

# 基于 ACIS 的滚转导弹外弹道飞行仿真\*

任海<sup>1</sup>,周春桂<sup>1</sup>,王志军<sup>1</sup>,刘炜<sup>1,2</sup>

(1 中北大学机电工程学院,太原 030051;2 国营732厂,山东淄博 255100)

**摘要:**为研究导弹外弹道飞行姿态,提出一种直观的动画模拟仿真方法。以滚转导弹为例,通过解算导弹外弹道方程组并运用 ACIS 造型平台对滚转导弹和目标坦克进行三维建模,建立滚转导弹外弹道飞行仿真系统,模拟导弹飞行并击中坦克的过程,最终获得导弹飞行时外弹道数据。结果表明通过计算机仿真技术来辅助现代外弹道研究的方法是可行的。

**关键词:**外弹道;动画模拟;ACIS 造型平台;仿真系统

**中图分类号:**TJ013 **文献标志码:**A

## Flight Simulation of Roll Missile's Exterior Trajectory Based on ACIS

REN Hai<sup>1</sup>,ZHOU Chungui<sup>1</sup>,WANG Zhijun<sup>1</sup>,LIU Wei<sup>1,2</sup>

(1 School of Mechatronics Engineering, North University of China, Taiyuan 030051, China;

2 No. 732 Factory, Shandong Zibo 255100, China)

**Abstract:** A visualized method of animated simulation for missile flight attitude research was proposed. Take roll missile as example, through calculating missile trajectory equation, building 3D model of the roll missile and the tank target based on the ACIS platform, roll missile exterior trajectory flight simulation system was established, the process of missile flight and hitting the tanks was simulated, finally the ballistic missile flight data was obtained. The results show that method which using computer simulation technology to assist modern research of exterior trajectory is feasible.

**Keywords:** exterior trajectory; cartoon simulation; ACIS modeling system; simulation system

## 0 引言

滚转导弹是指在飞行过程中绕其纵轴旋转的一类导弹,由于其外弹道影响因素不但多而且复杂,考虑的条件也不仅仅是理论上的定理,更要在实际中确定影响因素,但是导弹是实弹发射,费用巨大,同时也不能确保良好的实验效果,而计算机仿真却可以很容易的克服这个难题。动画模拟仿真可以在设计初衷的基础上进行模拟关键影响因素,进而通过一次一次的模拟以确定是否按照原来设计要求完成定型,因此运用计算机仿真技术建立导弹飞行模型进行弹箭飞行仿真已经成为一种替代实验模拟的良好可行的方法。

文中以刚体弹道理论为基础,通过等效影响导弹外弹道飞行的不确定因素,简化导弹控制理论,运用 ACIS 造型平台<sup>[1]</sup>与 VC++ 相结合开发了滚转导弹外弹道飞行仿真系统,该系统可以通过不断的开发完善数据库同时能够在以动画仿真的形式提供导弹飞行姿态参数,供导弹研究过程参考使用。

## 1 外弹道方程组

### 1.1 坐标系的建立

在建立滚转导弹的运动方程时,特别引入了准弹体坐标系与准速度坐标系。这两组坐标系与原来的弹体坐标系和速度坐标系的主要区别在于,它们将不随弹体旋转而滚动,从而新定义了攻角  $\alpha^*$  和侧滑角  $\beta^*$  也就不随弹体滚动而改变位置。

#### 1.1.1 基准坐标系

基准坐标系以  $O-xyz$  表示。基准坐标系的三轴与弹道学中所常用的地面坐标系三轴分别平行,所不同点在于基准坐标系原点在弹体质心。

#### 1.1.2 准速度坐标系

速度坐标系以  $O-x_c y_c z_c$  表示。原点  $O$  与弹体质心重合,  $Ox_c$  轴与速度  $v$  一致,  $Oy_c$  轴取在通过弹体纵轴的铅直平面内并垂直于  $Ox_c$  轴,向上为正,  $Oz_c$  轴由右手定则确定。准速度坐标系是定常坐标系,不随弹体的滚动而转变,这是其与速度坐标系最主要的区别,也是引入准速度坐标系的主要原因。

\* 收稿日期:2012-05-08

作者简介:任海(1986-),男,河北尚义人,硕士研究生,研究方向:有控弹道飞行仿真。

1.1.3 准弹体坐标系

弹体坐标系以  $O-x_1y_1z_1$  表示。原点在质心,  $Ox_1$  轴与弹体纵轴一致并指向前方,  $Oy_1$  轴通过在弹体纵轴所在铅直平面, 并垂直于  $Ox_1$ , 向上为正,  $Oz_1$  轴由右手定则确定。准弹体坐标系是定常坐标系亦不随弹体的滚动而转变, 为研究滚角  $\alpha^*$  和侧滑角  $\beta^*$  提供了方便。

