

文章编号: 1001-2486 (2000) 06-0013-04

探空火箭风场补偿及等效弹道风转化*

马民¹, 张东升, 张为华, 甘楚雄

(国防科技大学航天与材料工程学院, 湖南长沙 410073)

摘要: 介绍一种以计算机变步长迭代搜索替代以往的查表算法来获得风场中火箭补偿参数的方法, 避免了采用近似理论造成的误差, 以及复杂的造表过程, 提高实际工程中的处理速度与自动化程度, 而且精度比原风权法要高。此外, 本文还提出一种新的弹道风生成方法。在等效程度上, 比风权法要高。

关键词: 探空火箭; 弹道计算; 风补偿

中图分类号: V412, V417 文献标识码: A

The Wind Compensation of Ballistic Trace of a Low Altitude Sounding Rocket with the Translation Model from Variable Wind to Constant Wind

MA Min, ZHANG Dong-sheng, ZHANG Wei-hua GAN Chu-xiong

(College of Aerospace and Material Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: An automatically iterative method to get optimal wind compensation launching configurations of the sounding rocket is proposed. The method avoids error of applying approximative theory and accelerates convergence by using adapt-step search. In addition, a new method to translate from variable wind to constant wind is also presented. The variable wind and result constant wind are equal in effect on trace of rocket. The more satisfactory results by two methods are shown.

Key words: sounding rocket; ballistic trace calculation; wind compensation

探空火箭由于功能与造价的限制, 结构简单、靠尾翼稳定。由于对流层及平流层内风的影响, 很容易造成射高偏差及航向偏差, 给探测数据带来较大的影响。通常需要施放低空气球对风场进行初步探测后, 靠风权计算的方法^[1]对火箭的发射仰角及发射偏航角进行相应补偿, 使得其弹道在要求段上仍然满足目标弹道的要求。风权计算是事先计算几种风向的常值风, 根据不同高度上风的影响与总影响的比例转化为权值, 再将权值乘以实际风场不同高度的风矢量进行加权求和, 将实际风转化为常值风, 也就是弹道风。转化为弹道风后通过查找不同仰角, 偏航角下的弹道表来获得补偿数据。为此需要建造庞大的表, 针对以上情况为简化过程, 提高工作效率, 本文利用计算机进行变步长搜索, 进行全过程弹道仿真, 从而获得较精确的补偿角度。

1 基本原理与步骤

1.1 风补偿原理

1.1.1 微分方程

为了防止在微分方程中发生欧拉角的奇异现象, 本文采用的是四元数方程, 弹体坐标系采用 2-3-1 转动顺序, 即 $\psi - \varphi - \gamma$ 。火箭六自由度运动微分方程如下:

$$\begin{cases} \frac{dV_x}{dt} = \omega_z V_y - \omega_y V_z + (P - F_x \cos \alpha \cos \beta + F_y \sin \alpha - F_z \sin \beta \cos \alpha - 2mg(q_1 q_2 + q_0 q_3))/m \\ \frac{dV_y}{dt} = \omega_x V_z - \omega_z V_x + (F_x \sin \alpha \cos \beta + F_y \cos \alpha + F_z \sin \alpha \sin \beta - mg(q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2))/m \\ \frac{dV_z}{dt} = \omega_y V_x - \omega_x V_y + (-F_x \sin \alpha + F_z \cos \beta - 2mg(q_2 q_3 - q_0 q_1))/m \end{cases} \quad (1)$$

* 收稿日期: 2000-01-30

作者简介: 马民(1976-), 男, 硕士研究生。

$$\begin{cases} \frac{dm}{dt} = -m_c \\ \frac{dX}{dt} = V_x(q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2) + 2V_y(q_1q_2 - q_0q_3) + 2V_z(q_0q_2 + q_1q_3) \\ \frac{dY}{dt} = 2V_x(q_1q_2 + q_0q_3) + V_x(q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2) + 2V_z(q_2q_3 - q_0q_1) \\ \frac{dZ}{dt} = 2V_x(q_1q_3 - q_0q_2) + 2V_y(q_2q_3 + q_0q_1) + V_z(q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 - q_3^2) \end{cases} \quad (2)$$

$$\begin{cases} M_x = J_x \frac{d\omega_x}{dt} + (J_z - J_y)\omega_z\omega_y \\ M_y = J_y \frac{d\omega_y}{dt} + (J_x - J_z)\omega_x\omega_z \\ M_z = J_z \frac{d\omega_z}{dt} + (J_y - J_x)\omega_y\omega_x \end{cases} \quad (3)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (4)$$

