

文章编号:1000-8055(2012)03-0501-07

同心筒发射装置燃气排导的气体动力学 原理分析

于 勇, 徐新文, 傅德彬

(北京理工大学 宇航学院

飞行器动力学与控制教育部重点实验室, 北京 100081)

摘 要: 通过同心筒发射装置燃气排导的流场分析, 提出了同心筒气体动力学过程的简化模型, 分析了燃气从发动机喷管流出后分别经历一个的变截面和摩擦管流的过程, 并对一个具体的同心筒发射装置的流场进行了数值模拟, 验证了所提出的简化气体动力学原理模型的正确性, 然后根据原理分析, 总结出了几个同心筒结构优化设计中需要考虑的参数, 解释了这些设计参数的作用原理, 使同心筒的优化设计有了初步的理论指导和优化方向, 并根据基本原理给出了一种快速估算最小狭缝宽度和平均附加弹射力的方法。

关 键 词: 同心筒; 燃气射流; 数值模拟; 气体动力学原理; 设计参数

中图分类号: V553.1

文献标志码: A

Aerodynamic theory analysis of gas exhausting from concentric canister launcher

YU Yong, XU Xin-wen, FU De-bing

(Key Laboratory of Dynamics and Control of Flight Vehicle, Ministry of Education,
School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology,
Beijing 100081, China)

Abstract: The simplified model of concentric canister launcher (CCL) was proposed according to the gas flowing and exhausting process. The gas from the rocket motor nozzle flows through a stage of reducing cross-area and experiences a uniform section frictional pipe flow. A numerical simulation of a certain CCL case was conducted to verify that the simplified theory model was reasonable. Then some structural factors of optimizing design of CCL were summarized and explained how these factors worked from the analysis of the simplified theory model. According to the basic simplified theory model, a convenient and simple method to estimate the smallest size of gap and the additional eject force of missile has been given. And the simplified theory model also can be used to guide and improve the design of CCL.

Key words: CCL (concentric canister launcher); gas jet; numerical simulation; aerodynamic theory; design parameters

在舰载武器发射系统方面, 同心筒垂直发射系统近年来受到越来越多的关注, 其独立的燃气

排导方式、简单的结构部件、相对灵活和连续的发射装置、使其在发射时间和维护保养等方面与以

收稿日期: 2011-04-20; 修订日期: 2011-06-15

基金项目: 国家自然科学基金(10702009); 飞行器动力学与控制教育部重点实验室开放基金(GFTD0803)

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。

往的发射系统相比具有更多的优点^[1]。

由于其上诸多优点,国外对同心筒结构已经进行了大量数值模拟和实验研究。国内在同心筒发射方面的研究不仅逐步跟进国外的进展,而且做出了一些自己的理论探索和实验研究。如杨春英、李艳良等人^[2]研究了导流板尺寸及位置对燃气排导和筒内热环境的影响;苗佩云和袁曾凤^[3-6]对同心筒发射装置进行了系统的研究,如燃气开盖技术、筒内流场的三维数值模拟、同心筒间隙、导流锥、底板形状对燃气排导、冲击力和弹射力的影响,导弹发动机距筒底距离、导流锥的高度与型面半径等参数对筒内流场的影响等方面都做了大量的研究探索;熊永亮、郜冶等人^[7]研究了内外筒尺寸对旁泄流的影响;姜毅等人^[8-9]对同心筒进行了实验研究和大量的数值模拟工作,研究了尾部尺寸、筒口安装导流装置对燃气排导的影响,并且创造性地提出了一种新型的“引射同心筒”概念,改善了同心筒内的热环境;何朝勋、戴宗妙^[10]用数值模拟方法研究了导流格栅结构、导流型面、底座高度等方面对同心筒内流场的影响;傅德彬、姜毅等人^[11]对影响同心筒自力发射中的影响因素进行了分析,并做出了优化分析;简翠郎、毕世华^[12]应用动态网格对燃气和发射筒之间进行了流固耦合热模拟,并进一步做出分析。国外早在上世纪 80 年代就开始了舰载武器的垂直发射研究,Yagla J J^[13]在发表的文章里系统地阐述了同心筒发射装置的结构和特点并对同心筒的结构参数对质量流量的影响做出了理论分析和实验研究;Weiland C J 等人^[14]将同心筒发射用于水下,探索同心筒开盖后的气体射流规律来创造出一个连续的气柱路径让发射的弹体通过,让导弹在水下发射时能通过干燥的环境到达水面上方。在上面诸多的研究中,研究者均发现同心筒的内外筒间隙和导流板对内部流场有着重要的影响,而且也初步分析了同心筒发射系统对内筒弹底推力增大的原因是同心筒底腔的压力增大。可以看出,在同心筒发射装置方面已经积累了非常多的经验,已经发现内外筒间隙、底部倒流锥等许多设计参数都对同心筒的燃气排导,附加弹射力等性能都有重要的影响。