其余和外弹道有关的坐标系如弹体坐标系、弹道坐标系、速度坐标系以及地面坐标系都和大多数资料<sup>[2]</sup>中定义的一样, 这里不再赘述。由于导弹在运动中不断的滚转, 导致其主要参数如攻角、侧滑角、偏航角、俯仰角等在不同时刻变化着不同方位, 通过引进准坐标系使得这些角固定下来, 准坐标系与原坐标系之间的转换关系如图 1 所示。

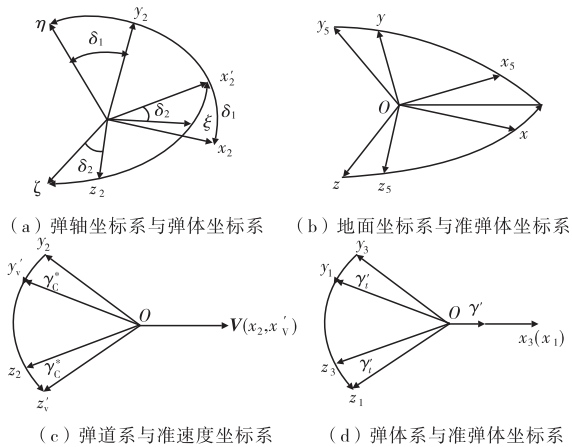


图 1 准坐标系与原坐标系之间的转换关系

通过矩阵计算可以得到的结论是: 两个坐标系之间的坐标变换矩阵是这两个矩阵的基元变换矩阵乘积, 且基元变换矩阵的乘积顺序与坐标系旋转的顺序相反, 也就是在矩阵相乘时是左乘关系。速度坐标系与弹体坐标系之间的矩阵变化规律如表 1 所示。

表 1 速度坐标系与弹体坐标系的坐标变换方向余弦转换表

	$Ox_3$	$Oy_3$	$Oz_3$
$Ox_3$	$\cos\alpha\cos\beta$	$\sin\alpha$	$-\cos\alpha\sin\beta$
$Oy_3$	$-\sin\alpha\cos\beta$	$\cos\alpha$	$\sin\alpha\sin\beta$
$Oy_3$	$\sin\beta$	0	$\cos\beta$

1.2 外弹道方程组

文中以刚体弹道学为基础研究外弹道飞行姿态, 其刚体弹道方程组如下:

$$\begin{bmatrix} J_{x_3} \frac{dw_{x_3}}{dt} \\ J_{y_3} \frac{dw_{y_3}}{dt} + (J_{x_3} - J_{z_3})w_{x_3}w_{z_3} + J_{z_3}w_{z_3}\dot{\gamma} \\ J_{z_3} \frac{dw_{z_3}}{dt} + (J_{y_3} - J_{x_3})w_{y_3}w_{z_3} + J_{x_3}w_{y_3}\dot{\gamma} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_{x_3} \\ M_{y_3} \\ M_{z_3} \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中:  $J$  为弹体惯性张量;  $\omega$  为导弹自传角速度,  $M$  为作用在导弹上的外力矩。

$$\begin{bmatrix} m \frac{dV}{dt} \\ mV \frac{d\theta}{dt} \\ -mV\cos\theta \frac{d\psi_c}{dt} \end{bmatrix} = L^T(\gamma_c^*)L^T(\alpha^*, \beta^*) \begin{bmatrix} P \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + L^T(\gamma_c^*) \begin{bmatrix} -X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} + L(\theta, \psi_c) [-G] + L^T(\gamma_c^*)L^T(\alpha^*, \beta^*) \begin{bmatrix} 0 \\ K_y \frac{2}{\pi} F_c \\ K_z \frac{2}{\pi} F_c \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中:  $dV/dt$  为加速度矢量在弹道切线上的投影, 又称为切向加速度;  $V * d\theta/dt$  为加速度矢量在弹道法线上的投影, 又称为法向加速度;  $L^T(\ )$  为准坐标系与原坐标系之间转换逆矩阵;  $P$  表示发动机推力;  $F_c$  为瞬间操纵力。

控制系统基于“无误差工作”的理想制导状态, 其表达式如式(3)所示。

$$\varepsilon_i = x_i - x_{i*} = 0 \quad (3)$$

其中:  $\varepsilon_i$  为系统误差;  $x_{i*}$  为引导关系要求的运动参数值;  $x_i$  为实际运动参数值。

$$\begin{bmatrix} \sin\beta^* \\ \sin\gamma_c^* \\ \alpha^* \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\vartheta \sin(\psi - \psi_c) \\ \tan\beta^* \tan\theta \\ \vartheta - \arcsin(\sin\theta/\cos\beta^*) \end{bmatrix} \quad (4)$$

