

涡环伞降末敏子弹的稳态扫描动力学特性

张俊¹, 曹守启¹, 吴根水², 赵松庆², 刘荣忠³, 郭锐³

(1. 上海海洋大学 工程学院, 上海 201306;

2. 中国空空导弹研究院 航空制导武器航空科技重点实验室, 河南 洛阳 471009;

3. 南京理工大学 智能弹药技术国防重点学科实验室, 南京 210094)

摘 要: 综合采取理论建模、高空自由落体试验及可视化仿真相结合的方法, 研究了一种涡环伞降末敏子弹的稳态扫描动力学特性。基于第一类拉格朗日方程, 建立了由弹体、降落伞、伞盘、摩擦盘、连杆所组成的五刚体动力学模型, 并应用 ADAMS、MATLAB 及 VR 相结合的方法进行了弹道计算和可视化仿真研究。通过在高空热气球上投放试验样弹的方法, 得到了伞弹系统的运动图像、平均落速、转速等弹道数据。对比研究得出: 涡环伞的运动稳定性良好, 可使末敏子弹保持匀速旋转降落状态, 弹体达到稳定后的落速约为 13.5 m/s, 转速约为 3 r/s, 稳态扫描角接近于弹体的静态悬挂角, 仿真计算与试验结果的一致性较好。

关键词: 末敏子弹; 降落伞; 稳态扫描; 多体动力学; 飞行试验; 飞行稳定性

中图分类号: V212

文献标志码: A

Dynamic characteristics of terminal-sensitive submunition with a vortex-ring parachute at steady-state scanning stage

ZHANG Jun¹, CAO Shouqi¹, WU Genshui²,
ZHAO Songqing², LIU Rongzhong³, GUO Rui³

(1. College of Engineering Science and Technology,
Shanghai Ocean University, Shanghai 201306, China;

2. Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Airborne Guided Weapons,
China Airborne Missile Academy, Luoyang Henan 471009, China;

3. Ministerial Key Laboratory of ZNDY,
Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: The theoretical modeling, free-falling body and visual simulation methods were adopted to research the dynamic characteristics of the terminal-sensitive submunition with a vortex-ring parachute at steady-state scanning stage. According to the first Lagrange equation, the five-body dynamical model including the body, parachute, umbrella tray, friction disc and connecting rod was established. The ballistics calculation and visualization were implemented by combining ADAMS, MATLAB and VR methods. The moving images, fall-

收稿日期: 2018-11-25

基金项目: 国家自然科学基金(11372136); 上海市科委创新行动计划(17050502000);
上海市临港管委会产学研合作项目(2017-056)

作者简介: 张俊(1983—), 男, 讲师, 博士, 主要从事飞行力学及气动加热研究。

引用格式: 张俊, 曹守启, 吴根水, 等. 涡环伞降末敏子弹的稳态扫描动力学特性[J]. 航空动力学报, 2019, 34(6): 1290-1296.
ZHANG Jun, CAO Shouqi, WU Genshui, et al. Dynamic characteristics of terminal-sensitive submunition with a vortex-ring parachute at steady-state scanning stage[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(6): 1290-1296.

ing velocity and rotational speed were obtained by launching the test submunitions on a hot air balloon. A comparative study concluded that the vortex-ring parachute had the advantage of motion stability and could keep the terminal-sensitive submunition spinning at a constant speed in the process of free falling. The falling velocity in stability was 13.5 m/s, and the rotational speed was about 3 r/s. The steady-state scanning angle was close to the static hanging angle of the body. The simulation results were in good agreement with the flight test.

Key words: terminal-sensitive submunition; parachute; steady-state scanning; multi-body dynamics; flight test; flight stability

降落伞是一种应用广泛的柔性软质气动力减速装置,其中涡环旋转降落伞(下文简称涡环伞)是一种非轴对称的旋转降落伞,在不对称的空气动力和力矩作用下,可保持旋转降落的运动状态。它具有稳定性好、开伞动载小、阻力系数大等优点。因此,被广泛地应用于兵器的弹道控制、飞机的着陆减速和控制、空降空投、航天飞行器的安全回收以及火星金星等外太空探险和着陆等领域。

