

Structure Design and Dynamic Simulation of a New Type of Intelligent Ammunition

Enxiang Du Pengfei Du

Army Academy of Armored Forces, Beijing, 100072, China

Abstract

In order to achieve precise targets, a variety of intelligent ammunition has emerged one after another. Among them, the terminal sensitive projectiles for ground armored weapons show excellent performance, but the initial terminal sensitive projectiles are decelerated and rotated by parachutes, and the area of parachutes is large, the influence of airflow on them is too obvious, so their adaptability to the environment is obviously insufficient. Therefore, the design of a wing to reduce the rotation and deceleration of submunition can greatly improve these problems. This paper will focus on the design of the wing, draw several reasonable design models with three-dimensional design software, compare and analyze these models, select the most feasible scheme for aerodynamic simulation, and then make an optimization design based on the simulation data for parameter comparison. In order to pave the way for the subsequent simulation calculation of other schemes, the entity is made and tested according to the design scheme, making it an intelligent ammunition weapon system with excellent performance and practical significance.

Keywords

intelligent ammunition; samara; design; simulation

一种新型智能弹药的结构设计与动力学仿真

杜恩祥 杜鹏飞

陆军装甲兵学院, 中国·北京 100072

摘要

为实现精确化打击目标, 陆续地出现了各种各样的智能弹药。这之中针对于地面装甲武器的末敏弹则表现出了优异的性能, 但是起初的末敏弹都是通过降落伞来实现减速减旋, 而降落伞的面积较大, 气流对其影响太明显, 所以其对环境的适应能力明显不足。因此设计出一个翼片来实现子弹药的减速减旋, 能从很大程度上改善相关问题。本文会对翼片的设计着重介绍, 用三维设计软件画出几种合理的设计模型, 对这几种模型进行对比分析, 选出最可行的一种方案对其进行气动仿真, 再根据仿真得出的数据做一个优化设计来进行参数对比。为后续进行其他方案的仿真计算做铺垫, 根据设计方案制作出实体进行实验, 使其成为一个具有优异性能且具有实战意义的智能弹药武器系统。

关键词

智能弹药; 翼果; 设计; 仿真

1 引言

传统的弹药以其制造简单, 价格低廉, 使用方便, 火力迅猛等特点在战争史上发挥了巨大作用, 但随着科技的进步, 其缺点也暴露无疑: 弹药被发射后无法再干预和修正弹药的状态和行为, 弹药自身也没有驾驭和修正自己状态和行为的能力。在现实作战情况下, 为达到击毁敌方坦克或破坏敌方的据点工事等重要目标的目的, 往往需要消耗大量的弹药, 这不仅给弹药的供给造成负担, 也给自身带来威胁。导弹发明以后, 前边所说的状况得以改变, 其具有的高精度和高性能可以改变作战双方的作战方式, 也对战斗双方的胜负起到

一定的决定性作用。

根据实际的作战表现, 导弹所存在的若干不足, 仍不能满足作战所需。从自身来讲, 导弹武器系统的组成高度复杂, 研究制造成本高, 后期维护难度大; 从使用者来说, 由于其技术水平要求高, 无论是指挥操作还是维修等人员, 对他们的知识和能力要求都比较高。导弹武器也不适用于所有战争场合, 因为它无法形成迅猛而密集的火力, 不能有效地毁伤和压制面目标和群目标。因此出现了集传统弹药和导弹的特点于一身的智能弹药^[1], 这是各国发展的全新武器装备技术领域。

智能弹药可以在现有武器平台上进行研发, 不仅可以缩

短研制周期,还能大量减少研制经费。智能弹药可进行多元化发展,采用多种技术在多种平台上,发展性能和用途各异、优势互补的药型,这样能够满足战时各种所需,给指挥员提供多重选择和更多的保障。随着科技的发展,在人工智能技术支持下,还可实现各子弹药之间的协同作战。

2 设计构思

末敏弹是早期智能弹药的代表,其多次在战场上有效的攻击了装甲部队。结构上它是在尾翼上加装一个降落伞来达到减速减旋作用^[4],但降落伞面积比较大,受气流的影响太大,所以将降落伞改成翼片,设计出一个合理而实用的翼片,从而减小气流对子弹的影响,使其保持稳定的飞行状态。翼果型叶片作为本次研究的重点,我们把它的设计构想放在最先前,使其设计能相对成熟。根据前面的国际末敏弹的研究现状,有许多方面的设计因其合理性都大致相似,所以我们的设计方案也会沿用这些设计。