然而,为什么同心筒底腔的压力会增大,为什么同心筒间隙的尺寸是设计同心筒发射装置的一个关键参数,为什么这些设计参数会对同心筒发射装置的性能有重要影响,同心筒装置内燃气的流动遵循怎样的气体动力学原理,除了数值模拟

和试验所获得的结果解释之外,还很少见到对同心筒发射装置内燃气运动的气体动力学原理的分析。本文就上述这些问题对同心筒气体动力学过程建立了一个简化模型,分析了燃气在同心筒内运动过程的基本气体动力学原理,然后对某个同心筒发射装置进行了数值模拟,验证所分析的气体动力学原理,并根据基本原理对弹底压力增大的原因以及上述的问题进行了讨论与分析,最后通过基本原理给出了一种快速估算内外筒最小间隙和筒底平均压力(作用于弹底形成附加弹射力)的方法。

1 同心筒燃气排导过程的气体动力学原理分析

如图 1 所示是一个典型的同心筒结构(筒口周围添加了表示外界环境的计算域)。由发动机喷出的燃气经过外筒底部反射,会发生滞止并且流速方向会发生改变(反转 180°),其中伴随着复杂的激波/膨胀波等结构,然后燃气进入内外筒间隙所构成的环形空间,之后运动到筒口,最终排到环境当中。

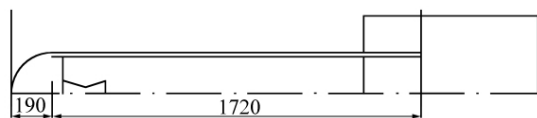


图 1 二维同心筒轴对称半计算域截面(单位:mm)

Fig. 1 Computational domain of axisymmetric
2-D(two-dimensional) CCL (unit:mm)

仔细分析燃气从发动机流出后在同心筒内的运动,主要经历了如图 2(c)所示 A, B, C 三个过程。其中过程 A 是一个典型的拉瓦尔喷管的工作过程(有摩擦,但影响不是第一位的);过程 B 最为复杂,是一个截面积变化,并且伴随有激波/膨胀波系、摩擦、流线偏转、流体之间相互撞击、流动分离、旋涡等的复杂过程;过程 C 实际上可以等效成一个摩擦管流,如果内外筒间隙宽度为 h ,则等效摩擦管的水力直径为 $2h$ 。