典型的末敏弹是一种通过涡环伞实现稳态扫描运动的智能弹药。Wolf、Karl、Johari 等^[1-3]建立了降落伞开伞过程的动力学模型,并将其应用于计算伞衣形状随充气过程的实时变化规律,其研究结果能够较准确地反映物伞系统的运动特性。Accorsi、Stein、Tezduyar 等^[4-6]采用有限元法,Masaya 等^[7]采用边界元法,分别建立了降落伞系统的动力学理论模型,分析了影响降落伞运动稳定性的相关因素。师娇等^[8]采用离散时间传递矩阵法,建立了伞弹系统在减速稳定阶段的动力学模型,但对于其运动稳定性有待于进一步深入研究。Nicolas 等^[9]基于流固耦合(FSI)算法,对半球形伞充气过程的伞衣变形及开伞动载进行了数值模拟。Neuhaus 等^[10]详细分析了伞弹模型建模过程中伞绳模型、伞的空气动力和表观质量等具体问题,并编写了计算软件。文献[11]将降落伞、伞盘及子弹分别考虑为单个刚体,将伞绳的柔性、刚体之间的连接方式及力学约束考虑在内,建立了三体数学模型并进行了动力学仿真。文献[12-14]对非轴对称旋转伞的充气过程、气动特性及运动稳定性进行了研究,系统地分析了末敏子弹的稳态扫描动力学特性。

综上,现有研究侧重于物伞系统的多体动力学建模、降落伞的充气展开过程、开伞动载及运动稳定性等研究,而关于飞行试验和可视化仿真的研究较少。本文以一种涡环伞降末敏子弹为分析

对象,在建立五刚体动力学理论模型的基础上,综合运用 ADAMS、MATLAB /Simulink 及 VR 等软件进行了弹道计算及可视化仿真,重点分析了涡环伞降末敏子弹稳态扫描阶段的动力学特性,并与试验结果进行了对比分析。

1 多体动力学建模

末敏子弹的涡环伞被抛出后,弹体轴线与铅垂方向成一定角度,通过摩擦盘的导旋作用,带动弹体实现同步旋转降落运动。系统稳定后,复合敏感器以螺旋线形式由外向内搜索被攻击目标,这一过程即为稳态扫描运动阶段,其几何结构主要由弹体、涡环伞、伞盘、摩擦盘、伞绳、连杆等组成,如图 1 所示。

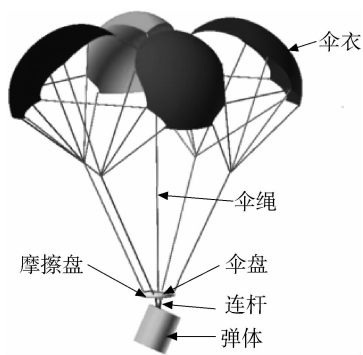


图 1 末敏子弹稳态扫描阶段的几何模型
Fig. 1 Geometric model of terminal-sensitive submunition at steady-state scanning stage

1.1 基本假设

为了便于从理论上建立伞弹系统的动力学模型,引入四条基本假设^[13-15]

1) 当涡环伞的伞衣充气至完全张开后,伞绳绷紧,伞衣幅的变形量很小,涡环伞的整体外形几乎保持不变,理论上可简化为刚体,伞绳可视为阻尼弹簧;

2) 由于四片伞衣幅之间有较大空隙,不计子弹的尾流对涡环伞的影响,不考虑摩擦盘、伞盘及连杆的空气动力;

3) 不考虑地球科氏加速度和曲率的影响,气象条件只考虑低速横风的影响;

4) 弹体与连杆、摩擦盘与连杆、摩擦盘与伞盘之间都为柱铰约束。

1.2 五刚体动力学模型

根据第一类拉格朗日方程,建立包括弹体、涡环伞、伞盘、摩擦盘、连杆在内的五刚体动力学模型

$$\frac{d(\partial T/\partial \dot{q})^T}{dt} - \left(\frac{\partial T}{\partial q}\right)^T + \left(\frac{\partial \Phi}{\partial q}\right)^T \lambda - Q = 0 \quad (1)$$

约束方程为

$$\Phi(q, \dot{q}, t) = 0 \quad (2)$$

若采用刚体 i 的质心坐标 (x_i, y_i, z_i) 和欧拉角 $(\psi_i, \theta_i, \varphi_i)$ 作为广义坐标,则

$$\begin{cases} \mathbf{r}_i = (x_i, y_i, z_i)^T \\ \mathbf{p}_i = (\psi_i, \theta_i, \varphi_i)^T \\ \mathbf{q}_i = (\mathbf{r}_i^T, \mathbf{p}_i^T)^T \end{cases} \quad (3)$$

