

文章编号: 1004-2486 (2000) 03-0057-03

变化风场对气象火箭射高的影响*

孙丕忠, 夏智勋, 张育林

(国防科技大学航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 建立了变化风场的气动力模型, 讨论了风梯度的气动力效应。对气象火箭在弹道风和变化风场中的飞行轨迹进行了数值仿真。计算结果表明: 该模型正确合理, 与实际飞行结果吻合好。

关键词: 风梯度; 风切变; 气象火箭; 仿真

中图分类号: V55 **文献标识码:** A

The Effect of Variable Wind Field on the Overall Height of Meteorological Rocket

SUN Pi-zhong, XIA Zhi-xun, ZHANG Yu-lin

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

Abstract: The aerodynamic model of variable wind field is established, the aerodynamic effect of wind gradients is discussed. The flight path of meteorological rocket in the variable wind field and ballistic wind field is numerical simulated. The calculation results show that the model is reasonable and the results are consistent with those of really flight.

Key words: wind gradients; wind shear; meteorological rocket; simulation

风对无控火箭运动特性的影响十分显著, 它既影响火箭的射高, 又影响火箭的落点散布。考虑风对飞行特性的影响时, 一般将总的风速 W 分解为平均风和紊流^[1]。平均风是风速基准值, 随时间和空间变化, 所以, 平均风应指特定时间内风速的平均值。紊流是指叠加在平均风上的连续随机脉动, 也随时间和空间变化。计算风随时间和空间变化的风场模型十分复杂, 因此, 以往研究风对火箭或导弹的影响时, 都将风视为一不随时间和空间变化的弹道风处理, 这种模型显然比较粗略。对飞行时间较短的气象火箭来说, 可以认为平均风在火箭飞行过程中不随时间变化, 即飞行力学中的“冻结场”假设, 同时也可忽略垂直风和紊流的影响, 但风随高度的变化应予考虑。

1 弹道风模型

弹道风指用一个大小、方向都不变的平均风来代替实际变化的风, 使平均风所引起的主动段终点弹道倾角的偏差量等于实际风所引起的偏差量。其计算公式可表示为

$$W = \sum_{i=1}^n (\dot{\gamma}_i - \dot{\gamma}_{i-1}) \times W_i \quad (1)$$

式中, n 表示从起飞到主动段终点之间高度离散点数; $\dot{\gamma}_i = 1 - \frac{\Delta(r_p)_{te, i}}{\Delta(r_p)_{\max}}$, 表示风权; $\Delta(r_p)_{te, i}$ 表示在 $[y_i, y_{te}]$ 高度层内由于风所引起的弹道倾角的偏差量; y_i, y_{te} 分别表示第 i 个离散点和主动段终点对应的高度; $\Delta(r_p)_{\max}$ 表示在整个主动段上由于风所引起的弹道倾角的偏差量; W_i 表示在 $[y_{i-1}, y_i]$ 高度层内的平均风。

工程计算时可以采用等权方法计算弹道风。(1) 式可化为

$$W = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n W_i \quad (2)$$

弹道风用大小、方向都不随时间和空间变化的平均风来代替实际变化的风场, 适用于全弹道。

* 收稿日期: 1999-04-07
基金项目: 部委级重大科研资助项目
作者简介: 孙丕忠 (1969-), 男, 讲师。

2 平均风模型

2.1 平均风及风梯度

平均风数据来源于发射前发射场的实测数据, 包括测量高度点上的水平风速 W 、风向 θ_w (以正北为起点, 顺时针为正) 及风切变 W_s 。任意高度上的水平风速、风向及风切变可由风场实测数据经插值得到, 进而可得风速在发射坐标系 $ox_g y_g z_g$ 中的分量为

$$\begin{cases} W_{x_g}(y_g) = W(y_g) \cos(\theta_w(y_g) - \theta_{x_g}) \\ W_{z_g}(y_g) = W(y_g) \sin(\theta_w(y_g) - \theta_{x_g}) \\ W_{y_g} = 0 \end{cases} \quad (3)$$