把同心筒内的燃气运动过程简化成 A+B+C 的一个气体动力学过程,其原理图如图 2 的中间部分的简化图形所示,三个气体动力学过程 A, B, C 如前所述。

这样的简化对于发动机喷管过程 A 比较准确,而且过程 A 也有比较成熟的原理分析可用;对内外筒环形间隙既摩擦(环形)管流过程 C 也

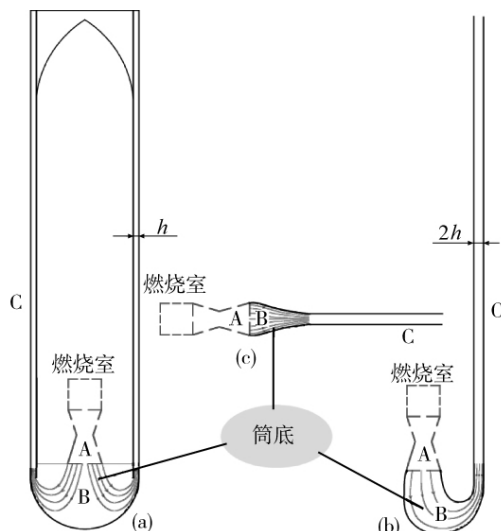


图2 同心筒排气过程原理分析图

Fig. 2 Theoretical analysis sketch of gas exhausting process in CCL

是一个比较准确的近似。事实上,在文献[7]中也已经初步认识到了这一事实,只是没有应用摩擦壅塞原理做进一步的详细分析。过程C也有比较成熟的原理分析,根据摩擦管流理论,对于一定的管长和管径,在给定入口马赫数后,有可能发生摩擦壅塞现象:当入口马赫数小于1为亚声速时,摩擦使气流马赫数升高,但是最高只能升高到1即达到临界,如果在给定的管长内就达到了临界,就会发生摩擦壅塞现象,壅塞所造成的扰动将向上游传播,使入口气流的马赫数降低,并且进入管内的气流减少,之后气流顺利流出摩擦管;当入口马赫数大于1为超声速时,摩擦使气流马赫数降低,但是最低只能降低到1即达到临界,如果在给定的管长内就达到了临界,就会发生摩擦壅塞现象,壅塞所造成的扰动无法向上游传播,只能在管内某个位置形成一道正激波,波后气流马赫数降低到亚声速,使气流可以顺利流出摩擦管。

对于同心筒底部的复杂流动过程B来说很难建立比较准确的原理分析,可以暂时将其考虑成一个变截面的等熵流得再加上若干斜激波、正激波的过程。对于筒底气流的滞止、流动方向的 180° 反向、激波/膨胀波系的撞击、旋涡及其分离等复杂现象,暂时用一个修正因子来修正上面所述忽略项所造成的损失。

下面将针对某一同心筒的发射过程进行数值模拟,通过观察狭缝的进口、出口等不同位置的马赫数、质量流量、压力等随时间的变化来验证所提出的简化模型,主要是用来验证摩擦管流过程C

的合理性。

2 同心筒燃气排导过程的数值模拟

数值模拟中所采用的同心筒的几何结构^[15]如图1所示。所选取的尺寸为:外筒直径为380 mm、内筒直径为340 mm、内外筒间隙宽度为20 mm、底部球半径为190 mm、弹底距离内筒和外筒最深处的距离分别为50 mm和240 mm。

发动机出口截面处总压为7 MPa、总温为3000 K、按照发动机喷管的设计工况取喷管出口截面马赫数为2.5、环境压力为101 325 Pa、温度为300 K;采用二维轴对称模型;非定常流动计算,计算网格133 110个,时间步长取 5×10^{-7} s,差分格式时间上二阶迎风,空间上三阶MUSCL格式。数值模拟中采取的边界条件如图3所示,用环境条件来对计算域进行初始化。数值模拟中采用数学模型为Realizable的 $k-\epsilon$ 湍流模型的N-S (Navier-Stokes)方程。

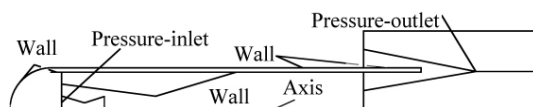


图3 计算区域的边界条件

Fig. 3 Boundary condition of numerical domain

计算中暂时假设导弹处于静止状态,事实上导弹必然是运动的,只是其运动所带来的影响从原理上说只是改变了图2简化模型中筒底(左边的收缩喷管)空间的体积进而使空间内燃气的总压、静压等值发生变化,影响过程B的修正因子。

