

文章序号: 1001-2486 (2000) 02-0025-04

气象探测火箭发射用软件射表*

陈广南, 张为华

(国防科技大学航天工程与材料学院, 湖南 长沙, 410073)

摘要: 在气象探测火箭发射之前需要根据实测风场, 应用射表对火箭飞行弹道进行“风修”。传统射表在风修精度和通用性等方面存在不足。软件射表具有明显优势, 它基于弹道数值仿真及迭代搜索技术, 根据火箭分离技术要求和实测风场条件, 确定出火箭发射角并及时预示飞行弹道。与传统射表相比, 软件射表具有更高的风修计算精度及通用性, 并省去了繁杂的射表编制工作。

关键词: 气象火箭; 射表; 风补偿

中国分类号: V421.1, V555+.2 **文献标识码:** A

Software Fire Table Applied in Meteorological Rocket Launch

CHEN Guang-nan, ZHANG Wei-hua

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

Abstract: Before launching a meteorological rocket, the fire table must be used for wind correction to the rocket's flight trajectory. The traditional fire table has defects in accuracy and generality. Based on numerical simulation of the flight trajectory and the technology of search and iteration, software fire table determines the launching angle and flight trajectory by satisfying specific requirements at detach point, and makes improvement in accuracy and generality.

Key words: meteorological rocket; fire table; wind compensation

气象探测火箭是开展气象探测研究的重要手段。气象探测试验过程中, 火箭将探空仪送至预定高度时, 探空仪弹出与箭体分离, 在探空仪下落过程中进行大气探测, 探测数据实时传回地面供雷达接收处理。在气象火箭发射之前, 首先应根据探测高度和地面环境情况预先确定分离点高度和方位, 然后确定发射仰角和方位角。该射角应保证分离时刻的火箭高度、方位和飞行姿态满足预定要求, 头体分离后, 箭体落点控制在预定范围内。标准射角对应的分离点高度及方位由无风理想弹道给出。由于火箭飞行过程中受风的影响, 实际飞行弹道与无风时的理想弹道存在明显差别, 因此需要对理想弹道进行风补偿(风修计算)。

对于无控火箭, 最常用的风修方法是利用风修射表进行风修。风修时根据实测得到的风场气象诸元, 查阅风修射表, 得出修正后的射击诸元即发射仰角和方位角。风修射表以表格或图表形式给出气象诸元与射击诸元的关系。风修射表的编制过程相当复杂, 对于不同类型的火箭, 采用的风修理论模型或风修方法各不相同, 但一般都需进行大量的弹道仿真计算和实射试验校验, 最终制定出射表。对于气象探测火箭, 飞行弹道除受风的影响之外, 其他因素如发射点地理纬度及海拔高度, 发射时的环境温度等, 对火箭飞行弹道都将产生影响。由于包含诸多影响因素, 气象探测火箭风修射表的编制相当复杂, 也使得射表编制很难具有通用性。基于以上原因, 为了提高气象火箭弹道风修计算精度及飞行弹道预示的自动化程度, 增强气象火箭系统总体性能, 开发应用软件射表十分必要。

1 风修计算原理

气象火箭发射基本具备全天候能力, 飞行弹道受环境风的影响较大, 在火箭飞行主动段, 风的影

* 收稿日期: 1999-09-01
基金项目: 部委级重大科研项目资助
作者简介: 陈广南(1964-), 男, 讲师。

响使箭体发生俯仰和偏斜。在发动机推力作用下, 飞行弹道将偏离无风时的理想弹道, 最终将影响火箭弹道高度和箭体落点方位。因此应将分离点高度和方位作为风修正的判据, 即:

$$H_d > H_{\min} \quad (1)$$

$$\Psi_{\min} < \Psi_d < \Psi_{\max} \quad (2)$$

其中 H_d 为分离点高度, Ψ_d 为分离点方位角。对于气象火箭, 主动段终点高度已达 20km 以上, 此时火箭速度较大, 风对弹道的影响很小, 主动段终点的速度倾角和偏航角已基本确定火箭分离点高度和方位, 因此也可将主动段终点速度倾角和偏航角作为风修的判据:

$$d\gamma_{pte} = \gamma_{pte} - \gamma_{pte0} \quad \epsilon_1 \quad (3)$$

$$d\gamma_{yte} = \gamma_{yte} - \gamma_{yte0} \quad \epsilon_2 \quad (4)$$

其中 γ_{pte} 和 γ_{yte} 为关机点速度倾角和偏航角, γ_{pte0} 和 γ_{yte0} 为标准弹道关机点速度倾角和偏航角, ϵ_1 和 ϵ_2 为精度。

