

文章编号: 1000-8055(2023)08-2024-10

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20230053

子母弹侧向气囊分离数值模拟与试验研究

李宝星, 孟豪龙, 邢鹏涛, 梅开, 许云志, 舒慧明, 赵凤起
(西安近代化学研究所, 西安 710065)

摘 要: 为了研究子母弹侧向气囊分离特性, 采用低燃温高燃速固体推进剂作为能量源, 建立了燃气囊式分离数学模型, 利用 4 阶龙格库塔法进行求解, 获得了燃气发生器内弹道、气囊膨胀以及子弹模拟载荷分离运动等分离参数变化规律, 并搭建了子母弹侧向气囊分离模拟试验系统进行分离试验验证。计算结果表明: 在分离过程中, 气囊内压力呈现先增加后缓慢降低, 再缓慢上升的变化趋势, 子弹模拟载荷的加速度则呈现出先增加后减小, 最大加速度峰值为 15.1g, 分离速度逐渐增加后趋于平缓, 分离末速度为 6.17 m/s; 试验验证了子母侧向气囊分离的可行性, 并获得子弹模拟载荷分离的加速、速度等参数的变化特性, 计算结果与试验结果趋势基本一致, 参数误差均在 5.5% 以内, 表明该分离模型能够较好描述子母弹侧向气囊分离过程, 可为子母弹短距离低过载分离技术提供一定基础支撑。

关 键 词: 子母弹; 侧向气囊分离; 数学模型; 模拟试验系统; 分离参数
中图分类号: V211.3 **文献标志码:** A

Numerical simulation and experimental study on lateral gasbag separation of submunition missile

LI Baoxing, MENG Haolong, XING Pengtao, MEI Kai, XU Yunzhi,
SHU Huiming, ZHAO Fengqi

(Xi'an Modern Chemistry Research Institute, Xi'an 710065, China)

Abstract: In order to study the lateral gasbag separation characteristics of the submunition missile, the low burning temperature and high burning rate solid propellant was used as energy source, a mathematical model of gasbag separation was established and solved by fourth-order Runge-Kutta method. The variation laws of separation parameters such as gas generator interior ballistics, gasbag expansion and bullet simulated load separation motion were obtained. A simulation experimental system for lateral gasbag separation of submunition missile was set up for separation test verification simultaneously. The calculation results indicate that during the separation process, the pressure in the gasbag presents a variation trend that it increases first, and then decreases slowly, and then increases slowly. The acceleration of the bullet simulated load increases first and then decreases, with the maximum acceleration peak value of 15.1g. Its separation speed tends to be flat after gradual increase with the final separation speed at 6.17 m/s. Besides, the feasibility of the lateral gasbag separation of the submunition missile is verified by the experiment, and the variation characteristics of the separation parameters such as acceleration and velocity of the bullet simulated load are obtained. The calculation results are basically consistent with the experimental results, and the parameter errors are within 5.5%, showing that this separation model can better describe the lateral gasbag separation process of the submunition missile, and can provide some basic support for the short-range low-overload separation technology of the submunition missile.

收稿日期: 2023-02-05

作者简介: 李宝星(1990—), 男, 副研究员, 博士, 主要从事推进剂装药设计及固体动力工作。E-mail: lbxnjust@126.com

引用格式: 李宝星, 孟豪龙, 邢鹏涛, 等. 子母弹侧向气囊分离数值模拟与试验研究[J]. 航空动力学报, 2023, 38(8): 2024-2033. LI Baoxing, MENG Haolong, XING Pengtao, et al. Numerical simulation and experimental study on lateral gasbag separation of submunition missile[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(8): 2024-2033.

Keywords: submunition missile; lateral gasbag separation; mathematical model; simulation experimental system; separation parameters

随着导弹技术的不断发展,航空子母弹由于其作战范围广、毁伤效率高、实现目标灵活打击等诸多优点,备受军事强国的重点关注^[1-3]。子母弹作为一种新型导弹武器,将母弹作为载体,多枚同类或者不同类的子弹附着在母弹内,母弹飞行至预置位置,开始触发分离系统,使得子弹以一定的加速度与母弹分离,分离末速度满足分离要求,随后子弹按照各自的任务,对目标实施打击。

目前,子母弹的分离方式主要分为惯性分离和燃气分离;其中,燃气分离方式有中心炸管式分离^[4]、活塞式分离^[5]以及燃气囊式分离^[6]等多种方式,相比之下,燃气囊式分离是将气囊作为缓冲装置,气囊将燃气能量储蓄起来,储蓄的能量通过气囊膨胀变形与子弹相互作用,实现分离目的^[7],燃气囊式分离适用范围广,尤其是外燃式的囊式分离不仅系统结构简单、工程上容易实现,而且具有稳定、可靠的分离内弹道性能^[8],是一种较为理想的子母弹分离方式。

燃气囊式分离的诸多优点,受到广泛关注,国内外对囊式抛撒系统已开展了诸多研究,取得了一些成果^[9-11],对于子母弹抛撒分离内弹道过程的研究是子母弹囊式分离技术的重要研究内容之一。其中,王浩^[12]建立了子弹抛撒过程数学模型,通过计算仿真和地面仿真试验对子母弹内燃式气囊子弹抛撒过程进行了描述。房玉军等^[13]对以氮气发生剂为抛撒药的子弹药气囊抛撒装置进行了试验研究,分析了子弹抛撒速度、气囊压力与药量之间的关系,验证了氮气发生剂作为抛撒药的技术方案可行性。张博孜等^[14]对中心燃气式的子母弹抛撒定容阶段进行试验和仿真研究,分析了不同的燃气发生器小孔分布和扰流装置对推弹装置受力状态的影响。王琪等^[15]采用 LS-DYNA 有限元软件对装填不同药量氮气发生剂的典型子弹药气囊抛撒结构进行数值模拟,获得了子弹药的出舱速度、过载峰值随气体发生剂药量的变化规律,并通过试验验证计算结果的准确性。宋海博^[8]通过计算分析了中心燃气生成系统的囊式抛撒系统在抛撒过程中能量释放规律和子弹药运动特性,探讨了中心管容积、喷孔面积、装药量等特征参量对内弹道性能及子弹药受力运动的影响。此外,张玉东等^[16]通过气动方程和弹道方程联立,研究了子弹的初始分离状态对分离过程的影响;