根据作战需求,我们设定一些弹药的技术特性以及性能所需设备组件。这里所设定弹药的运动是在一个或多个空气部署下的旋转运动^[2],以用于进行潜在的目标区域内的搜索。子弹药在后期的运动结果是,使子弹药下端朝内螺旋下降,因为每个光传感器的视场是对底层目标区域进行扫描的。在子弹药下降的过程中,其在底端的传感器以螺旋扫描模式在给定目标区域内对期望目标进行搜索。前面提到的控制子弹药的速度,方向和稳定功能是使子弹药成功运作的关键。实现速度控制,子弹药从空中运载平台或火炮发射后通常打开减速器^[1]来实现减速减旋的作用。减速器提供至少两个功能,一个主要功能是在一个终端速度下降期间重新定位子弹药到接近垂直方向,另一个主要功能是使其保持平稳的理想旋转速度。

3 理论设计

弹-翼系统是多体系统。动力学方程决定了数值解的简便与否,因此在对多刚体进行建模时,常常需要考虑数值算法。就目前来说,对多刚体模型进行建模的方法有拉格朗日法、牛顿-欧拉法、凯恩法等。利用这些方法而建立的动力学方程大致可分为两大类:

第一类是状态空间形式的方程,即

$$\dot{q}_I = q_{II}$$

$$M(t, q_I) \dot{q}_{II} = RHS(t, q_I, q_{II})$$

公式 1

第二类是含有约束方程的描述型方程,即

$$\dot{q}_I = q_{II}$$

$$M(t, q_I) \dot{q}_{II} - A^T(t, q_I) \lambda - RHS(t, q_I, q_{II}) = 0$$

$$\Phi(t, q_I) = 0$$

公式 2

在公式 1 和公式 2 中, q_I 是系统的广义位置, q_{II} 是系统的广义速度; \dot{q}_I 是广义坐标的一阶导数, \dot{q}_{II} 是广义坐标的二阶导数; M 是系统的广义质量矩阵, RHS 是系统的广义力矩阵, M 和 RHS 都是广义坐标和时间的非线性函数; A 是雅克比约束矩阵, 拉格朗日乘子 λ 是系统广义约束力, Φ 代表系统的几何约束和运动约束关系。

减速减旋翼片系统具有很复杂的力学特性,是典型的流体与固体耦合、强非线性的时变系统,在对其进行建模时会涉及到空气动力学(最主要)、固体力学、系统动力学和结构力学等。在减速减旋翼片研究中,计算流体力学与结构动力学紧耦合的工作过程的建模与仿真问题是最具有挑战性的,也是研究热点。目前减速减旋翼片流固耦合问题^[5]的研究难点有:需要建立能精确模拟相对应翼片的结构动力学模型,另一个是需要寻求稳定、可靠以及高速的翼片气动力仿真计算方法。

3.1 外弹道设计

弹道的设计首先要满足与平台的适配性,以及射程、稳定性和密集度等相关要求。此外,外弹道设计的重点是确定母弹开舱点的弹道参数,子弹药展翼点的弹道参数和稳态扫描段的弹道参数。根据外弹道理论,从发射到母弹开舱点段弹道由初速 V_0 、射角 θ_0 、弹道系数 C 确定,即

$$X = X(V_0, \theta_0, C, t)$$

$$Y = Y(V_0, \theta_0, C, t)$$

$$\theta = \theta(V_0, \theta_0, C, t)$$

$$V = V(V_0, \theta_0, C, t)$$

公式 3

在母弹开舱点, 由公式 3 得

$$X_k = X(V_0, \theta_0, C, t_k)$$

$$Y_k = Y(V_0, \theta_0, C, t_k)$$

$$\theta_k = \theta(V_0, \theta_0, C, t_k)$$

$$V_k = V(V_0, \theta_0, C, t_k)$$

公式 4

公式 4 中 t_k 是母弹的时间引信最初设定的开舱时间。母弹的开舱点也即是子弹药的弹药原点, 在此段有

$$x = x(v_p, \mathcal{G}_k, c_z, \tau)$$

$$y = y(v_p, \mathcal{G}_k, c_z, \tau)$$

$$\mathcal{G} = \mathcal{G}(v_p, \mathcal{G}_k, c_z, \tau)$$

$$v = v(v_p, \mathcal{G}_k, c_z, \tau)$$

公式 5

公式 5 中 v_p 是子弹药从母弹中抛出时的绝对速度, \mathcal{G}_k 是子弹药从母弹抛出时的弹道倾角, c_z 是子弹药的弹道系数, τ 是子弹药从抛射点的起算时间。在子弹药的展翼点有

