

一种固体导弹最大射程评定方法^{*}

张为华 方 甬 张育林

(国防科技大学航天技术系 长沙 410073)

摘 要 本文提出了一种基于固体火箭发动机性能散布分析的固体导弹最大射程评定方法, 将系统辨识、性能散布分析和统计分析有机结合, 实用性强, 对固体导弹试验鉴定技术研究具有重要意义。

关键词 固体导弹, 射程, 评定方法

分类号 V 435 1

Maximum Range Evaluation Method for Solid Missiles

Zhang Weihua Fang Dingyou Zhang Yulin

(Department of Aerospace Technology, NUDT, Changsha 410073)

Abstract In this paper, the maximum range evaluation method for solid missiles based on solid rocket motor performance dispersion analysis is presented. The method is the combination of system identification, performance dispersion analysis for solid rocket motor and range statistic analysis, which is practical and significant for solid missiles flight test qualification.

Key words solid missiles, maximum range, evaluation method

1 概述

固体导弹最大射程是导弹重要的战术技术指标之一。导弹射程与发射点位置、射向、发射环境等发射条件有关, 不同条件下所获得的射程是不同的。在统计学上, 它们不属于同一母体, 不能进行比较。因此, 为了评定导弹的最大射程, 必须寻求一个统一的标准发射条件。在标准发射条件下, 如果导弹的基本参数(产品状态)处于标准状态(设计状态), 不考虑干扰因素的影响, 导弹的射程是一个确定值。实际上, 由于导弹各部件存在加工误差, 固体推进剂存在组分差异, 发动机工作过程中喷管不可避免地产生沉积和烧蚀, 装药和结构存在质量偏差及称重误差等, 因而导弹产品的基本参数与标准值之间总会产生一定偏差(干扰因素)。因此, 同一批次的导弹产品即使在标准发射条件下发射, 由于干扰因素的作用, 射程也是不同的, 且呈随机散布。

固体导弹最大射程并不是导弹射程散布中的最大可能射程, 而是在标准发射条件下, 批次产品在一定置信度水平下所能达到的射程下限。

标准发射条件是理想化的条件, 实际上并不存在。而统计分析则需要大量实验数据, 对大型固体导弹而言是十分困难的。因此, 试图通过实弹射击和统计分析来确定导弹最大射程是不可能的, 导弹的最大射程评定只能根据少量实验数据和导弹飞行仿真来完成。本文提出的方法, 是采用批次产品中一发成功的导弹飞行试验数据和各级发动机地面试验数据, 以及各干扰因素的方差数据, 采用系统辨识技术和蒙特卡罗法模拟导弹的实际飞行过程, 用数值仿真和统计分析方法评定导弹最大射程。该方法所用实验数据很少, 这将大大节省试验费用, 具有显著经济效益。

由固体导弹弹道计算知, 对固体火箭发动机来说, 只要提供推力、流量随时间变化的规律及初始质量等, 就可通过数值求解弹道方程获得导弹射程。大量的固体火箭发动机地面试验表明, 按照同样

^{*} 1998年9月28日修订

第一作者: 张为华, 男, 1962年生, 教授

的设计图纸, 同样的加工工艺过程生产的批次产品, 在同样试验条件下试验, 由于存在原材料性能散布和产品制造误差等, 燃烧室压强、推力和工作时间等呈随机散布。除此之外, 导弹在飞行过程中, 由于加速度的影响, 将改变发动机的工作环境, 使发动机参数相对地面试验参数有一个系统的偏离。例如某些导弹由于加速度影响, 使发动机装药的燃速增大, 使飞行发动机推力和流量系统地大于地面试验值, 这给导弹射程评定带来许多困难。

导弹飞行过程中直接测得的发动机参数仅有燃烧室压强随时间变化的数据。为了确定发动机在飞行条件下提供的推力, 必须确定飞行过程中发动机喷管喉径变化规律、装药燃烧规律、喷管效率、燃烧室效率和各种干扰因素等。这些参数光凭飞行中测得的燃烧室压强变化数据是难于获得的, 有些参数需要借助于地面实验数据。根据以上分析, 本文提出了基于固体火箭发动机性能散布分析的固体导弹最大射程评定方法, 其导弹射程仿真计算过程如图 1 所示。