段旭鹏等^[17]采用动态网格对多体分离问题进行了数值模拟,获得了精度较高、效率较快的多体分离数值模拟方法。Monique^[18]对 F-35 武器弹药投放分离过程进行了数值模拟; Pamadi 等^[19]对航天发射系统中助推器进行了气动建模和数据库的开发; Dalle 等^[20]采用了自适应网格对航天发射助推器分离过程进行了详细分析。综上,诸多学者对子母弹的分离进行了大量数值模拟和试验,采用了不同方法对不同类型的分离形式进行了研究。其中针对燃气囊式分离过程,均采用高能燃烧剂、氮气发生剂等作为抛撒分离药,并建立了内燃式的抛撒分离模型,为后续气囊分离技术的研究提供良好基础。然而,在大部分的分离过程,燃气发生剂燃烧控制难,同时会造成气囊的破裂,使得子弹分离弹道的可靠性受到一定影响,整体分离加速度偏大,很难以满足短距离低过载的分离要求。

本文尝试采用低燃温高燃速的固体推进剂作为分离抛撒的能量源,设计了一种子母弹侧向气囊分离模拟装置,通过固体推进剂燃烧过程的调节,以及与气囊的适配,可控制子母弹的分离参数。首先通过联立燃气发生器内弹道、气囊膨胀过程以及子弹模拟载荷分离运动等控制过程,建立燃气囊式分离数学模型,利用 4 阶龙格库塔法对模型进行求解,分析燃气发生器的内弹道、气囊的膨胀过程以及子弹模拟载荷分离运动等参数的变化规律,并搭建子母弹侧向气囊分离试验系统,验证该侧向气囊分离方式的可行性,并获得了子弹模拟载荷分离参数的变化规律,为子母弹之间的分离技术提供一定基础支撑。

1 模拟分离装置组成及原理

子母弹气囊分离模拟系统如图 1 所示,由燃气发生器、管路、气囊、分离基座以及子弹模拟载荷等组成,属于外燃的囊式分离模式,子弹模拟载荷竖直放置在模拟分离装置基座上,气囊的一侧膨胀面与子弹模拟载荷壳体的圆弧面贴合,另一侧安装面与分离基座的推力壁面贴合;分离前,气囊折叠于分离基座和子弹模拟载荷之间,子弹模拟载荷处于锁定状态,在分离过程中,首先解锁,随后触发燃气发生器,输出大量的高温高压燃气,经燃气管路进入气囊内,气囊进行膨

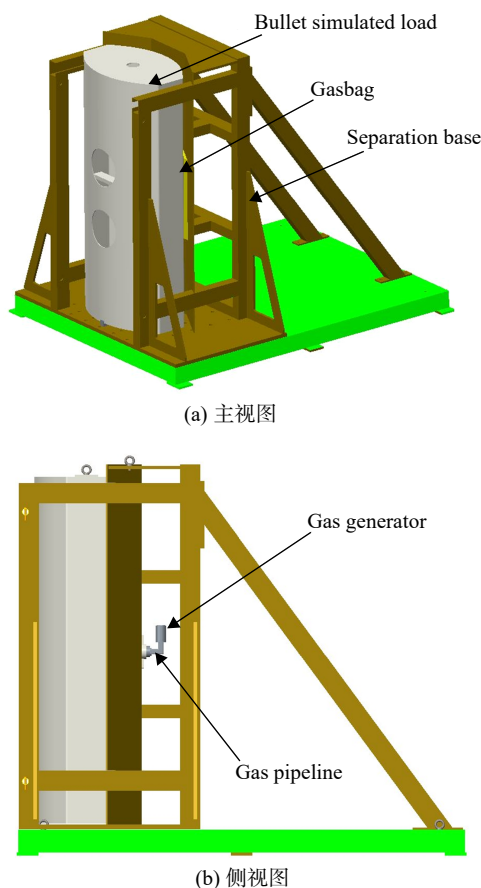


图1 子母弹气囊分离模拟系统

Fig. 1 submunition missile gasbag separation simulation system

胀,在膨胀过程中对子弹模拟载荷产生推力,实现子弹模拟载荷与分离基座的有效分离。

在整个分离过程中,燃气发生器产生的所有气体均通过管道进入气囊体内,气囊体为密闭结构,燃气不发生外溢,可避免燃气对子母弹上的设施设备产生污染。同时,分离系统属于外燃式的,采用低燃温高燃速固体推进剂作为燃气发生剂,通过燃气发生器推进剂装药结构、气囊体大小,以及子弹模拟载荷之间的耦合设计,使得子弹分离可控,以满足分离弹道要求。将固体推进剂作为燃气发生剂的气囊式分离具有以下特点:①燃气流量可控,可以根据气囊在膨胀过程所需的燃气进行燃气发生器适应性设计,通过调节推进剂的燃面、燃速以及喷管喉径等参数,实现短时间内燃气流量的精准调节;②燃气输出效率高、装置消极质量低,燃气发生器能够以质量较小的固体推进剂产生大量高温燃气,一般情况下,1 g 推进剂能产生 1 L 燃气,产气效率高,可简化结构,减轻弹体的消极质量;③易贮存,易操作,固体燃气发生器与固体火箭发动机类似,可提前制备,易存贮,易装配,使用也方便。

2 子弹模拟载荷分离过程中基本假设

由于燃气发生器工作过程中将燃气充入气囊内,气囊膨胀做功推动子弹模拟载荷运动,其过程较为复杂,在描述子弹分离时,进行以下假设^[12,21]:

1) 推进剂装药为均质,以平行层燃烧,燃气发生器中气体流动为零维流动,且燃气成分、物理化学性质固定不变,如燃温、比定压热容、绝热指数等,燃气经喷管流动属于准定常;

2) 由于燃气发生器点火药量甚小,不考虑点火过程及点火能量对分离过程的影响;