$$x_z = x(v_p, \mathcal{G}_k, c_z, \tau_z)$$

$$y_z = y(v_p, \mathcal{G}_k, c_z, \tau_z)$$

$$\mathcal{G}_z = \mathcal{G}(v_p, \mathcal{G}_k, c_z, \tau_z)$$

$$v_z = v(v_p, \mathcal{G}_k, c_z, \tau_z)$$

公式 6

由公式 5 和公式 6 可得母弹开舱点和子弹药展翼点应满足的条件为

$$X(V_0, \theta_0, C, t_k) + x(v_p, \mathcal{G}_k, c_z, \tau_z) = L$$

$$Y(V_0, \theta_0, C, t_k) + y(v_p, \mathcal{G}_k, c_z, \tau_z) \geq H$$

$$V(V_0, \theta_0, C, t_k) \leq V_1$$

$$v(v_p, \mathcal{G}_k, c_z, \tau_z) \leq V_2$$

公式 7

公式 7 中, L 是目标距离, H 是规定的翼片展开的高度, V_1 是子弹药被母弹抛出时的速度, V_2 是子弹药展翼时的速度。对于确定的 V_0 、 θ_0 、 C 、 v_p 、 c_z , 由母弹开舱点方程和子弹药展翼点方程可求解弹道参数。

子弹药进入稳态扫描阶段后, 他是竖直下落的由弹头部位装载的与弹轴方向成 30° 角的红外 / 毫米波传感器对目标进行探测和定位, 一旦锁定目标, 则由尾翼来改变子弹药的运动方向, 对目标实施攻击。

3.2 减旋作用的设计

母弹一般是炮射, 其在空中是高速旋转并且稳定的, 当抛出子弹药时, 子弹药也具有高转速, 所以子弹药要有减旋装置。一般来说子弹药的减旋装置为尾部装载的减旋翼片。在尾部安装 2 至 4 片减旋翼片, 弹药装配完成后, 翼片折叠合拢在弹体上, 子弹药被抛射后, 翼片会因弹体的高速旋转的离心力而张开并被拉直。以四翼片为例, 在此种情况下, 子弹药的减旋主要由该翼片产生, 此时弹体的阻力作用太小, 可忽略不计。已知, 翼片上距弹轴 r 处 dS 微元上的法向力是

$$f_N = \frac{1}{2} \rho v^2 c_N dS$$

公式 8

公式 8 中 c_N 代表平板的法向力系数, 是攻角的函数, 当攻角比较小的时候, 我们用法向量系数对攻角的导数 c'_N 来表示这里的法向量系数, 即

$$c_N = \dot{c}_N \delta$$

子弹药以转速 ω 旋转时, dS 有了附加攻角为

$$\delta = \arctan(\omega r / v) \approx \omega r / v$$

于是有

$$f_N = \frac{1}{2} \rho v \dot{c}_N \omega r dS$$

公式 9

因为弹翼和弹体间会有气流干扰, 弹翼的翼片间会有气流干扰, 所以平板翼的法向量系数和弹翼上的法向量系数不尽相同, 同时, 因为高速旋转时的附加攻角会偏大, 所以应该对 \dot{c}_N 进行修正。由上式能得到子弹药的旋转阻尼力矩为

$$M = \int_{r_0}^{r_0+a} \int_0^b \frac{n}{2} \rho v \dot{c}_N \omega r^2 dS$$

公式 10

公式 10 中 r_0 是子弹药弹体半径, a 是翼片展长, b 是翼片弦长, n 是翼片个数。令

$$dS = drdb$$

则

$$M = \frac{n}{2} \rho v \dot{c}_N b \omega \int_{r_0}^{r_0+a} r^2 dr = \frac{n}{6} \rho v \dot{c}_N a b \omega (3r_0^2 + 3ar_0 + a^2)$$

