

风干扰下某型导弹的弹道仿真

李卫丽, 严洪森, 张维琴

(东南大学复杂工程系统测量与控制教育部重点实验室, 江苏南京 210096;

东南大学自动化学院, 江苏南京 210096)

摘要:弹道表征导弹飞行状况,对导弹设计有重要作用。风是影响导弹飞行的重要因素之一。而计算机仿真对于生产及试验成本较高的导弹的开发定型等过程有着重要的作用。文中以常值风、阵风以及随机风为例,研究风对导弹飞行弹道的影响。首先建立无风条件下按231转动的地面发射坐标系中的导弹运动学、动力学模型,然后引入风的工程化模型,最后在Matlab环境中对某型导弹在风干扰下的弹道进行仿真,结合已有数据分析仿真结果。仿真结果表明,所得弹道基本符合实际,并证明风确实是影响导弹飞行弹道的重要因素。

关键词:弹道仿真;动力学模型;Matlab;风的工程化模型

中图分类号:TP391;TH166

文献标识码:A

文章编号:1673-629X(2011)01-0246-04

Missile's Trajectory Simulation under the Impact of Wind

LI Wei-li, YAN Hong-sen, ZHANG Wei-qin

(Ministry of Education Key Lab. of Measurement and Control of CSE,

Southeast University, Nanjing 210096, China;

School of Automation, Southeast University, Nanjing 210096, China)

Abstract: Missile trajectory characterizes the flight state of missile and is of great importance in the design of missile. Wind is a key factor that affects missile flight. Computer simulation plays a significant role in developing and finalizing the design of missiles whose manufacture and experiment are costly. The impact of wind on missile flight trajectory is studied, constant wind, gust and random wind serving as examples. Firstly missile kinematics and dynamics models without wind are constructed in earth-fixed coordinate system rotated by 231 method. Then the engineering model of wind is imported. Finally missile trajectory under the disturbance of wind is simulated in Matlab environment and the simulation result is analyzed combined with the existed data. The results of simulation conform that obtained trajectory is generally consistent with the actual and that wind plays an important role in missile flight trajectory.

Key words: trajectory simulation; dynamics model; Matlab; engineering model of wind

0 引言

随着高新技术在武器系统中的广泛应用^[1],武器系统的精度要求越来越高,系统也更加复杂,造价昂贵,这就使得大量的试飞试验变得不可能。计算机仿真是建立在控制理论、计算技术、信息处理技术和计算机技术等理论基础之上的,利用系统模型或假想的系统进行试验,并借助于专家经验知识、统计数据和信息资料对试验结果进行分析研究,进而做出决策,因而目前计算机仿真在导弹飞行弹道的研究中应用。仿真环境多选用 MathWorks 公司的 Matlab,这是一款集数值

计算、符号运算、可视化建模、仿真和图形处理为一体的优秀的图形化语言^[2]。

风速是影响导弹飞行的重要因素^[3]。早期的弹道设计仅考虑硬软件故障对系统飞行弹道的影响,而在后来的各类性能验证试验中,就会出现由于风等外界干扰而导致系统运行不正常。

目前对导弹进行的仿真大多是在 Matlab/Simulink 下进行的,具有模块化的效果,可视化程度高,但仿真时间较长,且应用具有一定的局限性。另外,在对导弹运动建模时通常采用部分线性化,所得的弹道与实际还是有一定的差别。

文中采用 Matlab 中的 m 语言^[4]建立了按 231 转动(即先偏航再滚转最后俯仰)的弹道坐标系下的导弹空间运动模型,并引入风的模型,利用 ode45 方法进行解算。仿真中导弹建模时采用舍去高阶项的方法,得到风干扰下的导弹飞行弹道。模型很容易适用于其

收稿日期:2010-05-13;修回日期:2010-08-17

基金项目:国家自然科学基金资助项目(50875046,60934008)

作者简介:李卫丽(1985-),女,河南新密人,硕士研究生,研究方向为计算机集成制造;严洪森,教授,博士生导师,研究方向为生产计划与调度、知识化制造、并行工程等。

他类型的导弹,同时也实现了模块化。

1 无风扰动下的系统运动学、动力学模型

任何物体的运动都是相对的^[5],为了分析导弹运动的动态性能和它的制导与控制过程,必须把描述其运动的各种量,放在相应的坐标系及其相互关系中考察。经常用到的坐标系有地面坐标系 $Oxyz$,弹体坐标系 $Ox_1y_1z_1$,弹道坐标系 $Ox_2y_2z_2$ 及速度坐标系 $Ox_vy_vz_v$ 。各种坐标系的定义如下:

地面坐标系 $Oxyz$:与地球表面固连,通常取导弹发射点为坐标原点 O , Ox 轴与地球表面相切,常取指向目标的方向为正, Oy 轴垂直于地面向上为正, Oz 垂直于 Oxy 平面,方向按右手法则确定。

弹体坐标系 $Ox_1y_1z_1$:原点 O 位于导弹质心, Ox_1 轴与弹体几何纵轴重合,指向弹头方向为正, Oy_1 轴在弹体纵向对称平面内与 Ox_1 轴垂直,向上为正, Oz_1 垂直于 Ox_1y_1 平面,方向按右手法则确定。

弹道坐标系 $Ox_2y_2z_2$:原点 O 在导弹质心, Ox_2 与导弹质心的速度方向重合,指向飞行方向为正, Oy_2 轴位于包含速度矢量的垂直平面内,与 Ox_2 垂直,向上为正, Oz_2 垂直于 Ox_2y_2 平面,方向按右手法则确定。

速度坐标系 $Ox_vy_vz_v$:原点 O 取在导弹质心, Ox_v 与 Ox_2 一致, Oy_v 位于弹体纵向对称面内,与 Ox_v 垂直,向上为正, Oz_v 垂直于 Ox_vy_v 平面,按右手法则确定其方向。

在建立系统模型之前,应对导弹做一些假设:将导弹视为刚体,不计弹性;导弹为轴对称的;不考虑引力加速度矢量相对于惯性坐标系的变化;忽略哥利奥里加速度分量;导弹在瞬时的质量是固定的,即采用固化原理。

依据上述各坐标系之间的关系及假设,建立无风状态下导弹运动学及动力学模型^[6]如下:

$$\frac{dx}{dt} = v \cos \theta \cos \psi_c$$

$$\frac{dy}{dt} = v \sin \theta$$

$$\frac{dz}{dt} = -v \cos \theta \sin \psi_c$$

$$\frac{d\vartheta}{dt} = \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma$$

$$\frac{d\psi}{dt} = \omega_y \frac{\cos \gamma}{\cos \vartheta} - \omega_z \frac{\sin \gamma}{\cos \vartheta}$$

$$\frac{d\gamma}{dt} = \omega_x - \tan \vartheta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma)$$

$$m \frac{dv}{dt} = P \cos \alpha \cos \beta - X - G \sin \theta$$

$$mv \frac{d\theta}{dt} = P (\sin \alpha \cos \gamma_c + \cos \alpha \sin \beta \sin \gamma_c) + Y \cos \gamma_c -$$

$$Z \sin \gamma_c - G \sin \theta$$

$$- m v \cos \theta \frac{d\psi_c}{dt} = P (\sin \alpha \sin \gamma_c - \cos \alpha \sin \beta \cos \gamma_c) +$$

$$Y \sin \gamma_c + Z \cos \gamma_c$$

$$J_x \frac{d\omega_x}{dt} = M_x - (J_z - J_y) \omega_y \omega_z$$

$$J_y \frac{d\omega_y}{dt} = M_y - (J_z - J_x) \omega_x \omega_z$$

$$J_z \frac{d\omega_z}{dt} = M_z - (J_y - J_x) \omega_y \omega_x$$

以上方程是最基础的弹体六自由度空间运动方程,方程中出现的 8 个角度并不是相互独立的^[7],弹道、弹体、速度及地面坐标系是通过它们联系起来的。一个矢量经不同过程变换后的结果应该是一致的,则在这 8 个角度中只有 5 个是独立的,其余 3 个角度可用这 5 个独立的角度来表示。结合质心动力学和运动学方程,可将 α, β, γ_c 分别用 $\theta, \gamma, \psi, \psi_c, \vartheta$ 表示。经坐标系间的转换,有如下关系:

$$\sin \beta = \cos \theta [(\cos \gamma \sin (\psi - \psi_c) + \sin \vartheta \sin \gamma \cos (\psi - \psi_c))] - \sin \theta \cos \vartheta \sin \gamma$$

$$\cos \alpha \cos \beta = \cos \vartheta \cos \theta \cos (\psi - \psi_c) + \sin \vartheta \sin \theta$$

$$\sin \gamma_c \cos \theta = \cos \alpha \sin \beta \sin \vartheta - (\sin \alpha \sin \beta \cos \gamma - \cos \beta \sin \gamma) \cos \vartheta$$