3) 燃气进入气囊体后,新输出燃气与气囊内燃气均匀混合,瞬间完成能量交换,各位置处燃气参数均匀一致,膨胀过程为均匀的,气囊体不发生弹性变形;

4) 气囊对子弹模拟载荷的推力大于摩擦力即开始运动,运动沿子弹模拟载荷径向(水平)的一维运动;

5) 子弹模拟载荷与分离基座之间的摩擦视为常数,燃气发生器产生的燃气在流动和膨胀过程中通过热损失系数进行修正。

3 燃气囊式分离模型建立

燃气发生器作为能量源,子弹模拟载荷的气囊分离过程类似于经典弹射过程,其涉及燃气发生器燃气输出、气囊膨胀以及子弹模拟载荷运动 3 个过程。

3.1 燃气发生器的内弹道方程

燃气发生器的工作过程与小型常规固体火箭发动机一致,基于假设条件,建立零维内弹道控制方程^[22]:

燃气发生器燃烧室内满足气体状态方程:

$$\rho_c = \frac{p_c}{R_g T_c} \quad (1)$$

基于燃烧室内质量守恒定律有:

$$\dot{m}_b - \dot{m}_t = \frac{d}{dt}(\rho_c V_c) = \rho_c \frac{dV_c}{dt} + V_c \frac{d\rho_c}{dt} = \frac{p_c}{R_g T_c} A_b r + \frac{V_c}{R_g T_c} \cdot \frac{dp_c}{dt} \quad (2)$$

根据推进剂燃速公式和质量变化公式可得:

$$\dot{m}_b = \rho_b A_b r = \rho_b A_b a p_c^n \quad (3)$$

结合式(1)~式(3),同时考虑燃气发生器在工作过程中存在一定的热损失,从而引入燃烧室

热损失修正系数, 即获得燃气发生器燃烧室内压强关系式:

$$\frac{dp_c}{dt} = \frac{R_g \varphi T}{V_c} \left[\left(\rho_b - \frac{p_c}{R_g \varphi T_c} \right) A_b a p_c^n - \dot{m} \right] \quad (4)$$

在基于燃气流量输出公式:

$$\dot{m} = \sqrt{k} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2k-2}} \frac{p_c A_t}{\sqrt{R_g \varphi T_c}} \quad (5)$$

式中 ρ_c 为燃烧室内的燃气密度; p_c 为燃烧室压强; T_c 为绝热燃烧温度; φ 为燃烧室热损失修正系数; V_c 为燃气发生器容腔; R_g 为燃气气体常数; t 为时间; $\dot{m}_b$ 为推进剂燃烧输出燃气质量流量; $\dot{m}_t$ 为喷管输出燃气质量流量; ρ_b 为推进剂密度; A_b 为推进剂燃烧面积; r 为推进剂燃速; a 为推进剂燃速系数; n 为推进剂燃速压力指数; k 为燃气比热比; A_t 为燃气发生器喷管喉部面积。

3.2 气囊膨胀过程方程

气囊体在燃气作用下发生膨胀, 其体积变化规律如下:

$$\frac{dW}{dt} = \Delta S_v L \quad (6)$$

式中 W 为气囊膨胀过程的体积; ΔS_v 为气囊体的横截面积变化率; L 为气囊体的有效长度。

基于气囊体内的气体状态方程有:

$$p_{out} = \rho_{out} R_g T_{out} \quad (7)$$

式(6)对时间 t 进行求导, 可得:

$$\frac{dp_{out}}{dt} = R_g T_{out} \frac{d\rho_{out}}{dt} + \frac{p_{out}}{T_{out}} \cdot \frac{dT_{out}}{dt} \quad (8)$$

式中 p_{out} 为气囊体内的压力; ρ_{out} 为气囊体内燃气密度; T_{out} 为气囊体内燃气温度。

基于气囊体内质量守恒方程:

$$dM_{out} = d(\rho_{out} W) = \dot{m} \quad (9)$$

式(8)对时间 t 进行求导, 结合气囊内气体状态方程, 可得:

$$\frac{dp_{out}}{dt} = \frac{\dot{m}}{V_{out}} - \frac{p_{out}}{R_g T_{out} W} \cdot \frac{dW}{dt} \quad (10)$$

式中 M_{out} 为气囊体内燃气质量。

将式(5)、式(9)代入式(7)可得:

$$\frac{dp_{out}}{dt} = \frac{1}{W} (R_g T_{out} \dot{m} - p_{out} \Delta S_v L) + \frac{p_{out}}{T_{out}} \cdot \frac{dT_{out}}{dt} \quad (11)$$

根据能量守恒定律:

$$c_p T_g dM_{out} = d(c_v T_{out} M_{out}) + dQ \quad (12)$$

根据气囊膨胀做功有:

$$c_p T_g \dot{m} = c_v T_{out} \dot{m} + \frac{c_v p_{out} W dT_{out}}{R_g T_{out} dt} + (p_{out} - p_a) \Delta S_v L \quad (13)$$

整理后为:

$$\frac{dT_{out}}{dt} = \frac{R_g T_{out}}{c_v p_{out} W} [\dot{m} (c_p T_g - c_v T_{out}) - (p_{out} - p_a) \Delta S_v L] \quad (14)$$

考虑存在一定的热损失, 从而引入热损失修正系数^[23], 热损失修正系数与分离装置的结构和材质相关, 一般在 0.85~0.95 之间, 则:

$$\frac{dT_{out}}{dt} = \frac{R_g T_{out}}{c_v p_{out} W} [\dot{m} (\psi c_p T_g - c_v T_{out}) - (p_{out} - p_a) \Delta S_v L] \quad (15)$$

式中 Q 为气囊内燃气膨胀做功; T_g 为燃气发生器产生燃气的总温; c_p 为气体比定压热容; c_v 为气体比定容热容; ψ 为燃气热损失修正系数; p_a 为外界环境压强。

3.3 子弹模拟载荷分离运动方程

分离过程中考虑载荷、摩擦阻力等, 基于牛顿第二定律有:

$$a_d = \frac{dv_d}{dt} = \frac{(p_{out} - p_a) S_f}{M_d} - \frac{F_f}{M_d} \quad (16)$$

