管流来处理, 因而等效摩擦管最大管长 $L_{\max}$ 与管道入口马赫数 Ma 满足下列关系式^[14]:

$$4\bar{f} \frac{L_{\max}}{D} = \frac{1 - Ma^2}{\gamma Ma^2} + \frac{\gamma+1}{2\gamma} \ln \frac{(\gamma+1) Ma^2}{2 \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2 \right]} \quad (4)$$

其中 D 为狭缝的水力学直径。

当 γ 取 1.18 时, Ma 与 $4\bar{f}(L_{\max}/D)$ 的关系如图 3 所示。

当平均摩擦因数 $\bar{f}$ 取 0.005 时, 对于一般同心筒式发射装置, 筒身长度大多已超过气体发生壅塞时的最大管长, 因此在绝大部分情况下, 装置排气口会发生摩擦壅塞, 即排气口处气流 $\overline{Ma}_2 = 1$ 。当系统内燃气流动稳定后, $\iiint_V \left[\frac{\partial(\rho V_x)}{\partial t} \right] dV =$

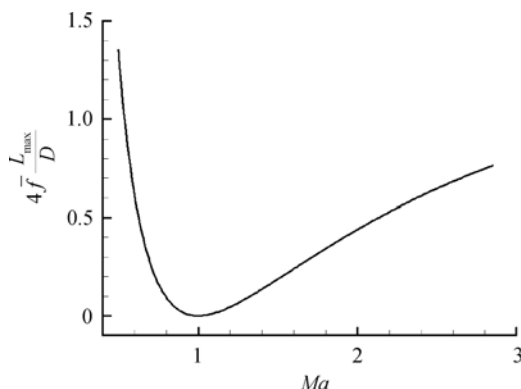


图3 最大管长与管道入口马赫数的关系图

Fig. 3 Sketch of relationship between the maximum length and inlet Mach number of tube

0, 另外系统排出的燃气流量与发动机输入的流量相等, 即 $\dot{m}_1 = \dot{m}_2$, 故可推出 $\bar{p}_{01} A_1 = \bar{p}_{02} A_2$ 。因此附加弹射力方程可简化为

$$F_t = F_x - \frac{2(1+\gamma)}{\left[1 + \frac{\gamma-1}{2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \bar{p}_{02} A_2 - \bar{f} \quad (5)$$

可以看到, 当筒口燃气发生壅塞时, 式(5)中 F_x, F_t 正相关, $\bar{p}_{02} A_2$ 为固定值。设 i 为 x 轴方向上的单位向量, 式(5)中 $F_x = \iint_{\sigma} p i ds$, 它表示燃气经过激波过程后, 静压在筒底面上的积分值在 x 轴方向上的分量。式(5)右边第 2 项表示燃气系统冲量改变量。

1.2 影响因素

1.2.1 狭缝宽度对附加弹射力的影响

为了提高导弹所受到的附加弹射力, 常采用减小狭缝宽度的方式来实现。在此可从式(5)出发来解释其实现原因: 减小内外筒狭缝宽度, 则相当于减小了筒口排气截面 2 的面积 A_2 。由公式 $\dot{m}_{\max} = K p_0 A / \sqrt{T_0}$ ^[15] 我们可看到: 随着 A_2 减小, $\bar{p}_{02}$ 必会增大, 同时截面 2 的 $\bar{p}_2$ 也会增大。对于一个等效于摩擦管的内外筒间隙来说, 随着出口静压上升, 间隙入口静压也会增加, 而入口静压又可以近似地等于作用在弹底的压力及发动机喷口的环境背压, 因此弹底所受的附加弹射力必然会随狭缝的减小而增加。

狭缝宽度选取存在一定的最佳范围, 当宽度超过一定值后, 狭缝宽度的变化对附加弹射力大小的影响就不再明显, 这时狭缝出口燃气往往没有达到壅塞状态, 不需要足够的压比。同时狭缝宽度也存在一个最小值, 当它小于该值时, 燃气排导

不畅通,等效摩擦管壅塞后的最大流量小于发动机喷口流量,以致燃气堵塞在筒内.若燃气第1次激波位置向内运动到发动机喷管喉部时,就会出现发动机熄火的现象.对于该最小值的计算方法以及发动机的熄火条件,作者已进行过探讨,详见文献[12].另外狭缝宽度还存在另一个极值:当它小于该值时,发动机还能正常工作,但是筒内高压燃气形成的较高背压环境,会使发动机喷出的燃气还没运动到筒底时就会通过正激波或强烈的斜激波来提高压力以适应外部环境条件,在这种情况下,导流锥将不能有效地起到减缓筒底冲击的作用,因为作用在导流锥上的燃气已提前通过激波过程提高了压力.