一种常用的风修方法为平均弹道风补偿方法^[1,2]。该方法的基本原理是: 将随高度变化的实际风等效为恒定平均风, 即平均弹道风。通过事先进行的大量仿真计算, 确定不同高度层的风速度、风向对弹道主动段终点速度倾角和偏航角的影响, 即风权系数。根据这些数据绘制出风补偿曲线或编制风修射表。在计算弹道风时采用了风权系数。用常值风替代变化风场反映的是实际风对弹道影响的平均特性, 而实际风对弹道影响的某些因素, 如在高度方向上的风切变等, 无法通过平均弹道风反映出来。另外, 风权系数也是特定条件下各高度层风对火箭弹道影响程度的反映, 用它表示各高度层风在任意风速风向情况下对弹道的影响具有相当大的近似性。因此传统射表存在诸多不足, 在一定程度上影响了其实际使用效果。

2 飞行弹道仿真和射角确定

软件射表的基本原理是基于弹道数值仿真及搜索迭代技术, 依据实测风场对火箭飞行弹道进行仿真计算和射角调查, 最终确定出满足火箭发射预定要求的射击诸元^[3]。因此, 弹道仿真计算是软件射表的重要组成部分。在软件射表中, 采用六自由度火箭运动模型, 火箭运动方程如下, 式中各符号意义参见^[4]。

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{v} = \frac{1}{m} [P \cos \alpha \cos \beta - X - mg \sin \theta] \\ \dot{\theta} = \frac{1}{m} [P \sin \alpha \cos \gamma_v + \cos \alpha \sin \beta \sin \gamma_v] + Y \cos \gamma_v - Z \sin \gamma_v - mg \cos \theta \\ \dot{\Psi}_v = - \frac{1}{mv \cos \theta} [P (\sin \alpha \sin \gamma_v - \cos \alpha \sin \beta \cos \gamma_v) + Y \sin \gamma_v + Z \cos \gamma_v] \\ J_x \dot{\omega} + (J_z - J_y) \omega \omega = M_x \\ J_y \dot{\omega} + (J_x - J_z) \omega \omega = M_y \\ J_z \dot{\omega} + (J_y - J_x) \omega \omega = M_z \\ \dot{\delta} = \omega \sin \gamma_v + (\dot{\omega} \cos \gamma_v - \omega \sin \gamma_v) \\ \dot{\Psi} = \frac{1}{\omega \cos \theta} \operatorname{tg} \theta (\dot{\omega} \cos \gamma_v - \omega \sin \gamma_v) \\ \sin \beta = \cos \theta [\cos \gamma_v \sin (\Psi - \Psi_v) + \sin \delta \sin \gamma_v \cos (\Psi - \Psi_v)] - \sin \theta \cos \delta \sin \gamma_v \\ \cos \alpha = [\cos \delta \cos \theta \cos (\Psi - \Psi_v) + \sin \delta \sin \theta] / \cos \beta \\ \sin \gamma_v = (\cos \alpha \sin \beta \sin \delta - \sin \alpha \sin \beta \cos \gamma_v \cos \delta + \cos \beta \sin \gamma_v \cos \delta) / \cos \theta \\ \dot{x} = v \cos \theta \cos \Psi_v \\ \dot{y} = v \sin \theta \\ \dot{z} = -v \cos \theta \sin \Psi_v \\ \dot{m} = -m_c \end{array} \right. \quad (5)$$

设 W_x, W_y, W_z 为风在地面坐标系中的分量, V_x, V_y, V_z 为火箭速度分量, 则火箭相对风的速度 V_w 、速度倾角 θ_w 及偏航角 Ψ_{vw} 为^[4]:

$$\begin{cases} V_w = \sqrt{(V_x - W_x)^2 + (V_y - W_y)^2 + (V_z - W_z)^2} \\ \theta_w = \arctg \left[\frac{V_y - W_y}{(V_x - W_x)^2 + (V_z - W_z)^2} \right] \\ \Psi_{vw} = \arctg \left[\frac{-V_z + W_z}{V_x - W_x} \right] \end{cases} \quad (6)$$