式中 a_d 为子弹分离过程中运动加速度; M_d 为子弹模拟载荷的质量; S_f 为气囊与子弹有效作用面积; F_f 为分离过程的摩擦阻力。

3.4 燃气囊式分离数学模型

基于上述方程, 建立燃气囊式分离数学模型如下所示:

$$\frac{dp_c}{dt} = \frac{R_g \varphi T_c}{V_c} \left[\left(\rho_b - \frac{p_c}{R_g \varphi T_c} \right) A_b a p_c^n - \dot{m} \right]$$

$$\dot{m} = \sqrt{k} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2k-2}} \frac{p_c A_t}{\sqrt{R_g \varphi T_c}}$$

$$\frac{dW}{dt} = \Delta S_v L$$

$$\frac{dp_{out}}{dt} = \frac{1}{W} (R_g T_{out} \dot{m} - p_{out} \Delta S_v L) + \frac{p_{out}}{T_{out}} \cdot \frac{dT_{out}}{dt}$$

$$\frac{dT_{out}}{dt} = \frac{R_g T_{out}}{c_v p_{out} W} \cdot$$

$$[\dot{m} (\psi c_p T_g - c_v T_{out}) - (p_{out} - p_a) \Delta S_v L]$$

$$a_d = \frac{dv_d}{dt} = \frac{(p_{out} - p_a) S_f}{M_d} - \frac{F_f}{M_d} \quad (17)$$

3.5 气囊推力面积及容积计算过程

气囊充气膨胀, 气囊的一侧始终与分离基座气囊托板紧密接触, 另一侧弧面中间部位与子弹模拟载荷相接触, 气囊为圆柱结构。子弹模拟载荷与气囊接触的两侧为圆弧, 圆弧与子弹模拟载荷相切点为 E 点和 F 点, O 点为坐标原点, O' 为气囊圆弧 $\widehat{EF}$ 的圆心, A 点、 C 点分别为气囊左右两侧小圆弧的圆心, B 、 D 两点分别为小圆弧与 x 轴的交点, 如图 2 所示。

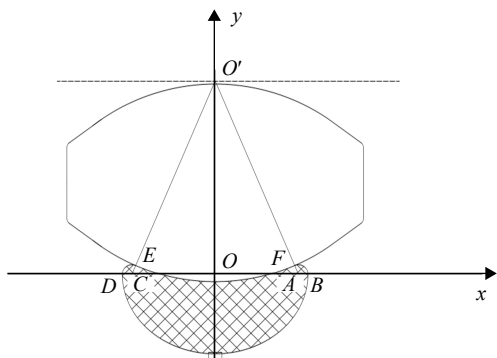


图 2 分离过程中气囊横截面积变化示意图

Fig. 2 Variation of cross-sectional area of gasbag during separation

以气囊初始位置的圆心为原点建立坐标系, 设子弹模拟载荷运动到 a 时圆弧 $\widehat{DE}$ 和 $\widehat{BF}$ 的半径为 r , 气囊圆半径为 R , 子弹模拟载荷的圆弧段半径为 d , 设此时切点 F 的坐标为 (x, y) , 则有^[8]:

$$\begin{cases} x^2 + (y-a)^2 = d^2 \\ (R-r)^2 + a^2 = (d+r)^2 \\ [(R-r) + x]^2 + y^2 = r^2 \end{cases} \quad (18)$$

通过迭代求解方程组(式(17))获得切点坐标 (x, y) , 其中圆弧 $\widehat{DE}$ 和 $\widehat{BF}$ 的半径为 r 计算如下:

$$r = \frac{R^2 + a^2 - d^2}{2(R+d)} \quad (19)$$

气囊横截面积为:

$$S = \frac{1}{2} \pi R^2 + \beta r^2 + a(R-r) - \theta d^2 \quad (20)$$

其中 θ 为 $\angle AO'C$, 大小为 $\arctan \frac{x}{a-y}$; β 为 $\angle BAF$, 大小为 $\theta + \frac{\pi}{2}$ 。

气囊体两端锥体的高度为: $h = \frac{\sqrt{3}}{2}a$; 从而气囊体的有效长度 $L = L_z - \frac{1}{3}h$, 其中 L_z 为气囊总长度。

气囊容积及有效推力面积分别为:

$$W = S_d L \quad (21)$$

$$S_f = 2x(L-2h) \quad (22)$$

4 计算与试验结果分析

4.1 子弹侧向分离模拟系统参数设计

子弹侧向分离模拟系统如图 1 所示, 对应的子弹模拟载荷及气囊参数如表 1 所示, 子弹模拟载荷的质量 M_d 为 320 kg, 载荷圆弧半径(与气囊体接触的圆弧) d 为 0.63 m, 气囊设计成圆柱状, 气囊半径 R 为 0.25 m, 总长度 L_z 为 0.6 m, 其中气囊由骨架材料与橡胶制备而成, 以保证气囊的力学性能和耐高温性能。为了满足子弹可靠分离, 燃气发生器采用低燃温高燃速的复合推进剂, 自由装填内孔燃烧形式, 燃气发生器及推进剂装药结构参数如表 2 所示, 可根据子弹分离参数要求, 对推进剂的药型、燃速以及燃气发生器喷管尺寸等参数进行调整^[24], 以获得满足分离弹道要求。

表 1 子弹模拟载荷及气囊参数

Table 1 Bullet simulated load and airbag parameters

参数	数值
模拟载荷质量/kg	320
载荷圆弧半径/m	0.63
气囊直径/m	0.50
气囊长度/m	0.60

表 2 燃气发生器及装药参数

Table 2 Gas generator and charge parameters

参数	数值及说明
密度/(g/cm ³)	1.54
燃气温度/K	1 375
燃气比热比	1.31
压力指数 n	0.395
燃速系数 a	1.72×10^{-5}
药型	管状内孔燃烧
根数	1
药柱内径/mm	29
药柱外径/mm	44
药柱长度/mm	42
喷管喉径/mm	7.0
热损失系数	0.9