1.2.2 导流锥对附加弹射力的影响

筒内装有不同外形的导流锥时,其对流场的影响是不同的,因为不同的导流锥决定了不同的筒内燃气流的激波强度以及激波分布.当筒底无导流锥时,高速燃气以平行于筒底轴线的方向射向底部,产生强烈的正激波,整个过程燃气总压、速度都会有较大损失.激波后燃气速度降为亚声速,但是静压会增高,所以筒底压力积分值较大,此时 F_x 、 F_t 较大.

若导流锥母线设计为光滑圆弧,圆弧可分解成为由无数个微小内折角组成的弧段,气流在每弧段内均产生压缩马赫波,由于经过每条波后燃气速度均要减小,所以无数个这样的马赫波叠加起来只会形成一个有限强度的斜激波.若导流锥弧面与筒底弧面过渡光滑,高速燃气流在圆弧面上速度方向在不断被修正后,最终发生速度转向,则斜激波的强度会更弱.此过程中,燃气流发生弱激波现象,燃气总压和速度损失较小,激波后的增压也较少,因此 F_x 、 F_t 都会减小.

通过以上分析,我们可以总结出这样的结论:需要较大的附加弹射力时,我们减小内外筒狭缝宽度、添加增力装置、不装导流锥.若需减小筒底冲击力时则采用增加导流锥的方式,但是同时会减小附加弹射力.导流锥的母线设计得越光滑、交接面过渡越平缓,则附加弹射力越小,此时燃气对筒底、装置对舰身的冲击力也就越小.

1.2.3 导流锥对排气通畅性的影响

此前有人认为,同心筒内添加导流锥后,可以提高燃气排放的通畅性.但是什么是通畅性,很多文献都没有明确地定义或说明,作者认为所谓“提高通畅性”的内涵应该有两方面:第一是提高了排

放通道所通过的流量;第二是流动达到定常状态的时间会缩短.

针对第一个方面,当流动尚未稳定时,部分燃气积压在筒内,此时筒口流量必然会小于发动机出口流量.当燃气在高压环境下喷射到筒口时,会有一个短暂的出口流量远大于入口流量的过程,然后逐渐稳定.当流动稳定后,系统入口与出口流量相等.入口处的流量由发动机喷管的 $\bar{p}_{01} A_1$ 决定,出口处的流量由 $\bar{p}_{02} A_2$ 决定,而 $\bar{p}_{02} A_2$ 又只和狭缝的等效控制参数 $4\bar{f}(L_{\max}/D)$ 有关,与导流锥没有关系,因此筒内是否有导流锥只能对稳定前的流量变化规律产生影响.

第二个方面由于涉及到复杂的理论推导,主要采用计算机模拟来验证此说法的正确性.

2 算例

2.1 计算工况

发动机喉部燃气总压为 6.7 MPa,静压取 3.808 MPa,总温为 3 339 K,喉部直径为 21 mm,喷管出口直径为 52 mm.燃气比热比 γ 取 1.18,比定压热容 c_p 取 1 946 J/(kg·K),气体摩尔质量取 28 kg/mol.

计算时模型分为 2 组,每组 3 种工况.

第 1 组主要研究狭缝对附加弹射力的影响.同心筒内筒直径为 260 mm,筒长为 5 000 mm,弹底距内筒底部为 40 mm.内加导流锥,导流锥母线为圆弧,且与筒底弧线平缓过渡,内外筒狭缝为 5, 8, 12 mm,分别为工况 1~工况 3,如图 4 所示.