其中 T 为系统的总动能, λ 为 Lagrange 乘子矩阵, Q 为伞弹系统受到的广义力。

$$Q_i = \frac{\delta W_b + \delta W_p + \delta W_t + \delta W_g + \delta W_s}{\delta q_i} \quad (4)$$

空气动力对末敏子弹和旋转降落伞所做的虚功分别为

$$\delta W_b = (\mathbf{F}_{bx} + \mathbf{F}_{by})\delta \mathbf{r}_b + (\mathbf{M}_{bxz} + \mathbf{M}_{bzx})\delta \boldsymbol{\varphi}_b \quad (5)$$

$$\delta W_p = (\mathbf{M}_{pxw} + \mathbf{M}_{pzw} + \mathbf{M}_{pzz} + \mathbf{M}_{pz})\delta \boldsymbol{\varphi}_p + (\mathbf{F}_{px} + \mathbf{F}_{py})\delta \mathbf{r}_p \quad (6)$$

其中 $\mathbf{F}_x$ 、 $\mathbf{F}_y$ 分别为阻力和升力, $\mathbf{M}_{xz}$ 、 $\mathbf{M}_{zx}$ 、 $\mathbf{M}_z$ 、 $\mathbf{M}_{xw}$ 分别为极阻力矩、赤道阻力矩、静力矩和空气导转力矩^[13], $\delta \mathbf{r}$ 、 $\delta \boldsymbol{\varphi}$ 分别为空气动力和力矩作用下的虚位移,下标 b 表示子弹,下标 p 表示降落伞。

伞绳拉力在其虚位移上所做的虚功为

$$\delta W_t = \sum \mathbf{F}_{ij}\delta \mathbf{l}_j \quad (7)$$

系统重力在其虚位移上所做的虚功为

$$\delta W_g = \sum_{i=1}^5 \mathbf{G}_i\delta \mathbf{y}_i \quad (8)$$

伞盘与摩擦盘之间的摩擦力所做的虚功为

$$\delta W_s = \frac{2\mu R \mathbf{F}_n \delta \boldsymbol{\varphi}_s}{3} \quad (9)$$

其中 $\mathbf{F}_{ij}$ 为伞绳拉力, $\delta \mathbf{l}_j$ 为伞绳拉力作用下的虚位移,下标 j 为伞绳根数, $\mathbf{G}_i$ 为刚体 i 的重力, $\delta \mathbf{y}_i$ 为刚体 i 在重力作用下的虚位移, $\mathbf{F}_n$ 为伞盘与摩擦盘之间的相互作用力^[13], $\delta \boldsymbol{\varphi}_s$ 、 μ 分别为伞盘与摩擦盘之间相对转角和摩擦因数, R 为摩擦盘的半径。

刚体 i 的动能为

$$T_i = \frac{1}{2} \dot{\mathbf{r}}_i^T \mathbf{m}_i \dot{\mathbf{r}}_i + \frac{1}{2} \dot{\mathbf{p}}_i^T \mathbf{B}_i^T \mathbf{I}_i \mathbf{B}_i \dot{\mathbf{p}}_i \quad (10)$$

其中 $\mathbf{m}_i$ 为刚体 i 的质量矩阵, $\mathbf{I}_i$ 为刚体 i 的转动惯量矩阵, $\mathbf{B}_i$ 为欧拉角的单位向量在刚体 i 固连坐标系中的方向余弦矩阵。

2 高空自由落体试验

2.1 试验方案

图 2 为试验研究方案及结果分析流程图。热气球距地面的垂直距离为 H ,在地面上布置模拟装甲目标,用于考核试验样弹上的探测系统对地面金属目标的识别效果。高速摄像机距热气球在地面投影点的距离为 a ,视场角 β 内的垂直距离为 h ,用于测量试验样弹达到稳定后的下落速度。红外热像仪距热气球在地面投影点的距离为 b ,用于跟踪捕获动态红外图像序列。弹体内部装有姿态参数的存储测量仪,测试三路加速度分量和三路地磁分量,试验结束后,回收封装测量仪的黑匣子,利用 MATLAB 调用并分析试验数据,即可得到试验样弹的转速变化规律。