另外,在导弹飞行过程中,由于燃料的燃烧,其质量是不断变化的,则有:

$$\frac{dm}{dt} = -m_{sec}$$

其中 m_{sec} 为导弹质量单位时间消耗量。

2 风的模型

空气运动形成风。研究风对导弹飞行弹道的影响,需要建立描述风扰动的模型。大气扰动中包含各种时间和空间尺度的变化运动,因此风的动力学方程是非线性的,求解较困难。而在实际研究中,常使用的是简化的风的扰动模型,即工程化模型。它保留了风场基本物理参数之间的关联,而略去一些次要因素,使用灵活,可以真实地表征风的扰动。

风主要通过影响速度三角形^[8](如图 1 所示)来影响导弹飞行。其中空速 V_k 为导弹相对大气的运动

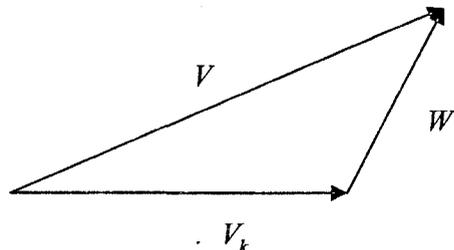


图 1 速度三角形

速度,决定了作用于导弹上的空气动力;风速 W 为大气相对地面的速度,影响速度三角形;航迹速度 V 为导弹相对大地的飞行速度,决定了作用于弹体上的惯性力。

研究风速对导弹飞行的影响,通常的方法是将风速矢量沿地面坐标系各轴分解为 $W = [W_x W_y W_z]^T$, 当各分量与其对应轴方向一致时为正,反之为负。当有风存在时,计算作用于导弹上的空气动力和动力矩,用空速 V_k 和相应的攻角 α_w 和侧滑角 β_w 进行计算。而在上述特征角中的 α, β 仅作为坐标系间几何关系描述,并没有动力学意义。

在风干扰下,飞行速度大小^[9]为

$$V_k = \sqrt{(V_x - W_x)^2 + (V_y - W_y)^2 + (V_z - W_z)^2}$$

式中 V_x, V_y, V_z 为质心运动学方程中的三个分量。而气流速度倾角 θ_k 及气流航迹偏航角 ψ_k 存在如下关系式:

$$\sin\theta_k = \frac{V_y - W_y}{V_k}$$

$$\tan\psi_{ck} = -\frac{V_z - W_z}{V_x - W_x}$$

则根据前面的坐标系之间的角度关系有:

$$\sin\beta_k = \cos\theta_k [\cos\psi \sin(\psi - \psi_{ck}) + \sin\psi \sin\psi_{ck} \cos(\psi - \psi_{ck})] - \sin\theta_k \cos\psi \sin\psi_{ck}$$

$$\cos\alpha_k \cos\beta_k = \cos\psi \cos\theta_k \cos(\psi - \psi_{ck}) + \sin\psi \sin\theta_k$$

$$\sin\psi_{ck} \cos\theta_k = \cos\alpha_k \sin\beta_k \sin\psi - (\sin\alpha_k \sin\beta_k \cos\psi - \cos\beta_k \sin\psi) \cos\theta$$

由于风场特性复杂,按照空气团的运动特性,重点考察风速、风向特性。风速和风向的时间、空间变化曲线称为剖面,在气象学中又称为廓线。可以有多种方法对风进行分类,文中主要讨论常值风、阵风以及随机风三种类型的风对导弹飞行弹道的影响。

常值风是指在一定空间、时间范围内,风速矢量 W 为常值的风。实际中,并不存在真正意义上的常值风,而认为在一定范围内风速随高度呈线性变化^[10],仿真中所采用的直线模型为 $W = 1.4 \times 10^{-4}y + 11.85$ 。

101 阵风表现为确定性的风速变化,仿真中采用 20 世纪 80 年代后广泛采用的半波长 1-cosine 型离散

$$\text{突风模型,即} \begin{cases} W = 0, t < 0 \\ W = \frac{W_m}{2} (1 - \cos \frac{\pi t}{t_m}), 0 \leq t \leq 2t_m \\ W = W_m, t > 2t_m \end{cases} \text{其中}$$

t_m 为阵风尺度, W_m 为阵风层厚度。

随机风是指大小、方向均随时间和位置随机变化的风,且其统计特性也会随着时间和位置而变化。在仿真中认为随机风的风向是随机的且在 $[0, 2\pi]$ 上服从均匀分布,风速则为正态分布,假设 a_1, a_2 为方向