4.2 子弹模拟载荷分离参数仿真

基于气囊分离数学模型和设计参数, 采用 4 阶龙格库塔法^[22] 求解, 获得燃气发生器内压强、

燃气输出流量随时间变化曲线,如图3所示,燃气发生器的工作时间为0.145 s,在工作期间燃烧室内压力和输出燃气质量流量随时间呈逐增趋势,压力从14.3 MPa上升至18.2 MPa,对应燃气质量流量变化范围为0.49~0.62 kg/s,流量递增是为了尽可能保证气囊分离过程中前期流量小,后期流量大,降低过载,满足分离弹道要求。

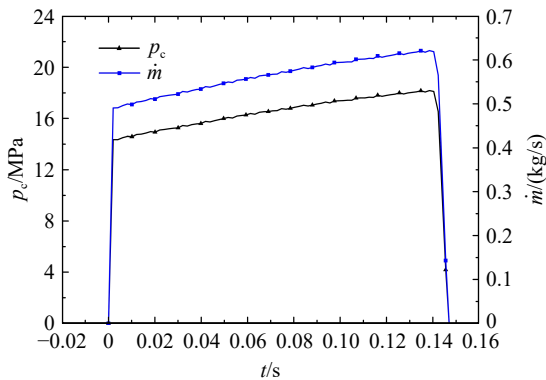


图3 燃气发生器燃烧室内压力、质量流量时程曲线

Fig. 3 Time history curves of combustion chamber pressure and mass flow rate of gas generator

结合输出燃气与气囊膨胀之间相互作用,获得分离时气囊内压力以及气囊与子弹模拟载荷之间的有效作用面积随时间变化曲线如图4所示,气囊内压力整体呈现先增后减,随后再缓慢增加,第一个压力峰出现在10 ms处,由于气囊初期空间比较狭小,产气量与当前气囊体积相对差值较大(气量完全满足气囊膨胀),使得气囊内压力呈上升趋势,使得第一个压力峰达到0.25 MPa;随后在10~57 ms,气囊空间变大,但燃气发生器的产气速度低于气囊空间变化,气囊内压力下降,从0.25 MPa减小到0.134 MPa,此时气囊内压力降到最低,该阶段主要是由于燃气发生器所输出的燃气流量跟不上气囊体积的膨胀,气囊体积在持续增加,导致气囊内压力逐渐降低;进入后半程,

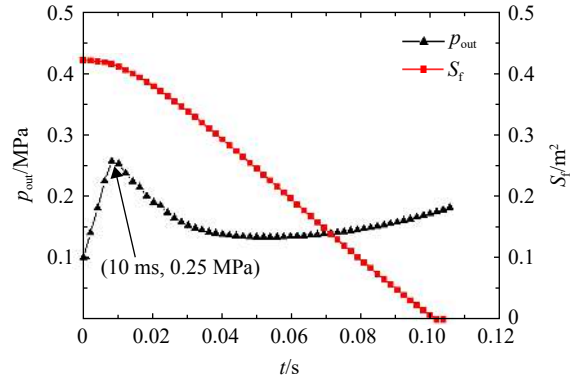


图4 分离过程中气囊的压力及其与子弹模拟载荷有效作用面积变化情况

Fig. 4 The variation of the pressure of the gasbag and its effective area with bullet simulated load during the separation process

燃气发生器装药增面型设计体现出其高产气量作用,燃气产生速度逐渐超过气囊体积变化速度,气囊内压力表现出持续上升趋势,从57~105 ms,气囊内压力从0.134 MPa上升至0.182 MPa。气囊在膨胀过程中,气囊与子弹模拟载荷之间的有效作用面积随时间逐渐减小,结合图2,在分离过程中,气囊圆弧与子弹模拟载荷相切点为E点和F点相x轴内侧移动,气囊与子弹模拟载荷之间的接触面积在减少,从初始的作用面积0.42 m²减小至0 m²,直至子弹模拟载荷完全分离。

在分离过程中,子弹模拟载荷的加速度是由气囊体内压力 p_{out} 以及气囊与子弹有效作用面积 S_f 共同作用的。子弹模拟载荷分离过程的加速度、速度以及位移随时间变化曲线如图5所示,分离初期,子弹模拟载荷的加速 a_d 呈骤升趋势,在0~10 ms期间从0 m/s²上升至148 m/s²,主要是由于工作初期气囊体内压力上升较快,同时气囊体与子弹模拟载荷之间的有效作用面积较大;随后在气囊体内的压力和有效作用面积下降的双重因素下,10~105 ms时间内,加速度迅速下降,但下

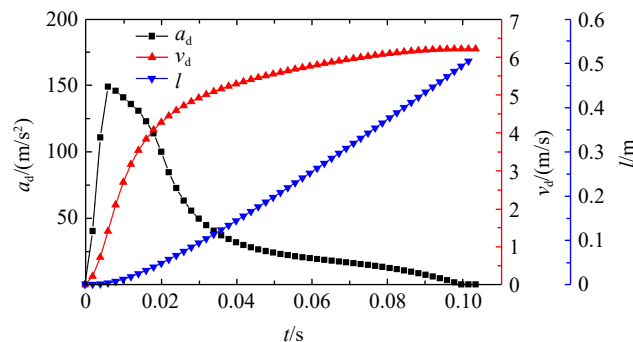


图5 子弹模拟载荷分离过程中的加速度、速度以及位移随时间变化曲线

Fig. 5 Curves of acceleration, velocity and displacement versus time during the separation process of bullet simulated load

降速率逐渐减小,由于有效作用面积持续减小,但气囊体内压力的爬升导致加速度下降趋势有所减缓,直至完全分离,加速度下降为 0 m/s^2 ,与文献[15]中所获得的结果变化趋势基本一致。同时,子弹模拟载荷的分离速度 v_d 与位移 l 在工作时间(t)内呈持续增加趋势,10 ms之前由于加速度较大,速度爬升速率较大,随后爬升缓慢,于40 ms达到5 m/s,此时子弹位移为0.145 m;105 ms时,子弹速度达到6.17 m/s,此时子弹模拟载荷的位移为0.5 m,随后气囊不再作用于子弹模拟载荷,子弹依靠末时刻的速度完成分离。