进而由运动几何关系可得出与相对速度 V_w 对应的攻角 α_w 、侧滑角 β_w 及滚转角 γ_w ^[4], 它们用于火箭飞行时气动力和力矩的计算。

$$\begin{cases} \beta_w = \sin^{-1} [\cos \theta_w (\cos \gamma_w \sin(\Psi - \Psi_{vw}) + \sin \theta_w \sin \gamma_w \cos(\Psi - \Psi_{vw})) - \sin \theta_w \cos \theta_w \sin \gamma_w] \\ \alpha_w = \cos^{-1} [(\cos \theta_w \cos \theta_w \cos(\Psi - \Psi_{vw}) + \sin \theta_w \sin \theta_w) / \cos \beta_w] \\ \gamma_w = \cos^{-1} [(\cos \gamma_w \cos(\Psi - \Psi_{vw}) - \sin \theta_w \sin \gamma_w \sin(\Psi - \Psi_{vw})) / \cos \beta_w] \end{cases} \quad (7)$$

建立火箭的运动方程后, 采用八阶龙格库塔法计算, 即可实现弹道仿真。

用软件射表进行风修, 必须测定发射场实际风场。通常采用小球测风法对 0 至 10km 高度的风速风向进行测定。10km 以上高度, 由于风场较稳定, 风速逐渐减小, 同时由于火箭此时相对风速度较大, 受风的影响程度小。理论分析计算表明, 该高度层以上风对弹道的影响, 只占全程高度风对弹道影响的 4% 左右, 因此在飞行弹道设计中, 只考虑 0 至 10 km 高度的风场影响。风场测定约在火箭发射前 30 分钟进行。

对给定的发射仰角和方位角, 从发射点开始至弹道顶点进行仿真计算, 即可得出一条计算弹道。该计算弹道是否为预期的飞行弹道, 则看它是否满足分离点条件式 (1) 和 (2)。软件射表进行风修正的实质就是在实际风场条件下, 通过弹道仿真和搜索迭代调整发射仰角和方位角, 最终使弹道满足分离条件。通常取无风标准弹道的射角作为初值。虽然风对弹道影响的定量分析较为复杂, 但风对飞行弹道影响的规律却较易于确定, 例如对本文所论及的气象火箭, 迎头风将使弹体仰角降低, 顺风则使弹体仰角抬高, 右侧侧风将使弹体向右侧滑, 左侧侧风将使弹体向左侧滑。因此在进行射角和射向调整前, 用试探法得出射角射向的搜索方向, 由于风对飞行弹道影响规律的确定性, 搜索迭代收敛很快。

当发射方位角不变时, 分离点高度是发射仰角的函数, 即:

$$H = f(\theta) \quad (10)$$

设 θ^* 为所求的发射仰角, H^* 是满足分离条件(1) 的高度, 则对邻近 θ^* 的任一 θ , 有:

$$H^* = f(\theta) + df/d\theta(\theta^* - \theta) + O((\theta^* - \theta)^2) \quad (11)$$

略去高阶小量, 将微分用差分替代, 得到发射仰角 θ 的迭代公式:

$$\theta^* = \theta_{k+1} = \theta_k + (\theta_k - \theta_{k-1}) / (H_k - H_{k-1})^* (H^* - H_k) \quad (12)$$

当发射仰角不变时, 设 ϕ_k 为发射方位角为 Ψ_k 时分离点的方位角, ϕ 为分离点标准方位角, 则发射方位角 Ψ 的迭代公式为:

$$\Psi_{k+1} = \Psi_k - (\phi_k - \phi) \quad (13)$$

由于射角射向调整相互影响, 因此应同时对式 (12) 和 (13) 进行迭代, 直至分离条件全部得到满足。

3 软件射表风修计算结果及分析

为了检验软件射表在各种风场条件下的使用性能, 表 1 中给出 5 种风场软件射表结果, 并与平均弹道风法进行比较。为了具有可比性, 平均弹道风修正法得出射角和射向后, 再用同样的弹道仿真程序计算出分离点弹道高度和方位角, 但仿真计算过程中所加风场为平均弹道风。

表1 软件射表风修正计算与平均弹道风方法比较

Tab.1 Wind compensation results of software fire table and mean trajectory wind method