2 固体火箭发动机性能计算

2.1 喷喉半径变化模型

首先由地面实验数据确定喷喉半径随时间的变化曲线。

根据推力公式, 有

$$r_{ex} = \frac{1}{4\pi C_{FV}} \sqrt{\frac{F_{ex} + A_e p_a}{p_{ex}}} \quad (1)$$

对不同的喉衬材料, 由 (1) 式确定的喷喉半径随时间的变化规律是不同的。图 2 示出了发动机喉径 $r_{ex}(t)$ 变化曲线。

对于图 2 所示的喉径变化情况, 可把喉径变化按时间分为两段, 前一段为 AlO_3 消融和缓慢烧蚀阶段, 后一段为稳态烧蚀阶段。前一段的喉径变化还难于与发动机工作参数建立联系, 假设烧蚀模型为时间的二次多项式。

对于稳态烧蚀阶段, 根据传热和烧蚀分析, 喉衬的烧蚀速率随燃烧室压强增加而增加, 随喉径增大而减小。因此, 假设喉衬的烧蚀速率为:

$$r_i(t) = kp^m / d_i^2 \quad (3)$$

对于不同的发动机工作条件和不同的喉衬材料, k 和 m 值是不同的, 它们是待定常数。

2.2 喷喉烧蚀辨识

应用系统辨识理论对喷喉烧蚀参数辨识。在喷喉烧蚀辨识中, 数据就是发动机工作中测得的数据, 模型类就是前面讨论的烧蚀模型, 辨识准则就是最小二乘法, 使残差平方和最小。

固体火箭发动机地面实验中测得的数据有燃烧室压强和发动机推力随时间的变化曲线。应用最小二乘法确定喷喉烧蚀模型中的待辨识参数。

对于图 2 所示曲线的 AB 段, 喉径变化的数学模型为

$$r_i(t) = r_{w1} + a_1(t - t_1) + a_2(t - t_1)^2$$

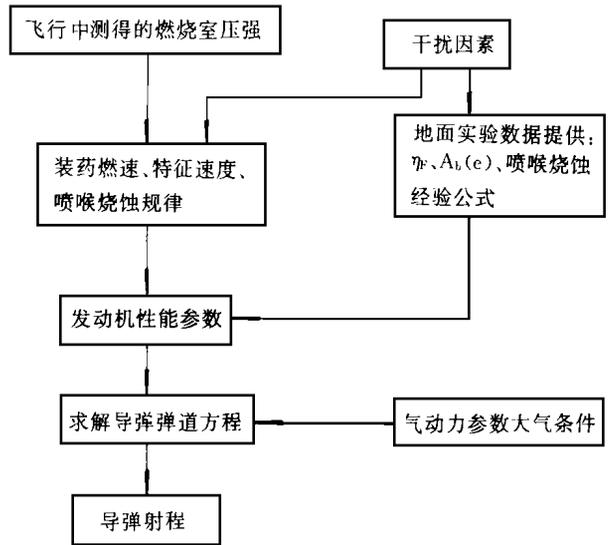


图 1 固体导弹射程仿真框图

Fig. 1 flow diagram of range simulation for solid missiles

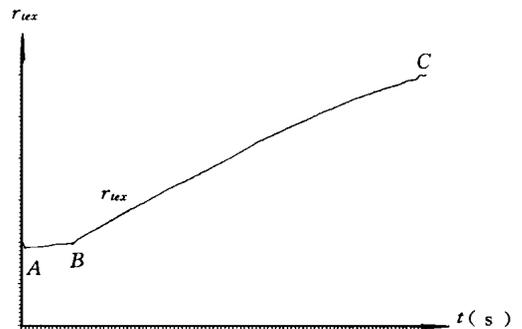


图 2 喉径随时间变化曲线

Fig. 2 variation of throat radius with time

由残差平方和对待辨识参数的导数等于零, 可直接求解得到待辨识参数 a_1 和 a_2 。图 3 示出了发动机喉径 $r_{tex}(t)$ 和 $r_t(t)$, 根据拟合的 $r_t(t)$ 曲线计算的 $F(t)$ 曲线与实验曲线 $F_{ex}(t)$ 的比较示于图 4 中。由图可见, 拟合程度很好。