2.2 试验结果分析

图 3(a)为试验样弹;图 3(b)为落地姿态;图 3(c)为可见光图像;图 3(d)为红外图像。由系统达到稳定后的测试数据可知:弹体在涡环伞的带动下很快达到稳定降落状态,稳定后的平均落速约为 13.5 m/s,转速约为 3 r/s;在可见光图像中,能够较清楚分辨目标的几何特征,伞绳保持拉直状态,涡环伞始终处于完全充气张开状态,未发生子弹翻滚、伞绳缠绕等情况;红外图像的立体感差、分辨率低,目标淹没于复杂云层背景和干扰噪声之中,属于典型的红外弱小目标^[16];试验样弹落地后,伞衣幅均匀平铺于地面,子弹位于伞衣的中心。对比分析运动图像、落地姿态及测试数据可知,涡环伞作为一种减速导旋装置,能为末敏子弹提供维持稳定的落速和转速,从而为其稳态扫描和识别预定目标提供了必要条件。

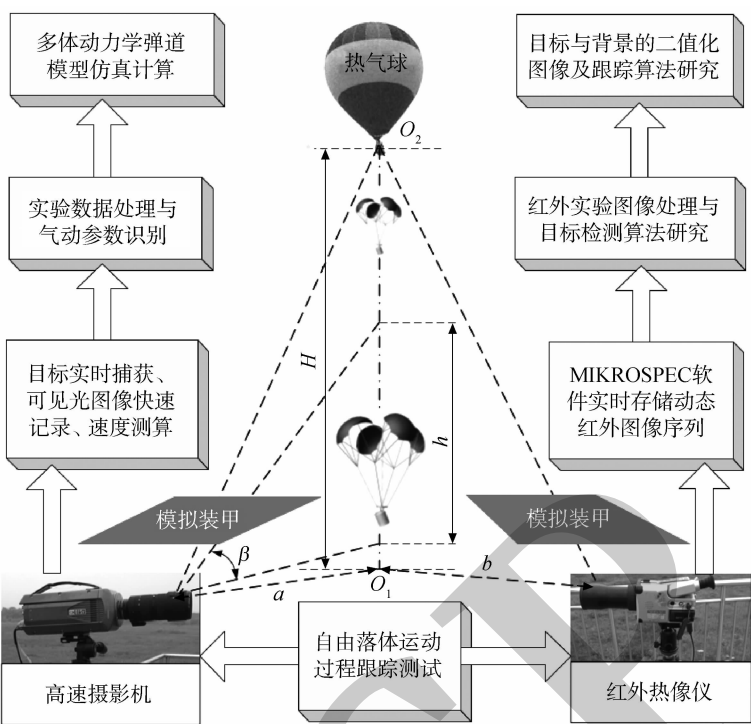


图 2 试验方案及结果分析流程图

Fig. 2 Test scheme and results analysis process

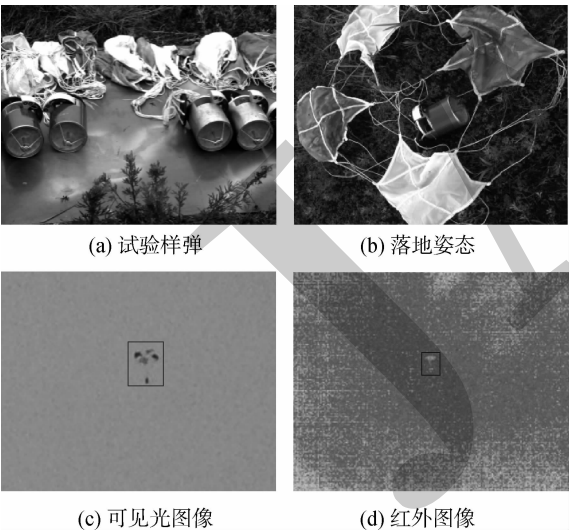


图 3 试验图像

Fig. 3 Test images

3 仿真与试验结果的对比分析

主要仿真数据如下:弹体质量为 10.8 kg,直径为 146.5 mm,长度为 225 mm,静态悬挂角为 26.5°;伞盘质量为 0.35 kg;摩擦盘质量为 0.25 kg,直径为 145 mm;伞盘与摩擦盘之间的摩擦因数为 0.3;伞衣质量为 0.12 kg,伞衣的最大横截面直径为 1400 mm;伞绳长度为 1680 mm;开伞高度为 292 m;初始抛射速度为 125 m/s;初始转速