表达式(4)为补充方程组, 用来定义坐标系间角度转换关系。其中  $\beta^*$  为准速度坐标系下的侧滑角;  $\alpha^*$  为准速度坐标系下的攻角;  $\gamma_c^*$  为准速度弹体坐标系下的倾斜角。

2 仿真模拟算法实现过程

2.1 基于 MFC 的 ACIS 开发过程

为了产生一个基于 MFC 的 ACIS 应用程序, 首先要生成一个基于 MFC 的 Visual C++ 多文档<sup>[3]</sup>应用程序项目, 通过 ACIS AppWizard 生成一个多文档应用程序框架完成新项目的建立。该多文档应用程序框架的类结构关系如图 2 所示。

由图 2 关系式可知, 在 ACIS 的 CWnd 类下的 CView 中添加三维坐标系, 在平台内加入立体坐标系, 使建立的模型都是可以任意变换视角的三维实体。其次将 ACIS 程序文件放到 E 盘, ACIS 需要很多

头文件,在已建立的 ACIS 工程中的 resource 下的 File View 选项卡中建立 acis files 文件名。在建立好的 acis files 中加入在 ACIS 文件夹中的一些文件,这些文件选择来自于 ACIS 文件夹中的 E:\ACIS5.0\amfc\acismfc 中的所有头文件和 E:\ACIS5.0\amfc\acismfc\tools 中的所有头文件。

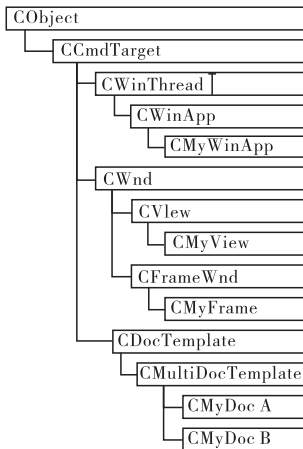


图 2 ACIS 多文档视图

最后进行注册表添加,主要包括核心库里的都在 kernel 下,曲面的在 sweep 下,布尔操作在 operator 下等,将 ACIS5.0 大部分相关的文件夹路径添加到 VC++ 下 Tools\Options\Directories 里。在程序运行时需要的头文件加载到响应的文件里即可。

由此 ACIS 的配置完成,可以在 ACIS 中通过函数建立实体模型,通过解算弹道进行运动仿真<sup>[4]</sup>。

## 2.2 导弹、坦克模型的建立

利用 ACIS 强大的曲面、点和实体绘制功能,通过规则函数使用相应的曲线参数方程可以方便的绘制出任何曲面,通过 API 函数改变不同实体的颜色以区别不同实体,下面给出了导弹弹头的源代码:

```

law * mylaw_warhead_equation ;//定义法则
api_str_to_law ( FC, &mylaw_warhead_equation );//读入弹头方程
if ( mylaw_warhead_equation == NULL )
{ AfxMessageBox(“公式输入不合法”); return; }
else
{ api_gi_set_default_rgb( rgb_color(0.00, 0.00, 0.80)); }
for(x = 0.0001; x <= 100 + 0.0001; x = x + 100.0/100,i++)
{ y = mylaw_warhead_equation ->eval(x);
Outcome rslt = api_curve_arc_3pt ( position(x,y,0),
position ( x, - y, 0 ), position ( x, 0, y ),
TRUE,point_3[i] );
api_make_ewire ( 1,&point_3 [ i ], my_u [ i ] );//
point_3[i]生成 my_u[i] }
api_skin_wires ( i, my_u, my_warhead, FALSE,
TRUE, TRUE, FALSE );//用 my_u[i]生成 my_warhead
surface * pSurface = NULL;

```

ENTITY\_LIST faces\_list; //定义实体列表

```

api_cover_sheet ( my_warhead, * pSurface, faces_list );
Save ( my_warhead ); //保存弹头
}

```

## 2.3 解算外弹道方程

对常微分方程的求解,利用数值插值计算中的 4 阶 Runge-Kuta 方程求解,在解算中 Runge-Kuta 的解算程序如下:

```

void RK ( double rk_step )
{
double a[4], b[ NumbVars ], c[ NumbVars ];
int i, j; a[0] = rk_step/2; a[1] = rk_step/2; a[2] = rk_step;
a[3] = rk_step;
dery ( y );
for(i = 0; i < NumbVars; i++) b[i] = y[i];
for(j = 0; j < 3; j++)
{ for(i = 0; i < NumbVars; i++)
{ c[i] = b[i] + a[j] * dy[i];
y[i] = y[i] + a[j+1] * dy[i]/3;
}
dery ( c );
}
for(i = 0; i < NumbVars; i++) y[i] = y[i] + a[0] * dy[i]/3;
}