4.3 分离模拟试验结果与分析

为了验证计算结果的准确性,基于图1中给

出的子母弹气囊分离模拟系统和相关设计的参数,建立了子母弹气囊分离试验模拟系统,包括模拟分离装置、点火系统以及测试与控制系统等组成。在试验过程中,测试系统由测压装置、高速摄影、激光多普勒测速仪,以及过载测试装置组成,满足分离过程中燃气发生器燃烧室内压力监测、子弹模拟载荷分离动画以及分离速度和分离过载。其中,高速摄影的拍摄频率为1 000 帧/s,分辨率为1 920 像素 $\times$ 1 080 像素,测压、测速以及过载测试的采样频率为10 kHz/s,开展了两次分离试验Test#1和Test#2。

高速摄影拍摄子弹模拟载荷分离运动过程如图6所示,点火触发后,气囊开始膨胀的同时,子

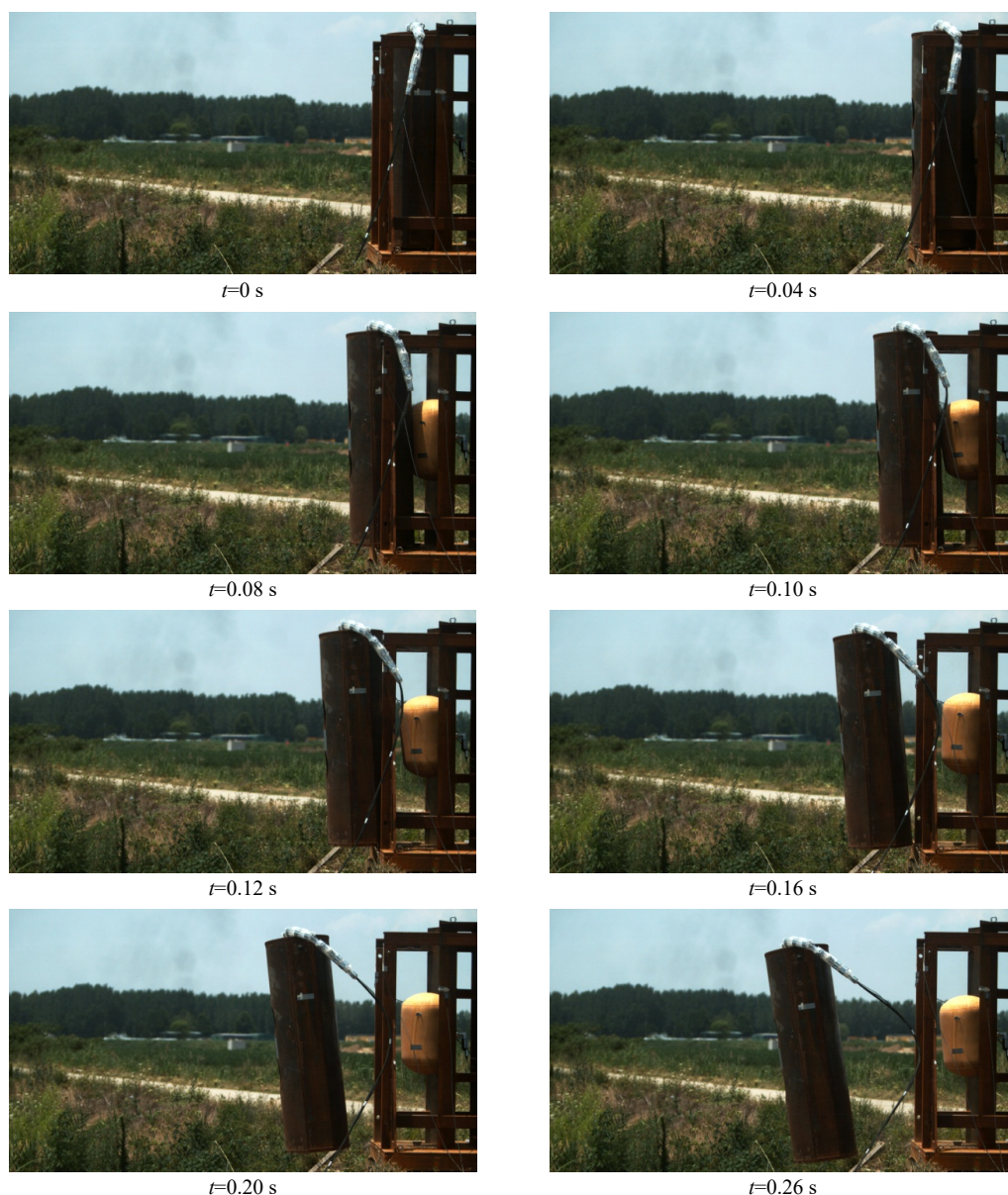


图6 Test#1 不同时刻子弹模拟载荷在气囊作用下的分离过程

Fig. 6 Separation process of bullet simulated load at different time under the action of gasbag in Test#1

弹模拟载荷即开始分离运动,在 0.12 s 即完成了分离,根据分离之后落点距离完全分离处的长度为 3.4 m,落点距离基座的高度为 1.54 m,分离完全按自由落体运动,获得分离的初始速度为 6.06 m/s,与计算结果相当。

分离过程中,燃气发生器燃烧室内压力理论与试验时程曲线如图 7 所示,Test#1 和 Test#2 中燃气发生器的燃烧时间分别为 0.145 s 和 0.156 s,燃烧室内的最大压力分别为 16.6 MPa 和 16.2 MPa,工作期间的平均压力分别为 14.1 MPa 和 13.9 MPa,对比表明,两次试验结果一致性良好;理论与试验对比,工作时间的平均误差为 3.65%,燃烧室内的压力峰值的平均误差为 10.80%,理论压力峰值略高于实际值;此外通过曲线对比,理论压力上升和下降过程较试验曲线较为陡峭,主要是理论计算过程推进剂按照平行层燃烧理论进行,且忽略了点火及推进剂的引燃过程,实际过程中推进剂在燃烧初期存在一个压力爬升以及在燃烧末期存在一定的拖尾。