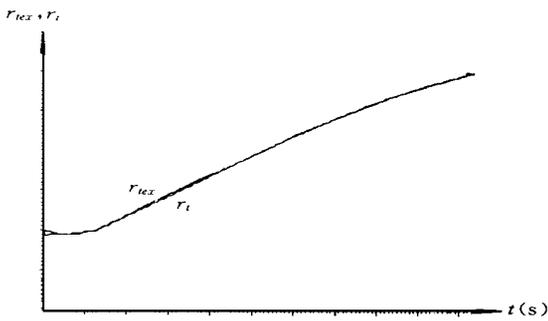
图 3 $r_{tex}(t)$ 和 $r_t(t)$ 曲线

Fig 3 the measured and Calculation curve for throat radius

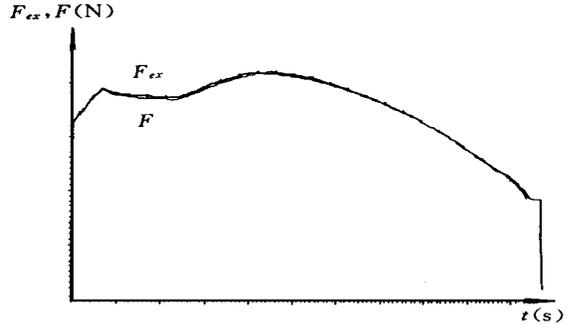
图 4 $F_{ex}(t)$ 和 $F(t)$ 曲线

Fig 4 the measured and Calculation thrust curve

2.3 飞行发动机燃速辨识

随导弹飞行的发动机, 由于加速度的影响, 推进剂的燃速将不同于地面实验发动机。在计算发动机性能时, 不能直接使用地面实验数据。由于飞行试验中只提供压强—时间曲线, 因此燃速辨识只能根据压强数据来进行。选择燃速模型为 $r = bp^n$, 燃速辨识数学模型为平衡压强公式

2.4 飞行发动机内弹道计算

内弹道计算主要计算燃烧室压强随时间的变化曲线。燃烧室压强随时间变化曲线分为三段, 即上升段、稳态工作段和下降段。稳态工作段的压强按平衡压强公式计算。对于上升段和下降段, 采用零维非定常方程计算。

3 导弹飞行仿真

3.1 飞行发动机性能计算

为了计算导弹弹道, 需要提供飞行发动机性能参数。为使外弹道计算方便, 一级发动机提供地面性能参数, 后续级发动机提供真空性能参数。飞行发动机性能为:

一级发动机:

$$F_H = F_g + A_e(p_{ag} - p_H) \quad (4)$$

后续级发动机:

$$F_H = F_V - A_e p_H \quad (5)$$

飞行发动机质量流量:

$$q_m = \frac{p_{ex} A_t}{c} \quad (6)$$

3.2 导弹飞行仿真

为了评定导弹最大射程, 首先要计算各种随机干扰因素作用下导弹在标准发射条件下的射程, 然后进行统计分析。因此, 需要分析干扰因素, 构成随机变量, 并进行外弹道计算及统计分析。

发动机性能参数随机散布的主要原因是发动机各部件的加工误差、推进剂各组分的性能偏差和称重偏差以及发动机工作过程中的随机因素, 这些随机因素将使发动机的基本参数偏离设计值。经过分析, 确定的随机变量有特征速度、燃速、推进剂密度、装药最大肉厚、喷喉初始直径、喷喉烧蚀系数、喷管效率和发动机各级质量, 其中包括装药质量偏差和各级的称重偏差。可以取辨识得到的参数为随机变量的平均值。对于随机变量的标准差, 与生产过程的质量控制和工艺等密切相关。