风	平均弹道风		标准弹道			软件射表结果				平均弹道风法结果			
	W	Φ	θ	H_d	Ψ_d	θ	Ψ_0	H_d	Ψ_d	θ_0	Ψ_0	H_d	Ψ_d
1	5.3	256	85	67	270	87.9	291.1	67.1	270.4	87.7	289.7	66.7	267.5
2	4.6	303	85	67	270	87.1	241.6	67.1	269.2	86.8	239.0	66.5	273.3
3	3.5	97	87	70	270	85.6	274.7	70.1	270.3	85.5	273.2	69.7	272.6
4	6.1	215	87	70	270	87.8	336.2	70.0	270.8	87.2	335.4	69.3	267.6
5	4.2	152	87	70	270	84.7	299.2	70.1	270.6	84.2	300.7	69.4	272.8

表中: W = 风速(m/s), Φ = 风向, θ = 发射射仰角, Ψ_0 = 发射方位角. 角度单位为度, 正北为0, 顺时针为正, 标准弹道 $\Psi_0 = 270^\circ$. 从表1可以看出, 对五种不同的风场情况, 用软件射表及平均弹道风修正法得出发射射仰角和方位角与无风理想弹道时相比均不相同, 这是由于风场对弹道存在影响, 必须对射角射向加以修正. 用软件射表得出的修正后的射角射向, 与平均弹道风法的结果存在一定差别, 但修正的趋向是一致的, 差别是由于两种风修正方法的原理不同而产生的. 从分离点弹道高度及方位角来看, 软件射表得出的分离点弹道导弹高度 H_d 更接近无风时的理想弹道, 方位角 Ψ_d 偏差也较小.

对气象火箭实际发射试验, 应用软件射表对4种不同风场条件进行风修计算, 表2给出射角射向, 分离点高度及方位计算结果, 并与雷达实测数据进行比较.

表2 软件射表飞行弹道预示及雷达实测结果

Tab.2 Flight prediction results of software fire table compared with radar measurements

风	弹道风		仿真计算结果				雷达实测		误差	
	W	Φ	θ	Ψ_0	H_d	Ψ_d	H_d	Ψ_d	H_d	$\Delta\Psi_d$
1	3.4	226	87.6	310.0	70.1	270.2	69.1	270.6	1.4%	0.6
2	6.7	314	89.2	207.0	70.1	270.8	68.7	273.1	2.1%	3.1
3	5.2	267	88.5	282.1	70.05	270.1	68.2	268.3	2.8%	1.7
4	4.4	235	87.7	317.4	70.02	270.6	69.2	268.3	1.2%	0.7

表2中标准弹道参数为: $\theta_0 = 87^\circ$; $\Psi_0 = 270^\circ$; $H_d = 70(km)$, $\Psi_d = 270^\circ$; $\Delta\Psi_d$ 为雷达实测方位角与无风理想方位角之差(度). 从表2结果可以看出, 根据软件射表计算出的发射角, 仿真弹道在分离点的高度及方位与雷达实测数据偏差很小, 分离点高度偏差 $< 3\%$, 弹体方位偏差 $< 4^\circ$. 两项指标的精度皆高于以往采用的平均弹道风补偿法(分离点高度偏差 $< 4.5\%$, 弹体方位偏差 $< 7^\circ$).

4 结论

气象探测火箭发射用软件射表, 应用弹道数值仿真技术和迭代搜索方法, 对实际风场条件下的火箭弹道进行仿真计算和射角射向修正, 从而实现风修和弹道预示. 经过分析计算比较和实际发射应用, 证明软件射表对各种风场条件的射角射向均能正确修正. 与以往的平均弹道风补偿法所制定的风修射表相比, 软件射表风修计算更准确. 由于软件射表采用了数值仿真技术和搜索迭代方法, 根据气象诸元在计算机上直接计算发射角, 因此无需进行风修曲线绘制或文件型射表编制. 与传统射表相比, 软件射表法具有更强通用性.

参考文献:

- [1] 王庆昌等. 探空火箭风补偿计算[J]. 国防科技大学学报, 1984. (1).
- [2] Robert L M. Calculation of wind compensation for launching of unguided rockets [A]. NASA TN- D- 645.
- [3] 周骆晶. 固体火箭飞行试验仿真计算及计算机射表编制[D]. 国防科技大学, 1999.
- [4] 钱杏芳等. 导弹飞行力学[M]. 北京: 北京工业学院出版社, 1987.