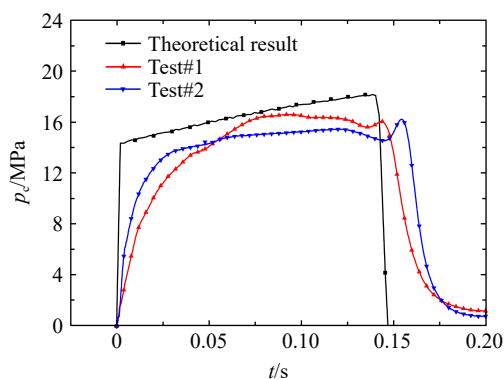


图 7 分离过程燃烧室压力理论与试验时程曲线
Fig. 7 The time history curves of theoretical and experimental pressure in combustion chamber during separation process

图 8 为子弹模拟载荷分离过程中加速度的理论与试验时程曲线,点火后,子弹模拟载荷的分离加速度迅速升高,达到峰值后迅速下降。其中,Test#1 中的两个加速度传感器在 0.030 s 获得最大过载,分别为 14.7g 和 14.5g,均值为 14.6g,其中 g 为重力加速度,Test#2 中的两个加速度传感器测得在 0.033 s 达到过载峰值,分别为 14.4g 和 14.3g,均值为 14.35g。理论计算获得最大过载为 15.1g,与两发试验结果对比,最大过载误差约为 3.42% 和 5.44%;但计算过载峰值所达到的时间要提前于试验结果,主要由于理论计算过程中忽略

了燃气发生器点火以及推进剂的引燃过程,燃气发生器工作就即刻向气囊内喷射高温高压燃气,促使气囊迅速膨胀,导致计算结果出现的过载峰提前。子弹模拟载荷分离过程中速度的理论与试验时程曲线如图 9 所示,计算的分离速度与试验中测得的曲线变化趋势基本一致,先逐渐增加,后趋于平缓,Test#1 和 Test#2 所测的子弹模拟载荷的最终分离速度分别为 6.00 m/s 和 6.06 m/s,计算结果与两发试验结果的误差分别为 2.83% 和 1.82%,计算结果与试验结果吻合较好。

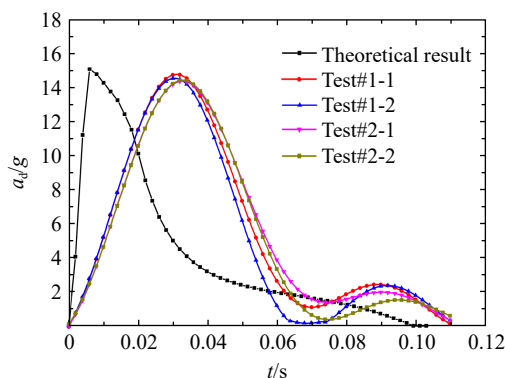


图 8 子弹模拟载荷分离过程中加速度理论与试验时程曲线
Fig. 8 The time history curves of theoretical and experimental acceleration in the separation process of bullet simulated load

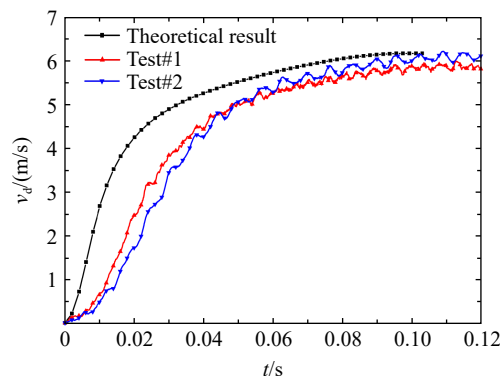


图 9 子弹模拟载荷分离过程中速度理论与试验时程曲线
Fig. 9 The time history curves of theoretical and experimental velocity in the separation process of bullet simulated load

5 结 论

本文建立了子弹侧向燃气囊式分离模型,并开展了子弹模拟载荷分离的数值计算和试验研究,获得主要结论如下:

1) 基于燃气发生器的内弹道、气囊体的膨胀弹道以及子弹模拟载荷的运动弹道之间的耦合关

系,建立了可描述一种大载荷子母弹侧向分离数学模型。

2) 结合分离模型和设计参数,采用4阶龙格库塔法对分离模型进行求解,获得了分离过程中燃气发生器内弹道、气囊体以及子弹模拟载荷的分离过载、速度以位移等参数的变化规律。

3) 基于设计参数,搭建了模拟子母弹侧向气囊分离试验系统,获得子弹模拟载荷的分离弹道参数,过载呈现先增大后减小的变化规律,过载峰值分别为14.6g和14.35g,分离过载较小;分离速度则是逐渐增大,分离末速度分别为6.00 m/s和6.06 m/s;计算结果与试验结果的误差均在5.5%以内,表明该分离模型能够较好描述大载荷子母弹侧向气囊分离过程,将适用于低过载气囊分离技术的研究和工程应用。

4) 将固体推进剂作为该分离系统的能量源,子弹模拟载荷分离弹道参数可根据推进剂装药结构、燃速、燃气发生器喷管以及气囊等参数调节实现可控,将具有更强的适应性。

参考文献:

- [1] 孙连山, 梁学明. 航空武器发展史[M]. 北京: 航空工业出版社, 2004.
- [2] 范瑞祥, 张兵, 张曙辉. 国外战略导弹多弹头分导技术及其发展[J]. 导弹与航天运载技术, 2013(5): 26-31.
FAN Ruixiang, ZHANG Bing, ZHANG Shuhui. The multiple independently targeted re-entry vehicle technology in foreign strategic missile and its development[J]. Missiles and Space Vehicles, 2013(5): 26-31. (in Chinese)
- [3] FARES Y, EL-ZAATARI M, FARES J, et al. Trauma-related infections due to cluster munitions[J]. *Journal of Infection and Public Health*, 2013, 6(6): 482-486.
- [4] YUAN Lidong, WANG Zhijun, WU Guodong. Effects of interior ballistic factors on dispersion of central blast tube cluster munitions[J]. *Journal of Measurement Science and Instrumentation*, 2015, 6(4): 336-341.
- [5] 郭锦炎, 王浩, 黄明, 等. 新型活塞式中心抛撒机构的内弹道仿真研究[J]. 兵工学报, 2013, 34(2): 149-153.
GUO Jinyan, WANG Hao, HUANG Ming, et al. A simulation study of the interior ballistics of the new piston central dispersing machine[J]. *Acta Armamentarii*, 2013, 34(2): 149-153. (in Chinese)
- [6] 冯顺山, 王刚. 子母弹金属囊式抛撒计算机仿真[J]. 计算机仿真, 2012, 29(10): 59-62.
FENG Shunshan, WANG Gang. Compusimu of cluser warhead metal capsule dispersing[J]. *Computer Simulation*, 2012, 29(10): 59-62. (in Chinese)
- [7] 曾必强, 姜春兰, 王在成. 重型子弹药气囊抛撒过程仿真研究[J]. 弹箭与制导学报, 2007, 27(3): 143-145.
ZENG Biqiang, JIANG Chunlan, WANG Zaicheng. Numerical simulation the process of shooting heavy cluster warhead[J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2007, 27(3): 143-145. (in Chinese)
- [8] 宋海博. 航空子母弹囊式抛撒内弹道仿真及散布规律研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2019.
SONG Haibo. The interior ballistics simulation and dispersion law research of airborne cluster munition gasbag[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2019. (in Chinese)
- [9] DALLE D J, ROGERS S E, LEE H C, et al. Inviscid and viscous CFD analysis of booster separation for the space launch system vehicle[R]. AIAA 2016-0797, 2016.
- [10] 陶如意. 子母弹抛撒、分离与干扰的气动特性研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2009.
TAO Ruyi. Aerodynamic interference investigation for dispensing and separation of cluster munition[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2009. (in Chinese)
- [11] 王金龙. 子母弹囊式抛撒流场数值仿真及子弹运动规律研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2017.
WANG Jinlong. Numerical simulation research on the separation flow field with gasbag and motion law of the submunitions[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2017. (in Chinese)
- [12] 王浩. 子母弹内燃式气囊抛撒模型及计算机仿真[J]. 兵工学报, 2001, 22(2): 178-181.
WANG Hao. A model for the firing process of the internal-combustion gasbag submunition and its simulation[J]. *Acta Armamentarii*, 2001, 22(2): 178-181. (in Chinese)
- [13] 房玉军, 蒋建伟, 万丽珍, 等. 采用氮气发生剂的子弹药气囊抛撒实验研究[J]. 兵工学报, 2006, 27(5): 883-886.
FANG Yujun, JIANG Jianwei, WAN Lizhen, et al. Experimental study on submunition dispenser with airbag and nitrogen generant[J]. *Acta Armamentarii*, 2006, 27(5): 883-886. (in Chinese)
- [14] 张博孜, 王浩, 王珊珊. 子母弹中心燃气式抛撒定容阶段试验及仿真[J]. 弹道学报, 2014, 26(3): 23-27.
ZHANG Bozi, WANG Hao, WANG Shanshan. Experimental and simulated study on constant-volume stage of cluster bomb dispensing system with center combustion gas[J]. *Journal of Ballistics*, 2014, 26(3): 23-27. (in Chinese)
- [15] 王琪, 蒋建伟, 王树有. 基于气体发生剂的子弹药气囊抛撒数值模拟研究[J]. 兵工学报, 2018, 39(5): 867-874.
WANG Qi, JIANG Jianwei, WANG Shuyou. Research on numerical simulation of submunition dispenser with gas generant and airbag[J]. *Acta Armamentarii*, 2018, 39(5): 867-874. (in Chinese)
- [16] 张玉东, 纪楚群. 子母弹分离过程的数值模拟方法[J]. 空气动力学学报, 2003, 21(1): 47-52.
ZHANG Yudong, JI Chuqun. The numerical simulation of submunition separation processes from dispenser[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2003, 21(1): 47-52. (in Chinese)
- [17] 段旭鹏, 常兴华, 张来平. 基于动态混合网格的多体分离数值模拟方法[J]. 空气动力学学报, 2011, 29(4): 447-452.
DUAN Xupeng, CHANG Xinghua, ZHANG Laiping. A CFD-and-6DOF-coupled solver for multiple moving object problems based on dynamic hybrid grids[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2011, 29(4): 447-452. (in Chinese)
- [18] MONIQUE L. F-35 pre-flight store separation analyses: innovative techniques for affordability[R]. AIAA 2009-102, 2009.
- [19] PAMADI B N, PEI J, GUMBERT C R, et al. Aerodynamic modeling and database development of the space launch system booster separation[R]. AIAA 2015-0779, 2015.

- [20] DALLE D J, ROGERS S E. Output-based adaptive meshing applied to space launch system booster separation analysis[R]. AIAA 2015-3152, 2015.
- [21] 谭大成. 弹射内弹道学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2015.
- [22] 杨月诚. 火箭发动机理论基础[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2010.
- [23] 杨文, 屠小昌, 陈静, 等. 某小型弹体发射系统低压发射室降压方案研究[J]. [火工品](#), 2016(1): 1-5.
- YANG Wen, TU Xiaochang, CHEN Jing, et al. Study on the pressure reduction scheme for the low pressure launching chamber of a small missile launching system[J]. [Initiators & Pyrotechnics](#), 2016(1): 1-5. (in Chinese)
- [24] 张天飞, 马金贵, 李吉田. 某弹射弹推进剂装药设计[J]. [火炸药学报](#), 2003, 26(3): 5-8.
- ZHANG Tianfei, MA Jingui, LI Jitian. The design of propellant charge of an ejection cartridge[J]. [Chinese Journal of Explosives & Propellants](#), 2003, 26(3): 5-8. (in Chinese)

(编辑: 张 雪)