如下图4所示为6 ms时流动稳定后的马赫数分布云图。可以看出入口截面的气流为亚声速状态,在环形间隙出口处,燃气达到临界状态,流出间隙后继续膨胀加速到超声速。

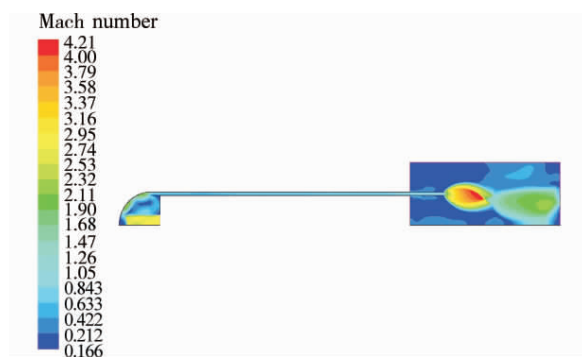


图4 6 ms时同心筒内气流马赫数分布云图

Fig. 4 Mach number contours of CCL flow
fied at 6 ms

在数值模拟中,对环形间隙的入口截面、中间横截面和出口截面的马赫数和质量流量都进行了监测.这些参数随时间的变化过程如图 5、图 6 所示.显然同心筒内燃气经历的是一个非定常过程;大约 5.5 ms 以后,流动趋于稳定,同心筒内的参数基本不再变化.

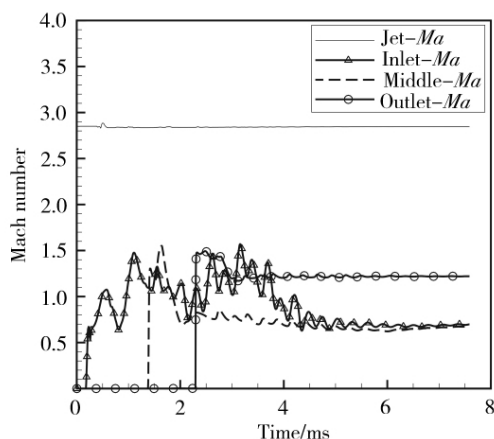


图 5 同心筒各监测面马赫数变化图

Fig. 5 Curves of Mach number variation vs. time of different monitors in CCL

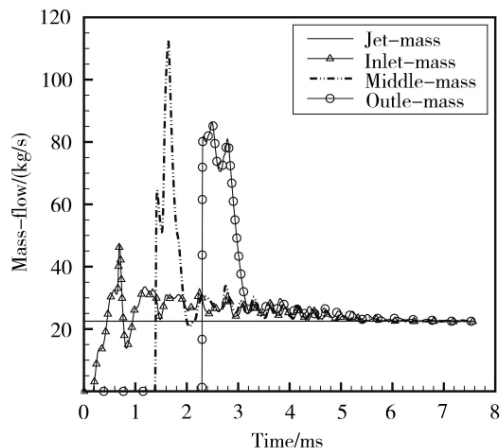


图 6 同心筒各监测面质量流量变化图

Fig. 6 Curves of mass flow variation vs. time of different monitors in CCL

在燃气趋于稳定之前,由于狭缝是典型的摩擦管流过程(过程 C),燃气在狭缝入口不管是超声速还是亚声速,在入口处马赫数不会恰好等于最大管长对应的入口马赫数,故必然会由于摩擦壅塞现象而造成狭缝内部和入口处的气流参数始终在不断调整,同时伴随着燃气的筒底部的回流等复杂运动,造成筒底各处的参数和质量流量都进行调整,最终调整到稳定状态,狭缝入口处的马赫数为亚声速.这是由于在达到定常状态时,发动

机喷管出口的超声速流动遇到筒底后必然会至少经历一道正激波或弓形激波滞止到亚声速,然后气流反转 180°流向狭缝入口处.

在模拟过程中,还监控了作用在弹底的附加弹射力,如图 7 所示.可以看到大概在不到 5 ms 的时间内作用在弹底的附加弹射力就达到了稳定,即狭缝入口前的燃气热力学参数以及基本趋于稳定,摩擦管流的调整在间隙入口部分已经完成.