以上是 14 个微分方程组，还需二个几何方程以上方程才封闭：

$$\begin{cases} \operatorname{tg}\alpha = \frac{V_y}{V_x} \\ \operatorname{tg}\beta = \frac{V_z}{\sqrt{V_x^2 + V_y^2}} \end{cases} \quad (5)$$

符号表示如下：

m ：火箭质量； V_i ：弹体系中沿 i 方向速度； M_i ：弹体系中沿 i 方向作用力； q_i ：四元数 ($i = 0, 1, 2, 3$)； J_i ：弹体系中沿 i 方向惯矩； X ：地面系中沿 X 方向坐标； Y ：地面系中沿 Y 方向坐标； α ：攻角； Z ：地面系中沿 Z 方向坐标； β ：侧滑角； F ：火箭推力；微分方程可用四阶龙格-库塔法求解。

1.1.2 变步长搜索方法与步骤

针对一般情况下的风速小于 20m/s，弹道偏差并不是很大。实际计算中，发射仰角与射高，发射偏航角与射向在小范围内近似呈线性关系，采用搜索中的变步长搜索法，利用线性关系求出最佳步长。只需要定出初始的比例系数，利用线性关系进行迭代，就可以使搜索快速收敛到结果。由图 1 可以看出，在小范围内，线性关系是成立的。

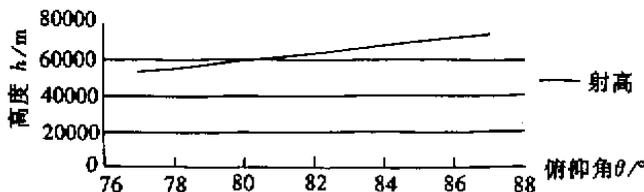


图 1 俯仰角与射高线性关系示意图

Fig.1 Relationship of pitching angle to ballistic trace peak

迭代的终止条件：在标准弹道的目标点（本文为弹道最高点）作一以误差限 ϵ 为半径的球体，只要补偿弹道目标点落入球内，我们就认为补偿是成功的。搜索的步骤如下：

(1) 计算标准目标弹道，得到弹道最高点及其投影方向 h_0 ，水平面投影方向角 θ_0 这一步确定搜索

的目标。
 (2) 计算在标准发射角下,加入风场计算得到弹道顶点高度及顶点方向 h' , θ' 。定初始发射仰角和初始发射偏航角的搜索步长如下：

$$\Delta\varphi = (h_0 - h')k_\varphi \quad \Delta\psi = (\theta_0 - \theta')k_\psi$$

因为第一点无法由比例计算求步长,故采用图 1 曲线的斜率倒数作为 k_φ ,另一 k_ψ 同样取偏航角与射向曲线的对应斜率。

(3) 将新生成的角度作为初始参数代入进行计算,得到新 h' , θ' ：

$$\begin{aligned} \varphi &= \varphi + \Delta\varphi & \psi &= \psi + \Delta\psi \\ \varphi &= \varphi + \Delta\varphi & \psi &= \psi + \Delta\psi \end{aligned} \quad \Leftrightarrow \quad \begin{aligned} k_1 &= \frac{\Delta\varphi}{h'_{pre} - h'} ; & \Delta\varphi &= k_1(h_0 - h') \\ k_2 &= \frac{\Delta\psi}{\theta'_{pre} - \theta'} ; & \Delta\psi &= k_2(\theta_0 - \theta') \end{aligned}$$

其中, h'_{pre} , θ'_{pre} 存储上一步的值, k_1 , k_2 为比例系数。

(4) 若满足迭代终止条件：

$$|h_0 - h'| + \omega |\theta_0 - \theta'| \leq \varepsilon$$

(因 θ' 按弧度计算, h' 按米计算,一般弧度需精确至小数点后 3 位,故乘以一权值 $\omega = 1000$,以保证两者精度在同一数量级上),则输出结果,否则转(3)继续。

经过实际计算与试验,此种方法在实际风场中算得结果,明显比查表法精确。具体数据对比请见附表 1。

1.1.3 弹道风的转化法

此外,关于弹道风的转化问题,本来将风场文件转化为常值风是为了查表的需要(常值风是指风向一定,风速不变,风场指风的大小与风向随高度变化),但是利用计算机搜索后,就直接用风场文件算弹道。但是,这里提出一种不同于以往风权法的等效逼近法来计算弹道风。基本原理就是在固定发射仰角和偏航角的情况下,若风场和常值弹道风均使弹道目标点达到同一状态(本例中,状态参量取弹道最高点的方位),则认为常值弹道风等效于实际环境风场。在具体程序中,本文采用逼近法,采用一个合适的比例系数,将每次的弹道方位偏差反馈给风向和风速,直到常值风与风场中的弹道偏差相同。具体的判断条件与风补偿计算中相同。