公式 11

子弹药的转动方程则为

$$J_d \frac{d\omega}{dt} = -\frac{n}{6} \rho v \dot{c}_N a b (3r_0^2 + 3ar_0 + a^2) \omega$$

公式 12

求解得

$$\omega = \omega_0 \exp \left[-\frac{n}{6J_d} \rho v \dot{c}_N a b (3r_0^2 + 3ar_0 + a^2) (s - s_0) \right]$$

公式 13

公式 13 中 ω_0 是子弹药被抛射时的初始转速, $s - s_0$ 是子弹药被抛射后的运动路程, J_d 是子弹药的极转动惯量。要使子弹药在 $s - s_0$ 的路程上减旋至转速为 ω_k , 则在设计减旋翼片时应该满足

$$ab(3r_0^2 + 3ar_0 + a^2) = \frac{6J_d \ln \frac{\omega_0}{\omega_k}}{n \rho v \dot{c}_N (s_k - s_0)}$$

公式 14

4 建立模型

使用 Solidworks 软件进行翼果型叶片的三维结构设计, 该设计中侧面的副翼一可以控制偏航, 顶端两个副翼二向同一个方向打可以控制俯仰, 向不同的方向打可以控制滚转^[6]。通过这三个副翼的组合控制, 可以达到对子弹药的精确制导。

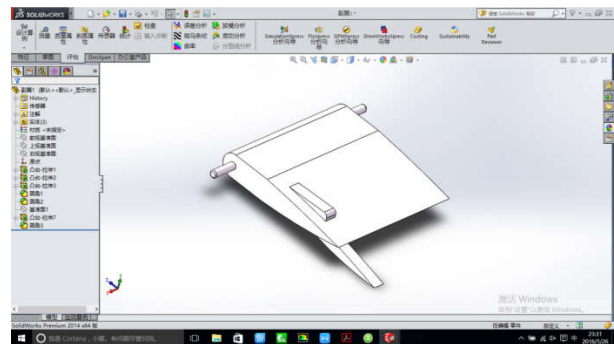


图 1 副翼一结构图

上图是副翼一的结构设计, 上面的凸起部分有减缓气流冲击的作用。

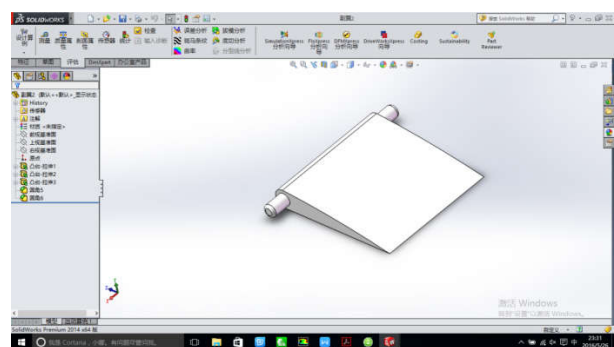


图 2 副翼二结构图

上图是副翼二的结构设计, 在每个主翼片的顶端加装两个。

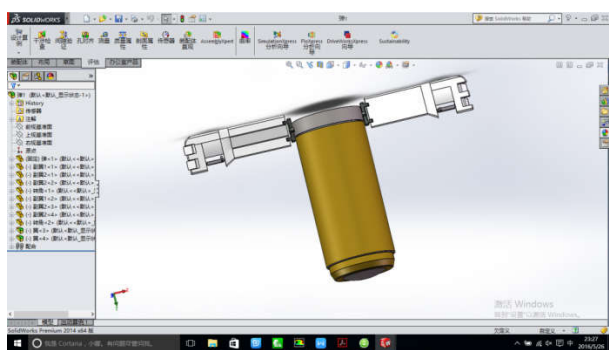


图3 效果图

上图是带副翼的翼果型叶片加装在子弹药上的整体效果图,该结构可以实现子弹药的精细化控制。

5 气动仿真

仿真使用软件 ANSYS 前处理模块 Fluent, 其作用是给用户提供了一个强大的实体建模及网格划分工具,使其可以方便地构造有限元模型。子弹药进入稳态飞行后以 6r/s 的转速旋转,将翼片的重量简化到最边上^[8],重量为 m ,而翼片的长度已知,设翼片与竖直方向的夹角为 θ ,则由平衡条件^[9]可计算出该角度。