为 10 r/s;伞绳的弹性系数为 4.75×10^5 N/m;伞衣的阻力系数为 1.08,升力系数导数为 0.03,导转矩系数为 0.85。

图 4 为子弹在两个方向上的侧向位移和下落高度。图 5 为子弹扫描角的变化规律。图 6 为子弹落速的仿真与试验结果。图 7 为子弹自转角速度的仿真与试验结果。

对比分析得出:末敏子弹抛射后在 x 方向上的偏移约为 45 m,在 z 方向上的偏移约为 10 m,另外,侧偏位移主要产生于抛射初期,达到稳定

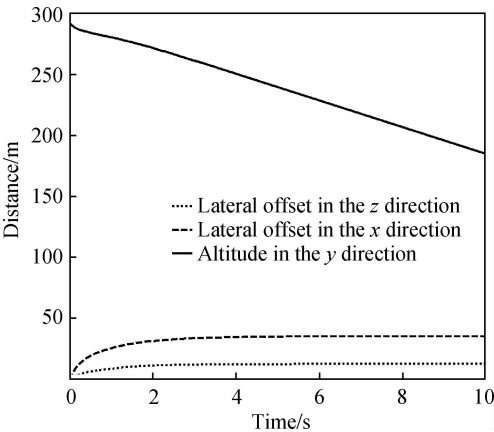


图 4 弹体的侧向偏移和下落高度

Fig. 4 Lateral displacement and falling height of submunition

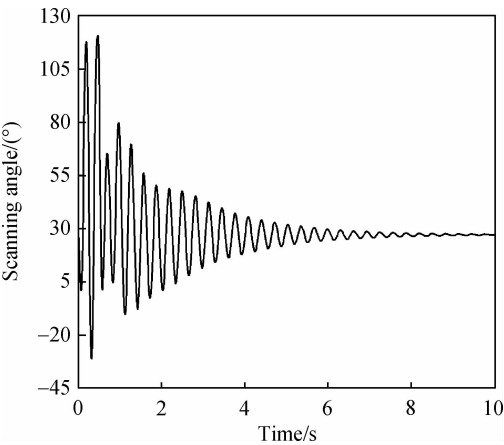


图 5 弹体扫描角的变化规律

Fig. 5 Change rules of submunition scanning angle

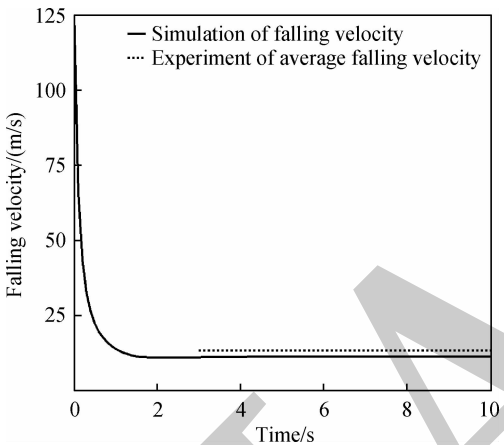


图 6 弹体落速的变化规律

Fig. 6 Change rules of submunition falling velocity

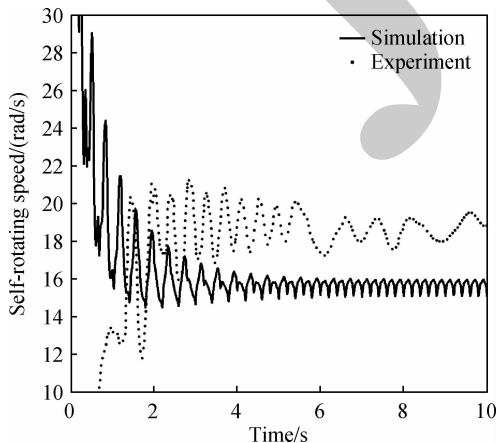


图 7 弹体自转角速度的变化规律

Fig. 7 Change rules of submunition angular velocity

伞弹系统的落速迅速减小并逐渐趋于稳定,达到稳定后的落速约为 12 m/s。在抛射初期,转速的波动幅度较大,伞弹系统达到稳定后,转速基本稳定在约 2.5 r/s;转速达到稳定的用时稍长,这是由于自转角速度主要与伞弹系统的导转力矩和极阻尼力矩有关,而两者又和落速密切相关,因此,只有在落速达到稳定后,转速才会逐渐达到稳定状态;另外,由于转速与伞盘、摩擦盘、连杆、弹体、伞衣的相互运动状态有关,受各部分相互配合的导转力矩影响较大,所以弹体稳定后,转速始终处于波动状态。