角,且 a_1 为风速矢量 W 与 Ox 轴的夹角, a_2 为 W 在 Oyz 平面与 Oy 轴的夹角,则有:

$$W_x = W \cos a_1$$

$$W_y = -W \sin a_1 \cos a_2$$

$$W_z = W \sin a_1 \sin a_2$$

3 弹道仿真

在 Matlab 仿真环境下,用 m 语言建立导弹动力学及运动学模型^[11],灵活、方便,执行速度快。在系统仿真中,如果是小扰动下引起的非线性,则常采取的方法是进行线性化处理,不但可以很好地反映原系统性能状态,而且也非常方便。但在本次仿真中,对于导弹的完整飞行弹道来说,并不是简单非线性,且系统比较复杂,所以在实际仿真中没有采用线性化的方法而是采用数值积分的方法,通过自己编写应用较广泛的 4 阶龙格库塔算法,对系统模型进行解算。

在建立模型和模型处理方面,为使模型清晰且各部分功能实现独立,采用了 Matlab 中的 m 函数,分别编写了数据初始化、动力学和运动学模型、4 阶龙格库塔等函数。在函数调用中通过使用全局变量来处理各函数间数据传递的问题。

Matlab 除了强大的科学计算及图像生成功能外,也提供了图形用户界面的设计和开发。在用户交互方面,直接使用了 Matlab 中的 GUI^[12]。开发用户 GUI 界面比较重要的两个内容是布局好图形用户界面对象和给这个图形用户界面编写代码,尤其要注意 GUI 与模型函数之间数据的传递,这里同样采用全局变量的方法。

在风的模型的添加时,常值风的模型在建模函数中已经确定,用户交互中主要处理阵风的角度和幅值、随机风的均值和方差。在 GUI 编制时要先对这些量赋初始值,否则可能出现非数现象。另外对于随机风,参数 μ (随机风的均值)和 σ (随机风偏差)均是通过 Matlab 中的 rand 等函数来得到的。

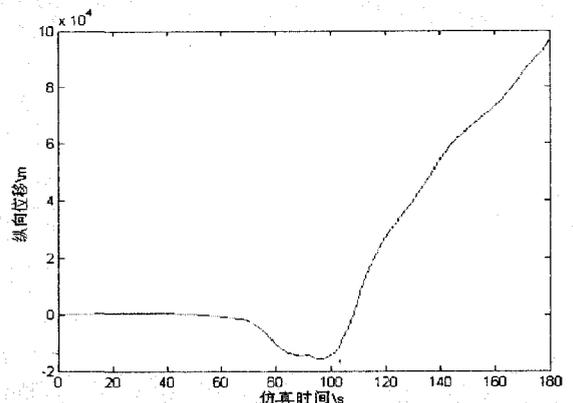


图 2 常值风影响下的导弹弹道

设定仿真时间为3分钟,初速为200m/s,并设置其它仿真参数,对某型导弹仿真后得到的纵向弹道如图2~6所示。

从仿真结果可以看出,风干扰下的导弹弹道基本符合实际情况。另外可以看出,常值风对导弹飞行弹道的影响相对较大,因为对于均值为10的风矢量,常值风相当于常量10作用于导弹上,而阵风和随机风会因为相互抵消的部分,其幅值会略小于10,影响也会小于常值风。