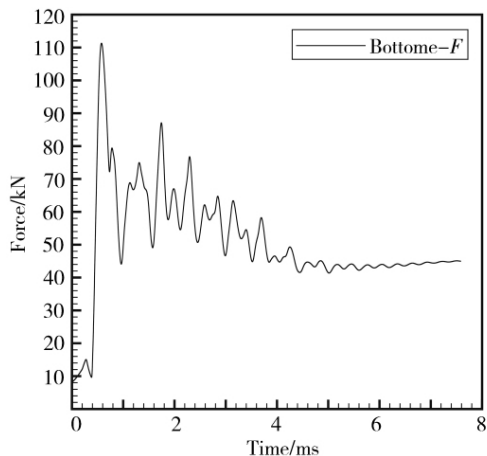


图 7 弹底附加弹射力随时间的变化

Fig. 7 Curves of extra thrust variation vs. time

3 同心筒内燃气运动气体动力学原理的几个应用

3.1 同心筒优化设计的参数

通过对同心筒装置内燃气的流动的气体动力学原理的简要分析,可以得出结论:同心筒底腔的压力增大是由于狭缝所造成的摩擦壅塞引起的狭缝(入口处)前部的气流的马赫数、压力等热力学参数的调整,导致马赫数降低,压力升高,即作用在筒底部的压力升高,从而产生一个额外的“弹射力”;而影响摩擦管流流动的关键参数就是 $4fL/D$,其中 f 是摩擦因数, L 是管长, D 是管道的水力直径,这也就解释了为什么大多数研究都将间隙的宽度,实际上就是参数中的 D ,作为同心筒发射装置的一个关键设计参数.

如前所述,实际上 $4fL/D$ 才是完整的影响摩擦壅塞的关键参数.对于环形间隙而言,其直径一般是水力直径 $2h$,是间隙宽度为 h 的两倍.

所以,准确的讲,影响燃气排导的重要参数应该是 L/D 和 f .

3.2 同心筒内外筒最小间隙理论分析计算

在同心筒的设计中,经常碰到的一个问题就

是,内外筒间隙最小是多少,内外筒间隙取多少才能获得合适的附加弹射力,本节将利用同心筒内燃气流动的气体动力学原理来分析内外筒间隙的最小值,后面将给出如何来快速估算出筒底的平均压力,即作用在弹底的附加弹射力如何确定。

在给定发动机的设计参数后,设计人员所面临的第一个问题就是内外筒间隙最小值是多少?首先,假设内外筒间隙为零,那么所造成的后果就是发动机的燃气无法排除,最后全部积聚在筒底,造成筒底压力持续升高,最终发动机喷管的工作背压太高而导致发动机熄火。

所以,最小间隙应该满足这样的流动情况:发动机能正常工作,所排出的燃气能顺利排到大气环境。而保证发动机正常工作就是保证发动机的质量流率 $\dot{m}$ 是设计工况,根据拉瓦尔喷管的气体动力学原理分析可知保证发动机喷管质量流率 $\dot{m}$ 即是拉瓦尔喷管的背压不高于第二极限工作状态^[16]。第二极限工作状态时,喷管喉部出现临界声速,在喉部以后为亚声速,若背压持续升高,就会造成质量流率小于设计值。

其次,要保证燃气能顺利排出,即最小间隙的情况下,燃气运动到同心筒间隙出口截面时达到临界状态。

综上所述,即燃气依次经历了:过程 A 处于第二极限工作状态,此时发动机喷管出口的马赫数小于 1,假设已知导弹发动机质量流率 $\dot{m}$,喷管设计出口马赫数,根据式(1)可以求出发动机喷管出口处的截面面积 A_1 ;或已知导弹发动机喷管出口截面面积 A_1 ,设计出口马赫数 Ma_{design} 利用式(1)演算质量流率 $\dot{m}$ 。

$$\dot{m} = \frac{Ma_1}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2}Ma_1^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \left(\frac{\gamma}{RT_0}\right)^{\frac{1}{2}} p_0 A_1 \quad (1)$$

从式(1)看出,已知质量流率 $\dot{m}$ 和喷管出口处的截面面积 A_1 后可以求出两个马赫数的解,其中一个既是设计马赫数 Ma_{design} ,另外一个则是第二工作极限时喷管的出口马赫数,此处记为 Ma_1 。

过程 B 假设是一个变截面的等熵加速过程,式(2)即表示不同截面之间面积比和马赫数之间的关系。考虑到摩擦和气流撞击、流线偏转、流动分离、漩涡等流动损失,这些流动损失造成的结果是使气流的动能损失或速度降低,能量转换为内能造成静温升高,最终流动损失使气流马赫数降