对比分析理论计算和平均落速、转速的试验结果发现:两者的趋势相近,但存在一定误差,尤其是转速的误差约为 17%。导致误差的因素主要有:风速等环境因素、试验样弹的加工制造误差、动力学模型的简化等;另外,在五刚体动力学理论模型中没有考虑不断变化的气动载荷;降落伞作为一种柔性材料,在运动过程中,存在一定变形量;再加上伞盘与连杆、伞盘与摩擦盘之间存在相对转动而产生的约束反力也有一定影响。

4 运动过程的可视化仿真

基于 ADAMS、MATALB/Simulink 与 VR 相结合的方法,实现伞弹系统运动过程的可视化仿真,图 8 为仿真流程图。具体步骤如下:

1) 将伞弹系统的几何模型导入 ADAMS 软件,设置模型的已知参数和初始条件,主要包括材料属性、质量、转动惯量、初始位置、速度、转速及气动数据等;

2) 设置动力学仿真模型的载荷和约束条件,载荷采用三分量形式,弹体与连杆、摩擦盘与连杆、摩擦盘与伞盘之间均设置为柱铰约束;

3) 计算弹道诸元随飞行时间的变化,仿真数据同步导入 MATLAB/Simulink,并结合 VR 即可实现可视化图像序列的输出^[17]。仿真系统主要包括:结构模型、动力学模型、光场景、环境背景及 MATLAB 与 VR 接口等模块。

图 9 为不同时刻下的可视化仿真图像序列,图 9(a)~图 9(d)分别为 $t=0.05, 0.5, 5, 10$ s。

图 10 为伞弹系统初始状态和达到稳定后的扫描轨迹线。其中图 10(a)为 $t=0\sim 5$ s,图 10(b)为 $t=5\sim 10$ s。由图 5 的子弹扫描角计算结果可知:在抛射初期,扫描角存在大幅摆动情况,这是由于在抛射初期,弹体摆动较为剧烈,而当末敏子弹的转速和落速基本稳定后,仍需抵消伞弹系统