式中 θ_{x_g} 为发射坐标系 $ox_g x_g$ 轴与正北的夹角。风速梯度在发射坐标系中的分量为

$$\begin{cases} \frac{\partial W_{x_g}}{\partial y_g} = W_s(y_g) \cos(\theta_w(y_g) - \theta_{x_g}) \\ \frac{\partial W_{z_g}}{\partial y_g} = W_s(y_g) \sin(\theta_w(y_g) - \theta_{x_g}) \end{cases} \quad (4)$$

进而由发射坐标系和箭体坐标系 $oxy_b z_b$ 之间的关系^[2]可以求出风速梯度在箭体坐标系中的分量。

2.2 风梯度的气动效应

研究弹道风对气象火箭的影响时, 认为风速沿火箭箭体均匀分布。然而, 实际风场总不是均布的, 因此, 实际风速沿箭体也呈非均匀分布, 这将在火箭上产生附加气动力。

图1为风速分量沿火箭箭体的风梯度示意图。显然, 由于风速梯度的存在, 使得火箭表面上每一点都获得一个附加加速度。以风速分量

沿火箭纵轴 ox_b 方向的梯度 $\frac{\partial W_{y_b}}{\partial x_b}$ 为例, 其附加加速度方向垂直于连接质心至该点的向径 ρ , 其

值等于 $\frac{\partial W_{y_b}}{\partial x_b} \rho$ 。因此, 火箭表面上各点的局部

迎角和无风梯度时不同, 这种迎角的改变将产生附加空气动力, 该附加空气动力对火箭质心运动影响很小, 一般可以忽略不计。但由其产生的绕 oz_b 轴的附加气动力矩对火箭的姿态运动有一定影响, 因此, 必需予以考虑。

在风速梯度不很大时, 风梯度的影响可用下述线性模型表示为

$$\Delta M_{z_b} = q S_M L m_{z_b}^{V^2} \cdot \frac{L}{V} \frac{\partial W_{y_b}}{\partial x_b} \quad (5)$$

式中, q 为速度头; S_M 、 L 分别为火箭的特征面积和特征长度; V 为导弹空速; $m_{z_b}^{V^2} \cdot \frac{L}{V} \left(\frac{\partial m_{z_b}}{\partial \left(\frac{\partial W_{y_b}}{\partial x_b} \right)} \right)$ 为

无量纲力矩系数 m_{z_b} 对无量纲风速梯度 $\frac{L}{V} \frac{\partial W_{y_b}}{\partial x_b}$ 的导数, 该气动导数应由理论或实验空气动力学的方法确定, 目前还没有可供使用的精确计算方法或实验数据。根据气象火箭外形的特点和动导数的概念, 可用下述近似方法确定 $m_{z_b}^{V^2}$:

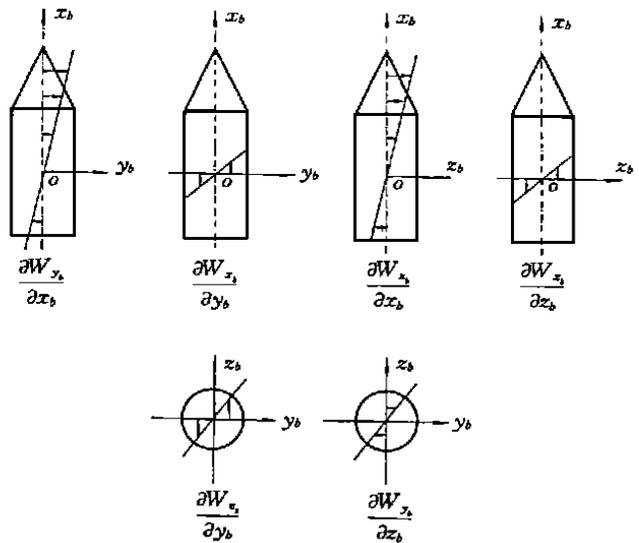


图1 风梯度的气动效应

Fig. 1 Aerodynamic effect of wind gradients

$$m_{z_b}^{\omega} = m_{z_b}^{\omega} - m_{z_b}^{\alpha} \tag{6}$$

故由风速梯度 $\frac{\partial W_{y_b}}{\partial x_b}$ 引起的附加气动力矩 ΔM_{z_b} 可以表示为

$$\Delta M_{z_b} = \frac{qSML^2}{V} \left(m_{z_b}^{\omega} - m_{z_b}^{\alpha} \right) \cdot \frac{\partial W_{y_b}}{\partial x_b} \tag{7}$$

类似地, 根据气象火箭轴对称的特点, 由图 1 给出风梯度引起的附加气动力矩的表达式为

$$\Delta M_{x_b} = \frac{qSML^2}{V} \left[m_{x_b}^{\omega} \left(\frac{\partial W_{z_b}}{\partial y_b} - \frac{\partial W_{y_b}}{\partial z_b} \right) \right] \tag{8}$$

$$\Delta M_{y_b} = \frac{qSML^2}{V} \left[\left(m_{y_b}^{\omega} - m_{y_b}^{\beta} \right) \left(\frac{\partial W_{x_b}}{\partial z_b} - \frac{\partial W_{z_b}}{\partial x_b} \right) \right] \tag{9}$$

$$\Delta M_{y_b} = \frac{qSML^2}{V} \left[\left(m_{y_b}^{\omega} - m_{y_b}^{\beta} \right) \left(\frac{\partial W_{x_b}}{\partial x_b} - \frac{\partial W_{z_b}}{\partial y_b} \right) \right] \tag{10}$$

3 考虑风场影响的弹道仿真模型

考虑风场影响时火箭的姿态运动方程可参考文献 [1], 质心运动方程可参考文献 [3]。弹道仿真模型采用全姿态运动微分方程, 引入了双欧法^[4]来消除方程的奇异性, 避免了四元数法由积分求有界参数难以确定边界值而产生的方法误差。

4 仿真结果分析及结论

对某气象火箭在某实际风场中的飞行轨迹分别用等效弹道风场和实际变化风场进行数值模拟, 其高度随时间的变化曲线如图 2, 其中曲线 1 为弹道风场, 曲线 2 为变化风场, 曲线 3 为实际风场。

结果表明: 考虑风梯度的气动力效应时, 火箭的模拟飞行轨迹与实际飞行轨迹十分吻合, 射高偏差为 0.923%, 而用弹道风模型模拟时射高偏差为 3.07%。因此, 该模型正确合理, 适用于预示精度要求较高的气象火箭或导弹的飞行轨迹。

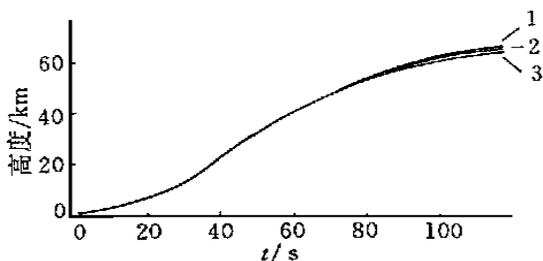


图 2 气象火箭的飞行路径

Fig. 2 Flight path of meteorological rocket

参考文献:

[1] 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
 [2] 龙乐豪. 总体设计 (上) [M]. 北京: 宇航出版社, 1989.
 [3] 孙丕忠, 谢祖源. 变化风场中飞行器在气流坐标系中的质心运动方程 [J]. 力学与实践, 1996, 18 (5): 66-67.
 [4] 黄雪樵. 克服欧拉方程奇异性的双欧法 [J]. 飞行力学, 1994, 12 (4): 28-37.