```

在程序中遇到解算方程调用 RK(double rk\_step) 到 double move-action ( double n, double m, double k [ ]) //解算运动学方程函数、Double rote-action ( double a, double b ) //解算绕行运动方程函数中可以实现式(1)及式(2)的解算。

## 2.4 仿真模拟结果演示

ACIS 的动画实现是基于 VC++ 的 MFC<sup>[3]</sup> 实现的,通过解算滚转导弹弹道方程,实时更新坦克和导弹的数据。在 VC++ 中利用移动和画图的方式不断与计算结果进行数据交换,通过 TransformEntity(), api\_solid\_cylinder\_cone(), DeleteEntity(), api\_body\_to\_2d(), api\_make\_ewire(), api\_sw\_wire\_axis\_sol(), api\_curve\_line() 等函数实现 ACIS 中动画的运动及各种图像的绘制。这样就实现了运动仿真。

该滚转导弹外弹道飞行仿真系统包含四部分:模型设定、运动参数设定、运动过程计算、完整动画显示。在模型设定里,有各型号的导弹,目标模型,同时

可以完成导弹和目标同屏显示的效果;在运动参数设定菜单下完成目标的运动方程设定,导弹的运动参数设定,及两者之间的关联参数设定;在运动过程计算中可以观察飞行中的导弹姿态参数变化,同时可以调整各参数;完整动画显示里可以模拟整个动画过程。通过该系统可以完成导弹飞行仿真模拟整个过程。

在研究中所提出的用仿真模拟<sup>[5]</sup>去研究外弹道参数的方法就可以去观察显示窗口的参数并用动画实现直观的视觉观察,飞行动画过程如图 3 所示。通过仿真模拟动画,直接观察了运动参数,同时可以看到导弹发射的最佳发射角及其他参数,可为以后毁伤坦克研究提供基础,完成了以模拟仿真动画形式研究导弹外弹道设计的研究目的。



图 3 飞行参数视图

### 3 结论

通过研究导弹外弹道方程和控制方程组,并运用 4 阶 Runge-Kuta 程序解算了方程组,最终融合到 ACIS 中,通过造型和仿真完成导弹飞行过程的仿真,并在飞行过程中显示了飞行姿态参数,达到了设计初衷,通过仿真模拟来研究导弹的弹道数据,模拟结果显示这种研究方法是可行的,对今后导弹运动模拟不但可以提供帮助,还可以不断的丰富数据库中各类导弹的参数,为最终建立一个拥有庞大数据的飞行仿真系统打下了基础,同时也为将来的进一步研究导弹飞行姿态计算提供了研究基础和平台。

#### 参考文献:

[1] 詹海生,李广鑫,马志欣. ACIS 的几何造型技术与系统开发[M]. 北京:清华大学出版社,2002.

[2] 袁子怀,钱杏芳. 有控飞行力学与计算机仿真[M]. 北京:国防工业出版社,2001.

[3] 刘弘,刘希玉. 面向对象程序设计[M]. 北京:北京邮电大学出版社,2008.

[4] 唐胜景,汪群山,王宪宗,等. 基于 Visual C++ 和 Vega 的导弹虚拟飞行仿真系统[J]. 北京理工大学学报, 2007,27(5):413-416.

[5] 汪群山. 可视化反坦克导弹弹道设计平台开发与研究[D]. 北京:北京理工大学,2006.

(上接第 137 页)

#### 参考文献:

[1] Thiede P, Krogmann P, Stanewsky E. Active and passive shock/boundary layer interaction control on supercritical airfoils[C]//AGARD CP-365. Improvement of aerospace performance through boundary layer control and high lift systems,1984:1-13.

[2] Gibb J. The cause and cure of periodic flows at transonic speeds[C]//Proceedings 16th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Jerusalem, Israel, August-September,1988:1522-1530.

[3] Raghunathan S, Gillan M A, Cooper R K, et al. Shock os-

cillations on biconvex aerofoil[J]. Aerospace Science and Technology, 1999, 3(1): 1-9.

[4] Xiong J, Nezhad S T, Liu F. Computation of self-excited unsteady transonic flow of an airfoil in a channel using URANS and DES, AIAA 2010-5109[R]. 2010.

[5] Lee B H K. Self-sustained shock oscillations on airfoils at transonic speeds[C]//Progress in Aerospace Sciences, 2001:147-196.

[6] 马侠,蒋金贵,张绵纯,等. 跨音速翼型上的激波/边界层干扰自适应控制计算[J]. 应用力学学报, 1994, 11(1): 60-65.