后,基本保持不变,在 y 方向上的下落高度随时间基本呈线性衰减规律,经过 10 s 后,伞弹系统的下降高度约为 110 m;随着降落伞瞬间充气张开,

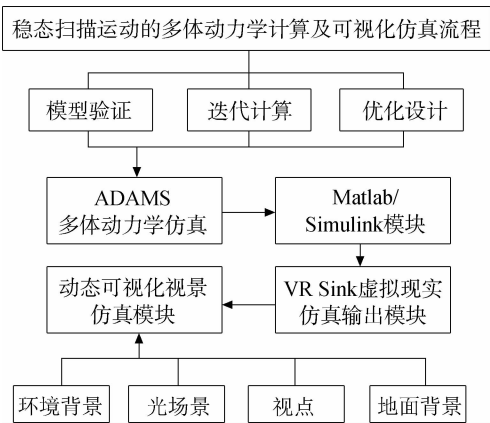


图 8 动态可视化仿真流程图

Fig. 8 Dynamic visual simulation process

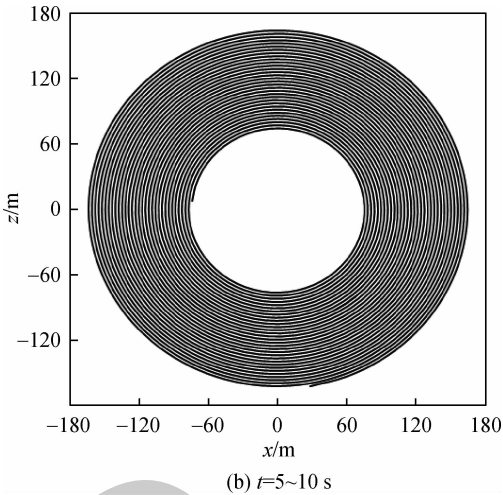


图 10 不同时段下的扫描轨迹线

Fig. 10 Scanning trajectories during different times

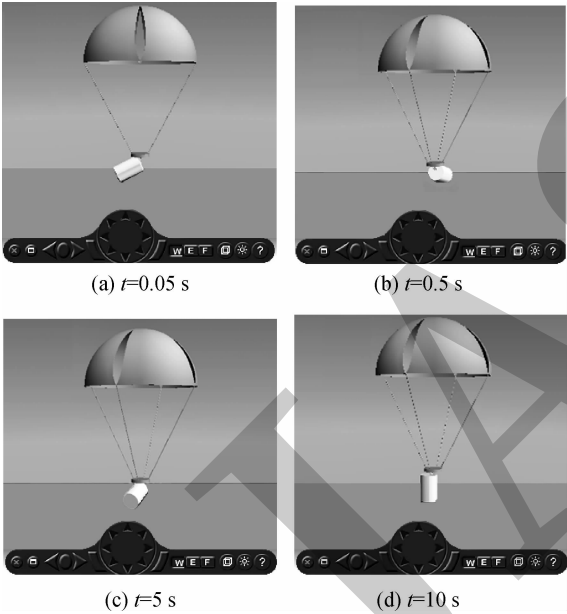


图 9 可视化仿真图像序列

Fig. 9 Visual simulation images

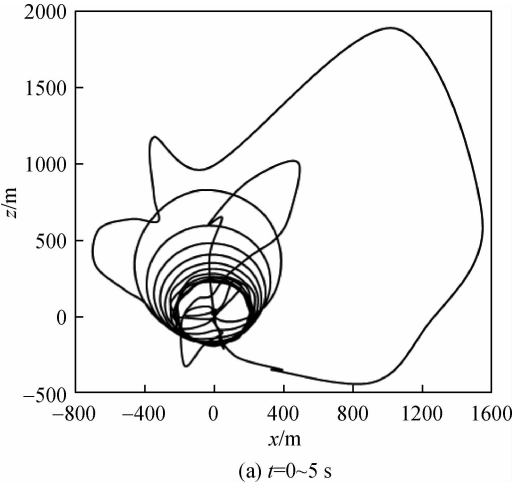
的各部分横向摆动所产生的惯性力^[18], 因此扫描角达到稳定的用时相对较长, 约 6 s 后逐渐接近于弹体的静态悬挂角 26.5° 。由子弹的落速、转速、扫描角及扫描轨迹的计算结果可以看出: 在抛射初期, 子弹未达到稳定状态的扫描轨迹线无规律性, 弹道散布范围大, 如图 10(a) 所示; 伞弹系统达到稳定旋转下落状态所需的时间相对较短, 稳定后的下落速度、转速、扫描角变化幅度相对较小, 其稳态扫描轨迹为间距一定的 Archimedes 螺旋线, 如图 10(b) 所示。

5 结 论

1) 涡环伞作为一种减速导旋装置, 在带动末敏子弹同步旋转降落的过程中, 沿轴线方向上的偏转量较少, 运动稳定性良好, 能为末敏子弹提供维持稳定的落速和转速, 从而为其稳态扫描和探测识别预定目标提供了必要条件。

2) 末敏子弹的转速与伞盘、摩擦盘、连杆、弹体、伞衣的运动状态相互耦合关联, 受各部分相互配合的导转力矩影响, 转速处于波动状态。落速达到稳定所需的时间最短, 扫描角达到稳定所需的时间最长。试验样弹的落速和转速数据与仿真结果吻合较好, 验证了五刚体动力学模型能较为真实地反映末敏子弹稳态扫描阶段的运动特性。

3) 基于 ADAMS、Simulink 与 VR 相结合的可视化仿真方法能够实现末敏子弹复杂运动过程的交互控制, 且满足实时性、直观性及可控性要求。本文的研究成果对于伞降末敏子弹的多体动力学建模、运动稳定性及可视化仿真等研究均具有极强的指导意义和参考价值。



参考文献：

[1] WOLF D F. A simplified dynamic model of parachute inflation[J]. *Journal of Aircraft*, 1974, 11(1): 28-33.

[2] KARL F D, HARTMUT S. 9 DOF simulation of rotating parachute systems[J]. *Journal of Aircraft*, 1992, 29(5): 774-781.