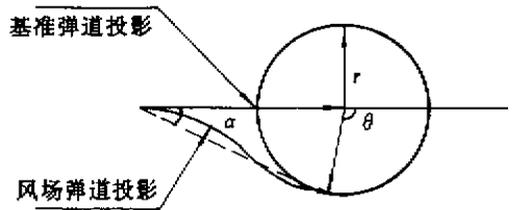


图 2 风场投影参数示意图

Fig.2 Parameters of windy ballistic trace projection

转化步骤如下：

(1) 计算一次无风下的目标弹道作基准；

(2) 计算在基准弹道发射角的情况下,加入风场,仿真得弹道最高点的方位,包括高度,角度得到偏离基准投影半径 r 和角度 α 。如图 2 所示。

(3) 给出初始弹道风速度和方向。认为初始弹道风速度 V_w 与偏离距离成比例,比例系数由火箭型号定,弹道风方向 θ_w 与偏离角度反向。在常值风下计算弹道获得 r 和 θ 。

(4) 搜索

$$V_w = V_w + (r_0 - r)k_1 ; \theta_w = \theta_w + (\theta_0 - \theta)k_2 ;$$

k 为比例常数,通过试验, k_1 取 2000 ; k_2 取 1/5 比较合适。

(5) 判断条件(各项意义同上)

$$|h_0 - h'| + \omega |\theta_0 - \theta'| \leq \varepsilon$$

若迭代终止条件满足,输出等效弹道风速度和方向;否则,转(4)继续迭代。

2 实验与分析

表1是实际选择四个风场文件,进行搜索获得结果后,进行弹道仿真与原始的风权计算结果比较,表2是取两个实际风场,分别用逼近法和风权法处理的常值风转化的效果比较。

表1 弹道仿真结果比较

Tab.1 Comparison of ballistic simulation result using adapt-step search method and original method

搜索法或查表法结果	东偏(x 轴)m	高度(y 轴)m	北偏(z 轴)m
标准值(仰角85,偏航270)	0	70195	-25313
搜索法结果均值与均方差 (风场1-4)	均值:-48.78 方差:290.49	均值:70154 方差:105.414	均值:-24965.75 方差:428.7
查表法结果均值与均方差 (风场1-4)	均值:-1958.86 方差:5664.0	均值:69645.23 方差:2391.98	均值:-24908.97 方差:7613.83

表2 常值风转化比较表

Tab.2 Comparison of translating variable wind to constant wind using two method

转化的常值风参数 ($^{\circ}$, m/s)		东偏(x 轴)m	高度(y 轴)m	北偏(z 轴)m
风场1	-	26249.3	68120.3	11194.7
逼近法(风场1)	风向:95.897 风速:2.874	26237.8	68246.9	10887.2
风权法(风场1)	风向:92.3 风速:3.31	26592.0	67881.7	12272.5
风场2	-	33373.6	65606.9	-7048.0
逼近法(风场2)	风向:316.975 风速:2.742	33418.2	65754.1	-6767.5
风权法(风场2)	风向:303.9 风速:4.42	34464.9	64453.8	-12994.1

3 结论

从数据结果可以看出,不论是风补偿数据和模拟弹道风都比查表加权计算得到的数据更接近目标值。裕度上由于风补偿是按实际风场仿真得到,其高度裕度小。在实际发射中应考虑尽可能得到最临近发射时刻的风场数据。建议获得风场数据补偿计算完立即发射。关于参数选取,风补偿中的 k_{φ} 、 k_{ψ} ,常值风转化中的 k_1 、 k_2 与火箭的型号有关,其它参数 ω 、 ε 可以根据要求的精度选取。

参考文献:

- [1] 刘叔渭,王庆昌 探空火箭风补偿计算[J].国防科技大学学报,1984.1.
- [2] Toshikazu Motoda. Optimal External Configuration Design of Unguided Missile[J]. Journal of SpaceCraft. 1999, 35(3).
- [3] 雷宁,单建胜 深空探测火箭的发展及应用,固体火箭技术.1999,22(86).