蒙特卡罗法 (也称统计试验法) 的基本思想是利用计算机数值模拟来代替实验。在导弹飞行仿真

中, 如果只考虑发动机的干扰因素, 仿真过程如图 5 所示。入口参数就是影响发动机性能的诸随机变量, 发动机数学模型为内弹道计算方程, 发动机输出参数为随机量性能参数 $F(t)$, $q_m(t)$, 这些量又是导弹飞行仿真的入口参数。导弹飞行仿真的数学模型是标准发射条件下的外弹道计算方程, 其输出参数为导弹射程。由图可见, 蒙特卡罗法由三部分组成:

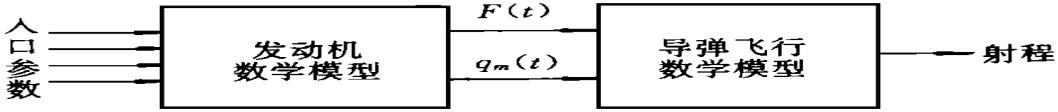


图 5 射程仿真的蒙特卡罗法流程图

Fig. 5 flow diagram of Monte Carlo method for range simulation

一是入口随机参数, 二是数学模型, 三是随机输出量。对随机输出量固体导弹射程进行统计分析, 就可得到一定置信水平下的最大射程。因此, 蒙特卡罗法的关键技术是产生与发动机入口参数等价的随机数。

根据入口参数模拟值, 经过发动机内弹道计算和性能计算, 可得到导弹外弹道计算所需要的发动机参数 $F(t)$ 和 $q_m(t)$, 由导弹外弹道计算方程可求解得到导弹在标准发射条件下的射程。

4 最大射程评定

通过 n 次蒙特卡罗法模拟飞行实验以后, 可以得 n 个导弹射程 $L_i (i= 1, 2, \dots, n)$, 把 n 个射程按从小到大的顺序排序 $L_j (j= 1, 2, \dots, n)$, 根据频率近似等于概率, 可得

$$P \{L \leq L_{max}\} = \frac{j}{n}$$

式中 j 为 n 次实验中 $L \leq L_{max}$ 的次数。由上式得

$$j = nP \{L \leq L_{max}\}$$

j 即为射程排序中的 j 编号, 第 j 个射程即为给定置信度下的最大射程。

5 算例及结果

以远程固体导弹为例, 进行了射程评定仿真研究。射程计算结果如图 6 所示。

6 结论

(1) 应用辨识技术确定发动机中推进剂燃速和喷喉烧蚀规律是可行的, 它是总体均值的无偏估计。

(2) 用蒙特卡罗法模拟发动机实验和导弹飞行试验是可行的, 可用于导弹最大射程评定。

(3) 把辨识技术和蒙特卡罗法结合起来解决导弹射程评定问题所用的实验数据非常少, 这是一个非常经济和有效的方法。

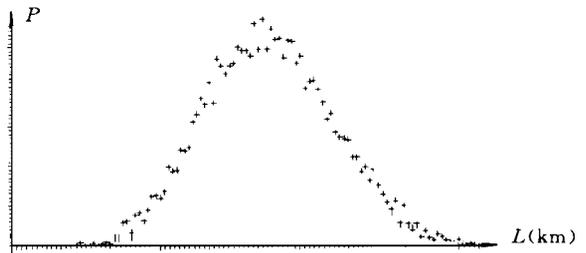


图 6 导弹射程分布

Fig. 6 range distribution form missiles

参考文献

- 1 方丁酉. 固体火箭发动机参数辨识. 推进技术, 1992 (2)
- 2 杨涛, 张为华等. 固体火箭发动机反喷管打开后的瞬变参数辨识研究. 固体火箭技术, 1989 (4)
- 3 方丁酉, 张为华. 固体火箭发动机喉径变化辨识. 推进技术, 1997 (2)