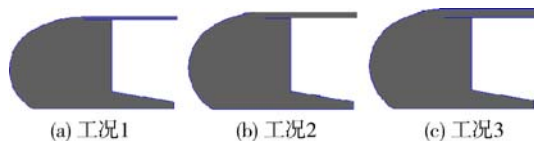


图4 第1组3种不同工况

Fig. 4 Three different conditions in the first group

第 2 组主要研究导流锥对附加弹射力的影响.同心筒内筒直径为 260 mm,筒长为 5 000 mm,弹底距内筒底部为 40 mm,内外筒间隙为 10 mm.筒内分 3 种情况(分别为工况 4~工况 6):①无导流锥;②导流锥母线为圆弧;③导流锥母线为圆弧,且与筒底弧线平缓过渡;如图 5 所示.

2.2 结果分析

2.2.1 狭缝宽度对附加弹射力的影响

通过对 3 种不同狭缝宽度的同心筒进行模



图5 第2组3种不同工况

Fig. 5 Three different conditions in the second group

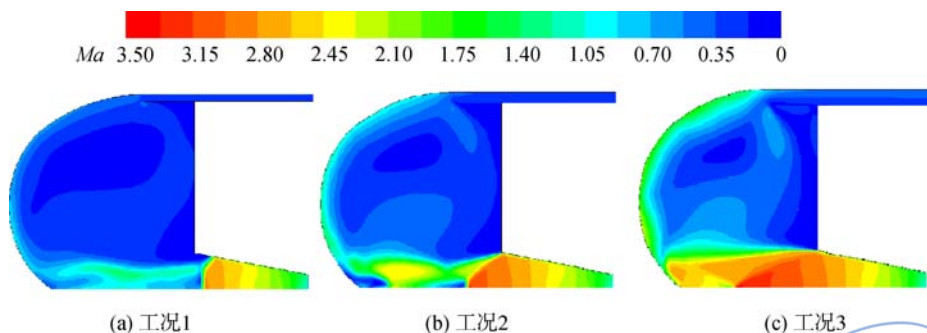


图6 第1组工况筒底流场图

Fig. 6 Flow field diagram at bottom of canister in the first group

的位置已移出发动机喷管外,变为斜激波。在工况3中,燃气已经能运动到筒底,在筒底面上由于导流锥的偏转作用而产生斜激波。

当工况1中的狭缝宽度继续缩小时,激波位置会继续向发动机喷管内部移动,一直到发动机熄火。由图6中的筒内流场我们可以看出,当狭缝处在一定的范围内时,燃气产生第1次强激波的位置会在喷管喉部到筒底之间,筒底是否有导流锥的存在都对激波分布影响不大,因此,在这种情况下,筒底加导流锥对减缓筒底冲击力的意义不大。在第1组工况下,筒底压力和附加弹射力情况见表1。附加弹射力随狭缝宽度的变化规律同文献[7]。

表1 第1组工况的筒底受力和附加弹射力
Table 1 Force on bottom of canister and additional ejection force in the first group

工况	F_x/N	F_t/N
1	78 890	68 000
2	37 485	28 300
3	19 232	10 700

2.2.2 导流锥对附加弹射力的影响

通过对筒内无导流锥以及加两种不同外形的导流锥的情况进行数值模拟,得到了附加弹射力随时间变化的曲线图(图7)。从图中可以看到:发动机开始工作后,附加弹射力逐渐增大,在达到最大点前的大部分时间里,附加弹射力近似于线性

拟,得到筒底内部流场激波结构,如图6所示。由图中可以看到,在工况1中,由于狭缝过窄,筒内燃气压力非常高。由于发动机喷口的背压过高,以至燃气还没出发动机喷口就通过正激波来提高压力,随着内外筒狭缝宽度的增大,筒内的平均压力会减小,激波的位置随之后移,到工况2时,激波

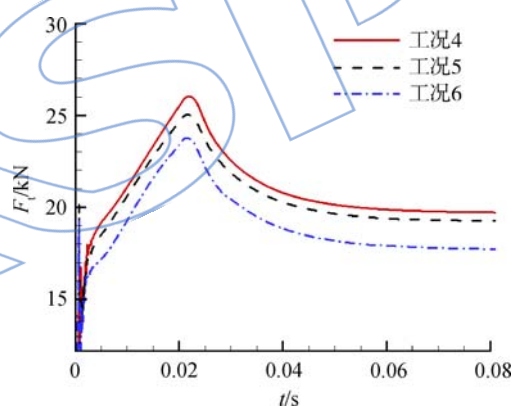


图7 附加弹射力随时间变化

Fig. 7 Additional ejection force changing with time

增加。在0.022s左右达到最大值后,附加弹射力开始减小,在0.04~0.06s逐渐稳定。

从工况4到工况6,附加弹射力如表2所示,分别为19 710, 19 250, 17 720 N,这符合前面理论分析的结果。不仅验证了增加导流锥可以减小附加弹射力还验证了导流锥曲线过渡越平缓附加弹