低,所以在过程 B 中,需在等熵变截面流动的基础上引入一个修正因子来考虑流动损失的影响,即可以用一个小于 1 的折合损失系数如 $C_\xi = 0.11$ 来修正。

$$\frac{A_1}{A_2} = \frac{A_1}{\frac{\pi}{4}D^2} = \frac{Ma_2}{Ma_1} \left[\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2}Ma_1^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2}Ma_2^2} \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (2)$$

$$4f \frac{L_{\max}}{D} = \frac{1 - Ma_2^2}{\gamma Ma_2^2} + \frac{\gamma+1}{2\gamma} \ln \frac{(\gamma+1)Ma_2^2}{2 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2}Ma_2^2\right)} \quad (3)$$

最后是过程 C,摩擦管流。其最大管长(假设在出口处达到临界)、直径、摩擦因数进口马赫数满足式(3),可以看出,式(2)和式(3)两个式子,只有两个未知数 Ma_2 (间隙入口处马赫数)和 D (间隙的水力直径),可以求解。所解出的 D 是最小狭缝宽度的两倍。

根据前面数值模拟中的已知值和上面的关系式,计算可以得到第二极限状态时对应的马赫数 $Ma_1 = 0.2263$ 。在已知绝热喷管的入口截面积 A_1 、管长 $L = 1.72 \text{ m}$ 、和材料摩擦因数 $f = 0.0015$ 的情况下,联合式(2)和式(3),用试凑法可以解出内外筒间隙入口处的马赫数 $Ma_{\text{in}} = 0.624$ 和间隙的水力直径 $D = 0.026750 \text{ m}$ 。

3.3 作用在导弹底部压力值的理论分析

设计人员所面临的第二个问题是,在给定的某个内外筒间隙宽度下,是否可以产生满足要求的附加弹射力,或如何可以快速估算出筒底燃气作用在弹底表面上的压强是多少?知道了作用在弹底的压强,再乘以弹底面积就可以得到“附加”弹射力。

对于一个给定的同心筒发射装置,根据基本原理分析可知当燃气在同心筒出口达到临界状态时,此时同心筒底腔由于摩擦壅塞调整所造成的压力升高而得到的“额外”弹射力为最大。

可以看出,燃气在间隙出口达到临界,根据给定的摩擦因数 f 、管长 L 、水力直径 $D(=2h)$,由式(3)可以反推出内外筒间隙入口处的马赫数 Ma_2 (取小于 1 的亚声速解)。

求出 Ma_2 (小于 1)后,根据过程 B,变截面等熵过程,由式(2)可以反推(减速)回气流的马赫数 Ma_1 ,考虑到燃气到达间隙入口前会经历摩擦、气流撞击、流线偏转、流动分离、漩涡等流动损失,此处 Ma_1 需要乘以折合损失系数如 $C_\xi = 0.11$ 后才能真正进入过程 A 的分析。此时的 Ma_1 大于第三工作

极限^[14]时喷管的出口马赫数(这里,假设发动机喷管处于第三工作极限状态的最坏的情况,即在发动机喷管出口平面上有一道正激波)。

根据发动机喷管设计出口马赫数 Ma_{design} 和修正后的 Ma_1 值($Ma_1 < 1$),有如下几种情况:

- 1) Ma_{design} 经历了强斜激波后直接减小至 Ma_1 ;
- 2) Ma_{design} 经历了斜激波/反射斜激波后,再经历一道正激波减小至 Ma_1 ;

3) 如果筒底尺寸不足够大, Ma_{design} 经历了斜激波后,可能斜激波相交反射后甚至还来不及完成相交反射,气流就又通过正激波到达筒底滞止,形成斜激波与正激波等组成的复杂波系。这种情况可以作为研究筒底尺寸的原理,在本文中暂不考虑。

若是情况 1),如图下图 8 所示,根据 Ma_{design} 和 Ma_1 ,由式(4)可以确定出斜激波的强解 β ,然后根据式(6)即可求出强斜激波前后的静压 p_{design} 与 p_1 的比,再结合式(7)就可以得到 p_1 的值, p_1 就是被看作是在弹底的平均压强值,乘以弹底面积后就可以得到此种情况下的附加弹射力。