[3] JOHARI H. Aerodynamics of parachute opening[R]. Worcester, US: Mechanical Engineering Department, Worcester Polytechnic Institute, 2002.

[4] ACCORSI M, LEONARD J, BENNEY R. Structural modeling of parachute dynamics[J]. *AIAA Journal*, 2012, 38(1): 139-146.

[5] STEIN K, BENNEY, R, KALRO V, et al. Parachute fluid-structure interactions: 3D computation [J]. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 2000, 190(3/4): 373-386.

[6] TEZDUYAR T E. Finite element methods for flow problems with moving boundaries and interfaces[J]. *Archives of Computational Methods in Engineering*, 2001, 8(2): 83-130.

[7] MASAYA M, TAKUYA I, ATSUSHI H, et al. Computational analysis of parachute motions using the immersed boundary method[R]. AIAA-2008-311, 2008.

[8] 师娇, 唐胜景, 高峰, 等. 基于离散时间传递矩阵法的伞弹系统动力学模型[J]. *宇航学报*, 2012, 33(1): 13-18.

SHI Jiao, TANG Shengjing, GAO Feng, et al. Dynamics model for parachute-submissile system based on discrete time transfer matrix method[J]. *Journal of Astronautics*, 2012, 33(1): 13-18. (in Chinese)

[9] NICOLAS A, BENJAMIN T. Euler-Lagrange coupling for porous parachute canopy analysis[J]. *The International Journal of Multiphysics*, 2007, 1(1): 53-68.

[10] NEUHAUS J R, KENNEY P S. A generic multibody parachute simulation model[R]. AIAA-2006-6622, 2006.

[11] 舒敬荣, 王宝贵, 韩子鹏, 等. 伞-弹系统三体运动分析[J]. *航空学报*, 2001, 22(6): 481-485.

SHU Jingrong, WANG Baogui, HAN Zipeng, et al. Analysis on three body motion of parachute-projectile systems [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2001, 22(6): 481-485. (in Chinese)

[12] 朱勇, 刘莉. 基于拉格朗日力学的伞-弹系统动力学模型[J]. *航空学报*, 2009, 30(7): 1208-1213.

ZHU Yong, LIU Li. Dynamic model of parachute-projectile systems based on Lagrange mechanics[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2009, 30(7): 1208-1213. (in Chinese)

[13] 马晓东. 伞降末敏子弹动力学特性研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2016.

MA Xiaodong. The study on dynamic characteristics of terminal sensitive submunition with parachute[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2016. (in Chinese)

[14] 杨永亮, 刘荣忠, 郭锐, 等. 旋转自稳定末敏子弹运动特性分析[J]. *国防科技大学学报*, 2018, 40(1): 145-150.

YANG Yongliang, LIU Rongzhong, GUO Rui, et al. Motion characteristic analysis of rotary self-stabilizing terminal sensitive submunition[J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2018, 40(1): 145-150. (in Chinese)

[15] 刘巍, 唐乾刚, 寇保华, 等. 降落伞—旋转弹系统落速及转速数值模拟[J]. *兵工学报*, 2007, 28(11): 1302-1305.

LIU Wei, TANG Qiangang, KOU Baohua, et al. Numerical simulation of velocity and spin speed of parachute-spinning projectile system[J]. *Acta Armamentarii*, 2007, 28(11): 1302-1305. (in Chinese)

[16] 张俊, 刘荣忠, 郭锐, 等. 末敏弹稳态扫描段红外特性的实验研究[J]. *红外与激光工程*, 2013, 42(11): 2876-2881.

ZHANG Jun, LIU Rongzhong, GUO Rui, et al. Experimental study on infrared characteristics of terminal-sensitive projectile at steady-state scanning stage[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2013, 42(11): 2876-2881. (in Chinese)

[17] 邱荷. 末敏弹全弹道运动仿真及虚拟现实技术研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2013.

QIU He. Study on motion simulation and VR technology of terminal sensitive projectile on the whole trajectory[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2013. (in Chinese)

[18] 张俊, 曹俊, 陈敏. 基于 Adams 的伞弹系统降落过程动力学仿真[J]. *电子机械工程*, 2015, 31(1): 57-60.

ZHANG Jun, CAO Jun, CHEN Min. Dynamics simulation of bomb-parachute system during falling process based on Adams[J]. *Electro-Mechanical Engineering*, 2015, 31(1): 57-60. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)