表2 第2组工况的筒底受力和附加弹射力
Table 2 Force on bottom of canister and additional ejection force in the second group

工况	F_x/N	F_t/N
4	28 400	19 710
5	28 100	19 250
6	26 260	17 720

射力越小的论断。

筒底所受压力随时间变化关系如图8所示,由于筒底所受到的压力是燃气静压在筒底面上的积分,因此静压越大, F_x 就越大。导流锥的存在实际改变了筒内激波和流场的分布,在工况4中,由于筒内无导流锥,主要是正激波的作用,激波后的静压较大。工况5和工况6中,导流锥使正激波变成斜激波,减小了激波强度,也减小了压增,特别是工况6中采用了母线过渡曲线良好的导流锥,筒底压力下降得较为明显,工况6中的压力比工况5中减小了近2kN。

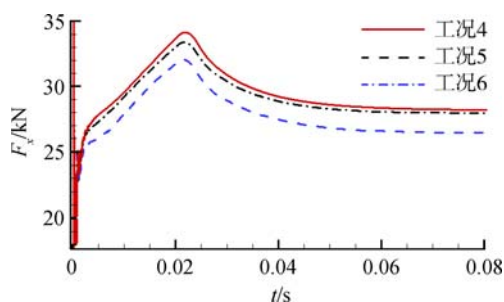


图8 筒底压力随时间变化

Fig. 8 Force on bottom of canister changing with time

2.2.3 导流锥对排气通畅性的影响

同心筒的筒口流量随时间的变化如图9所示,可以看到,在这3种工况下,筒口流量变化规律和内部流场到达稳定的时间都基本相同,因此可以认为导流锥对筒内燃气运动稳定时间也影响不大,这也说明增加导流锥可以提高排气通畅性的说法值得商榷。

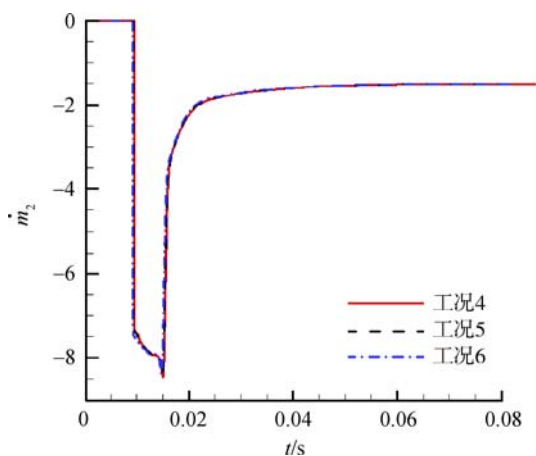


图9 筒口流量随时间变化

Fig. 9 Mass flow rate at exit of canister changing with time

3 结 论

1) 当筒口燃气发生壅塞时,筒底所承受冲击力与弹底所受的附加弹射力呈正相关。在实际工程应用中,在保证筒身材料结构强度安全的前提下,可以通过减小内外筒狭缝宽度的方式来提高弹底所受的附加弹射力,通过加导流锥来降低筒底所受的冲击力。

2) 导流锥母线曲线越光滑,边缘与筒底曲线过渡得越平缓,筒底所受到的冲击力就越小。在采用导流锥来减缓筒底冲击力前,必须先估算发动机喷管出口背压。当背压超过一定值后,导流锥将只能起到非常有限的作用。

3) 增加导流锥后,燃气流动到达稳定状态的时间与无导流锥时所需的时间近似于相等,因此导流锥能提高排气通畅性的说法还值得探讨。

参考文献:

- [1] 张玲翔. 同心筒式发射装置[J]. 飞航导弹, 1999(5): 28-31.
ZHANG Lingxiang. The equipment of concentric canister launcher[J]. Winged Missiles Journal, 1999(5): 28-31. (in Chinese)
- [2] 谢春思. 舰载导弹发射技术发展对策[C]//中国宇航学会发射工程与地面设备专业委员会学术会议论文集. 大连: 中国宇航学会, 1999: 94-96.
- [3] 李艳良. 同心式发射筒流场计算及结构优化[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2006.
LI Yanliang. Calculation for a new concentric canister launch system and structure optimize[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2006. (in Chinese)
- [4] 刘琦, 傅德彬, 姜毅, 等. 同心筒发射装置燃气射流流场非定常数值模拟[J]. 弹箭与制导学报, 2004, 25(3): 161-163.
LIU Qi, FU Debin, JIANG Yi, et al. Unsteady simulation of jet flow in concentric canister launcher[J]. Journal of Projectiles Rockets Missiles and Guidance, 2004, 25(3): 161-163. (in Chinese)
- [5] 马艳丽, 姜毅, 王伟臣, 等. 湿式独立自排导垂直发射技术研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2011(2): 29-31.
MA Yanli, JIANG Yi, WANG Weichen, et al. Research on the wet-type concentric canister launcher[J]. Missiles and Space Vehicles, 2011(2): 29-31. (in Chinese)
- [6] 姜毅, 郝继光, 刘群. 同心筒垂直发射装置排导燃气流的改进[J]. 北京理工大学学报, 2007, 27(2): 95-96.
JIANG Yi, HAO Jiguang, LIU Qun. Improvement measures of exhausting the jet in the concentric vertical launching equipment[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2007, 27(2): 95-96. (in Chinese)
- [7] 苗佩云, 袁曾凤. 同心发射筒结构及参数研究[J]. 弹箭与制导学报, 2004, 25(1): 360-361.

- MIAO Peiyun, YUAN Zengfeng. A reaserach on the structure and parameters of concentric canister launcher[J]. Journal of Projectiles Rockets Missiles and Guidance, 2004, 25(1): 360-361. (in Chinese)
- [8] 苗佩云, 袁曾凤. 筒内复杂流场三维数值模拟[J]. 弹箭与制导学报, 2003, 24(1): 71-72, 84.
- MIAO Peiyun, YUAN Zengfeng. Three-dimensional simulation for complicated flow of a canister[J]. Journal of Projectiles Rockets Missiles and Guidance, 2003, 24(1): 71-72, 84. (in Chinese)
- [9] 苗佩云, 袁曾凤. 同心筒式发射时筒内流场机理及内外筒间隙的影响[J]. 战术导弹技术, 2006(1): 9-12.
- MIAO Peiyun, YUAN Zengfeng. The effect of flow mechanism and annular sizes on concentric canister launcher[J]. Tactical Missile Technology, 2006(1): 9-12. (in Chinese)
- [10] 苗佩云, 袁曾凤. 同心发射筒燃气开盖技术[J]. 北京理工大学学报, 2004, 24(4): 17-19.
- MIAO Peiyun, YUAN Zengfeng. Techniques for automatic cover opening in concentric anister launcher[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2004, 24(4): 17-19. (in Chinese)
- [11] 何朝勋, 戴宗妙. 同心筒式发射装置燃气排导研究[J]. 舰船科学技术, 2007, 29(1): 72-75.
- HE Zhaoxun, DAI Zongmiao. Research into the jet exhaust of concentric canister launcher[J]. Ship Science and Technology, 2007, 29(1): 72-75. (in Chinese)
- [12] 于勇, 徐新文, 傅德彬. 同心筒发射装置燃气热排导的气体动力学原理分析[J]. 航空动力学报, 2012, 27(3): 501-507.
- YU Yong, XU Xinwen, FU Debin. Aerodynamic theory analysis of gas exhausting from concentric canister launcher[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(3): 501-507. (in Chinese)
- [13] 张代国, 赵修平, 董洪远, 等. 同心筒式导弹发射装置[J]. 海军航空工程学院学报, 2003, 18(1): 112-114.
- ZHANG Daiguo, ZHAO Xiuping, DONG Hongyuan, et al. The equipment of concentric canister launcher[J]. Navy Aircraft Engineering College Journals, 2003, 18(1): 112-114. (in Chinese)
- [14] 童秉纲, 孔祥言, 邓国华. 气体动力学[M]. 北京: 高等教育出版社, 1990.
- [15] 王保国, 刘淑艳, 黄伟光. 气体动力学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2005.