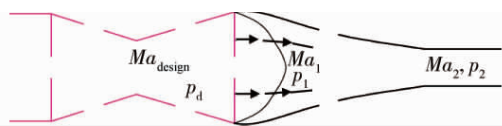


图 8 燃气经历强斜激波的流动过程

Fig. 8 Flow process of gas with strong oblique shock wave

$$Ma_1^2 = \frac{Ma_d^2 + \frac{2}{\gamma - 1}}{\frac{2\gamma}{\gamma - 1} Ma_d^2 \sin^2 \beta - 1} + \frac{Ma_d^2 \cos^2 \beta}{\frac{\gamma - 1}{2} Ma_d^2 \sin^2 \beta + 1} \quad (4)$$

$$\tan \theta = 2 \cot \beta \frac{Ma_1^2 \sin^2 \beta - 1}{Ma_1^2 (\gamma + \cos 2\beta) + 2} \quad (5)$$

$$\frac{p_1}{p_d} = 1 + \frac{2\gamma}{\gamma + 1} (Ma_d^2 \sin^2 \beta - 1) \quad (6)$$

$$\frac{p_0}{p_d} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma_d^2 \sin^2 \beta \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (7)$$

若是情况 2),如下图 9 所示。首先根据正激波前后关系式(8)确定波前马赫数 Ma_4 。

$$Ma_4^2 = \frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma_1^2}{\gamma Ma_1^2 - \frac{\gamma - 1}{2}} \quad (8)$$

然后连续利用式(4)和式(5)的来确定

Ma_{design} 到 Ma_3 (第一道斜激波)以及 Ma_3 到 Ma_4 (相交反射的第二道斜激波)的关系,再联系到两道斜激波的气流偏转角 θ 相等。利用试凑法可以确定区域 3 的马赫数,从而确定 p_{design} 和 p_3 的比值,再结合式(6)和式(7)就可以得到 B 过程中区域 3 的 p_3 值,此即是作用在弹底的平均压强值,乘以弹底面积后就可以得到此种情况下的附加弹射力。

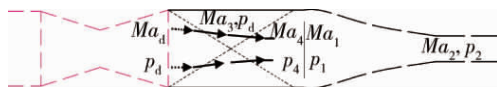


图 9 燃气经历相交的斜激波和正激波的流动过程

Fig. 9 Flow process of gas with crossing oblique shock wave and normal shock wave

对于前面数值模拟中给定的同心筒,已知管长 $L=1.72\text{ m}$,同心筒材料的摩擦因数 $f=0.0015$ 和水力直径 $D=0.04\text{ m}$,应用上述过程可以求出 $p_1=2376780.4\text{ Pa}$ 或 $p_3=481558.3\text{ Pa}$;弹底所受的附加弹射力分别为:188911.9 N 和 38275.4 N。对比由 FLUENT 模拟出来的结果可以看出,在此时的同心筒结构参数下,筒内燃气经历的可能是斜激波/反射斜激波、正激波、摩擦管流的过程。由理论分析估算出的附加弹射力和 FLUENT 模拟出的附加弹射力误差约为 15%。

4 结 论

通过同心筒发射装置燃气排导流动过程的分析,提出了同心筒气体动力学过程的简化模型,总结分析了燃气从发动机喷管流出后分别经历的变截面流动和摩擦管流的过程,根据原理分析,得出了以下结论:

1) 同心筒底腔的压力增大是由于狭缝所造成的摩擦壅塞引起的狭缝前部的压力升高(伴随着马赫数降低),从而产生了额外的“弹射力”;

2) 同心筒设计的关键参数之一是 $4fL/D$,而不是单纯的 D ;影响同心筒燃气排导的参数应该是同心筒长度和水力直径 $2h$ 的比值,内外筒的摩擦因数 f 也是影响筒内燃气排导的重要因素,增加材料的摩擦因数与减小环形间隙可以达到相同的效果。

3) 在已知发动机工作参数的情况下,可以根据文中所给出的分析过程,利用式(1)~式(3)快速估算出一个最小的狭缝宽度做为设计时的参考。

4) 在已知发动机工作参数和同心筒结构尺

寸后,可以根据文章所给出的分析过程,利用式(6)~式(9)快速估算出作用在弹底的附加弹射力的值。

所分析的基本原理可以用于改进和指导同心筒结构参数的优化设计。

参考文献:

- [1] 韩煜宇,吴利民. 燃气流公共排导和同心筒技术在舰载导弹垂直发射装置中的应用分析[J]. 舰船科学技术, 2007, 29(S1):76-78.
HAN Yuyu, WU Limin. Analysis of the public exhaust system vs the concentric canister to the vertical launch system in navy ships[J]. Ship Science and Technology, 2007, 29(S1):76-78. (in Chinese)
- [2] 杨春英,李艳良,郜冶,等. 同心发射筒出口导流板设计的数值模拟[J]. 弹箭与制导学报, 2006, 26(2):25-29.
YANG Chunying, LI Yanliang, GAO Ye, et al. Design of the exit leading board at the concentric launch canister by simulation [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2006, 26(2):25-29. (in Chinese)
- [3] 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):283-285.
MIAO Peiyun, YUAN Zengfeng. Techniques for the automatic cover opening in concentric canister launcher[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2004, 24(4):283-285. (in Chinese)
- [4] 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, 2004, 24(1):71-72.
MIAO Peiyun, YUAN Zengfeng. Three-dimensional simulation for complicated flow of a canister[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2004, 24(1):71-72, 84. (in Chinese)
- [5] 苗佩云,袁曾凤. 同心发射筒结构及参数研究[J]. 导弹及制导学报, 2005, 25(1):359-361.
MIAO Peiyun, YUAN Zengfeng. A research on the structure and parameters of concentric canister launcher[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2005, 25(1):359-361. (in Chinese)
- [6] 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, 29(1):8-13.
MIAO Peiyun, YUAN Zengfeng. The effect of flow mechanism and annular sizes on concentric canister launcher [J]. Tactical Missile Technology January, 2006, 29(1):8-13. (in Chinese)
- [7] 熊永亮,郜冶,李燕良. 同心筒发射中旁泄流影响的数值研究[J]. 弹箭与制导学报, 2007, 27(4):194-197.
XIONG Yongliang, GAO Ye, LI Yanliang. Numerical investigate the influence of the side releasing flow on the concentric canister launch[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2007, 27(4):194-197. (in Chinese)
- [8] 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):95-98, 152.
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):95-98, 152. (in Chinese)
- [9] 姜毅,郝继光. 新型“引射同心筒”垂直发射装置理论及试验研究[J]. 宇航学报, 2008, 29(1):236-241.
JIANG Yi, HAO Jiguang. Study on theory and test of a new type “concentric canister with jet flow” vertical launcher [J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(1):236-241. (in Chinese)
- [10] 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(S1):71-75.
HE Chaoyun, DAI Zongmiao. Research into the jet exhaust of concentric canister launcher[J]. Ship Science and Technology, 2007, 29(S1):71-75. (in Chinese)
- [11] 傅德彬,姜毅,陈建伟,等. 同心筒自力发射燃气排导优化设计[J]. 弹箭与制导学报, 2004, 24(3):42-45.
FU Debin, JIANG Yi, CHEN Jianwei, et al. Optimization design for concentric canister launcher combustion gas exhaust [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2004, 24(3):42-45. (in Chinese)
- [12] 蔺翠郎,毕世华. 同心筒发射装置导弹燃气流热效应数值模拟[J]. 弹箭与制导学报, 2008, 28(3):193-195.
LIN Cuilang, BI Shihua. Numerical simulation of thermal effect of missile combustion-gas flow for concentric canister launcher[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2008, 28(3):193-195. (in Chinese)
- [13] Yagla J J. Concentric canister launcher[J]. Naval Engineers Journal, 1997, 1(9):313-330.
- [14] Weiland C J, Vlachos P P, Yagla J J. Concept analysis and laboratory observations on a water piercing missile launcher [J]. Ocean Engineering, 2010, 37(11-12):959-965.
- [15] 翟建龙. 同心发射筒内燃气流对密封盖冲击的数值仿真[J]. 科技情报开发与经济, 2006, 16(9):150-151.
ZHAI Jianlong. The numeral simulation of impact of combustion-gas stream in the concentric canister launcher (CCL) on hermetic lid[J]. Scitech Information Development & Economy, 2006, 16(9):150-151. (in Chinese)
- [16] 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.