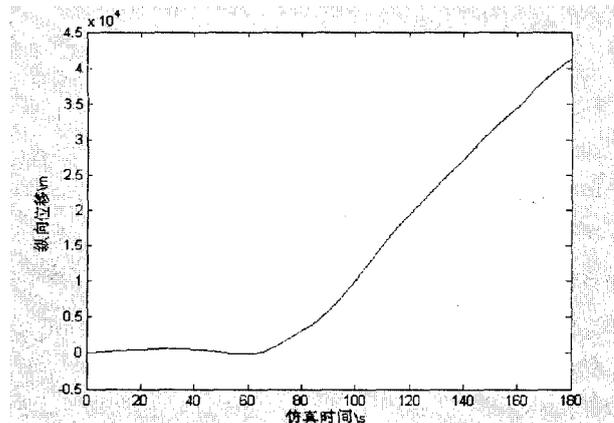


图3 阵风影响下的导弹弹道

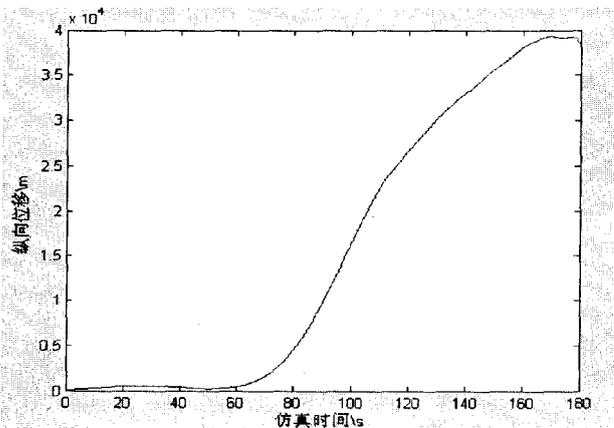


图4 随机风影响下的导弹纵向弹道

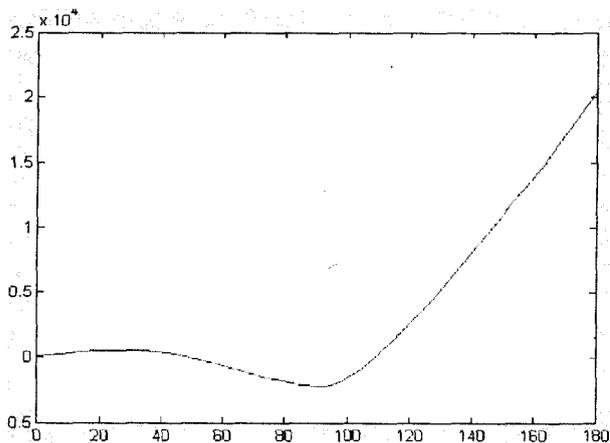


图5 阵风干扰下出现严重偏离时的弹道

4 结束语

文中建立了风场扰动下按231转动的弹道坐标系中的弹道模型,仿真得到的弹道基本符合实际,证明风是影响导弹飞行的重要因素。

模型具有一定的适用性,研究结果对导弹设计具有一定的意义。

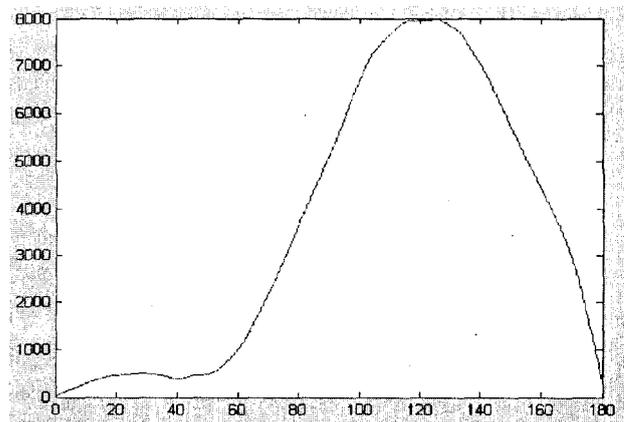


图6 随机风干扰出现“畸形”的弹道

参考文献:

- [1] 刘兴堂. 精确制导、控制与仿真技术[M]. 北京:国防工业出版社,2006.
- [2] 张 铮,杨文平,石博强,等. MATLAB 程序设计与实例应用[M]. 北京:中国铁道出版社,2005.
- [3] 肖业伦,金长江. 大气扰动中的飞行原理[M]. 北京:国防工业出版社,1993.
- [4] 杨 磊,李 擎. MATLAB 在弹道仿真中的应用[J]. 计算机仿真,2008,25(1):58-61.
- [5] 孟秀云. 导弹制导与控制系统原理[M]. 北京:北京理工大学出版社,2003.
- [6] 肖业伦. 飞行器运动方程[M]. 北京:航空工业出版社,1987.
- [7] 李新国,方 群. 有翼导弹飞行动力学[M]. 西安:西北工业大学出版社,2004.
- [8] 陈云霞,康 锐,孙宇锋. 风对导弹飞控系统可靠性影响的仿真研究[J]. 系统仿真学报,2005,17(2):275-278.
- [9] 金 华,孟云鹤,戴金海. 风扰动下的卷弧翼弹六自由度弹道模型及仿真[J]. 系统仿真学报,2007,19(16):3627-3630.
- [10] 张松兰,刘晓利. 风场建模与弹道仿真[J]. 弹箭与制导学报,2006,26(1):550-552.
- [11] 蒋 珉,柴 干,王宏华,等. 控制系统计算机仿真[M]. 北京:电子工业出版社,2006.
- [12] 景振毅,张泽兵,董 霖. MATLAB 7.0 实用宝典[M]. 北京:中国铁道出版社,2009.