5.1 网格划分

将上述构建的子弹药三维仿真模型进行网格划分。图4为子弹药计算与整体网格结构划分,图5为子弹药表面附近区域网格划分。

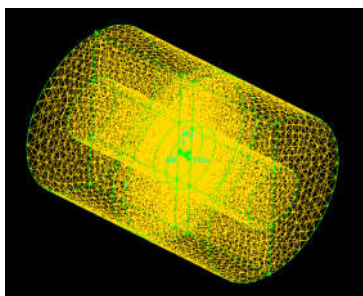


图4 子弹药计算与整体网格结构划分

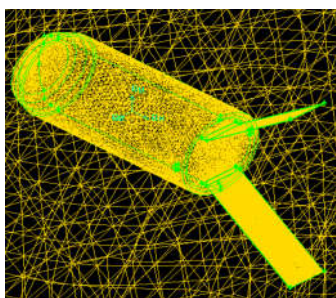


图5 为子弹药表面附近区域网格划分

5.2 仿真结果与数据提取^[10]

本论文计算的是马赫数 M 为 0.02、0.04、0.06、0.08,单位为 (Ma); 攻角 α 为 0、2、4、6,单位为 ($^\circ$),共计算了 16 种状态。其中图 6 给出了子弹药的阻力系数攻角曲线图 ($C_x \alpha$),图 7 给出了子弹药的升力系数攻角 ($C_y \alpha$) 曲线图,图 8 给出了子弹药的偏航力矩系数攻角 (α)。图 9、图 10 分别为子弹药在马赫数为 0.06、攻角为 0° 时的压力与速度云图。

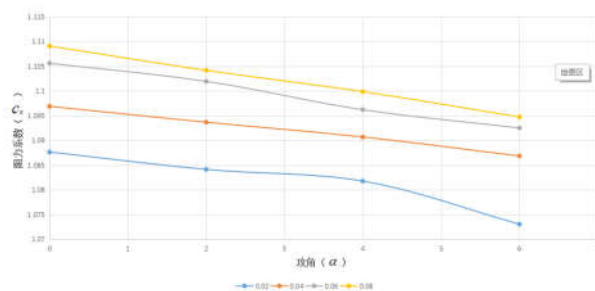


图6 阻力系数

由图 6 可知:

- (1) 相同马赫数下,随攻角增大,其阻力系数随之减小;
- (2) 在相同攻角下,随马赫数的增大,其阻力系数随之

增大。

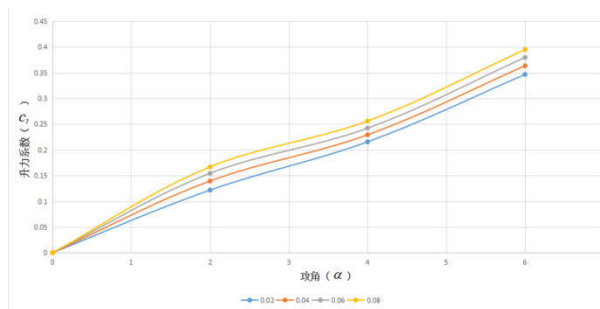


图7 升力系数

由图 7 可知:

- (1) 相同马赫数下,其升力系数呈线性增长;
- (2) 在相同攻角下,随马赫数的增大,其阻力系数随之

增大。

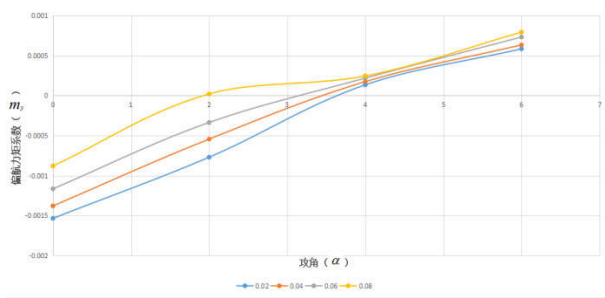


图8 偏航力矩系数

由图8可知:

- (1) 相同马赫数下, 其偏航力矩系数随着攻角的增大而增长;
- (2) 在相同攻角下, 随马赫数的增大, 其偏航力矩系数随之增大。

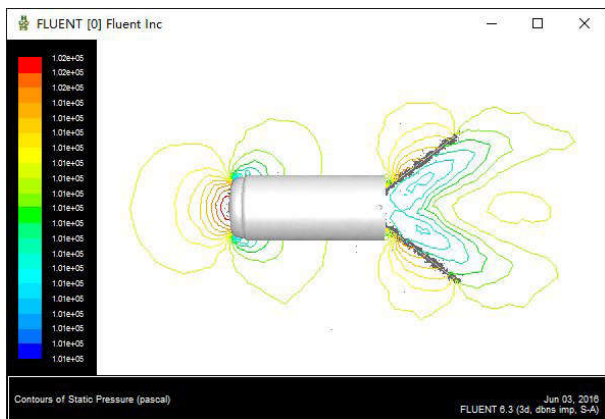


图9 马赫数为0.06、攻角为0°时的压力云图

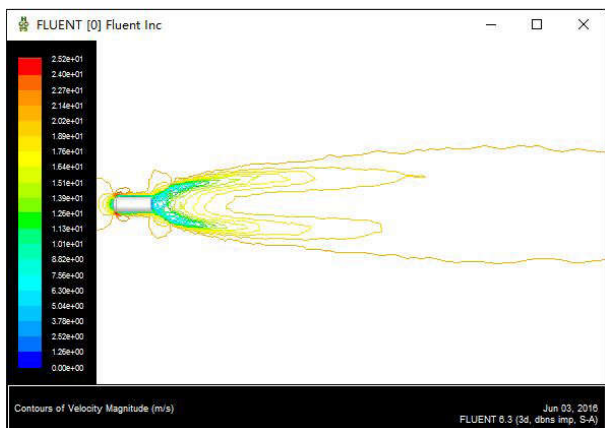


图10 马赫数为0.06、攻角为0°时的速度云图

6 结语

综上所述, 翼果型叶片的子弹药能够很好的抗击气流对

其影响以保证其飞行状态的保持, 也因此能适应复杂的战场环境, 而且翼片的结构还有很大的改进空间来提升子弹药的性能, 所以很有发展前景, 也是弹药发展的一种趋势。

带有翼果型叶片的智能子弹药能实现在炸药技术提升基础上的微小型化, 给叶片加装副翼后的精确化等, 这些相关技术的实现都会使子弹药的性能进一步提升。控制系统的微型化也能减小子弹药的尺寸, 但其更大的作用在于给翼片加装小型副翼, 使弹药能够从多个自由度得到控制, 从而能够让子弹药有更精确的打击精度, 而且能使子弹药承担探测、侦察、定位等多方面的任务。在实现小型化的基础上还可以对其进行组网。在未来网络技术的支持下, 多种功能的子弹药通过组网实现联合作战, 并能与其他智能弹药协同作战, 这样会使每一个子弹药发挥最大效能, 也让整个武器系统对目标的毁伤效果最大化。

参考文献

- [1] 杨绍卿. 灵巧弹药工程 [M]. 第一版第一次印刷. 国防工业出版社, 2010.
- [2] SAMARA WING[P]. United States. 专利申请公布说明书. US20100324754A1. 2010.12.23.
- [3] METHODS AND APPARATUS FOR ACTIVE DEPLOYMENT OF A SAMARA WING[P]. United States. 专利申请公布说明书. US20070017407A1. 2007.1.25.
- [4] 朱建峰. 世界典型末敏弹大观 [J]. 兵器知识, 2011, (07): 33-36.
- [5] 胡志鹏. 双翼末敏弹稳态扫描技术研究 [D]. 南京理工大学, 2013.
- [6] 王辉. 声红外复合末敏弹的声探测技术研究 [D]. 南京理工大学, 2007.
- [7] 罗鹏. 双色红外敏感器室内半实物仿真系统关键技术研究 [D]. 西安电子科技大学, 2006.
- [8] 唐乾刚. 末修子弹若干关键动力学问题研究 [D]. 国防科学技术大学, 2007.
- [9] 黄风华. 末敏弹减速导旋过程动力学特性分析 [D]. 南京理工大学, 2011.
- [10] 许小庄. 基于 ANSYS 的梁结构静态与动态分析 [D]. 东北大学, 2011.