

亚声速火箭橇试验巡航弹道设计

解珍珍, 杨 珍, 付 良, 张晨辉

(中国兵器工业试验测试研究院, 陕西 华阴 714200)

摘要:为有效获取亚声速导弹弹翼展开、子弹抛散、液体发动机工作时序及速度时程曲线,以火箭橇地面模拟试验系统为基础,根据火箭橇运动学方程,提出一种亚声速火箭橇试验巡航弹道设计方法,通过验证和数据对比,分析影响弹道精度的主要因素,指出在弹道设计中增加由俯仰力矩和偏航力矩引起的滑动摩擦阻力,实现巡航弹道计算误差控制在 3% 以内。该研究可为后续亚声速巡航导弹、无人机、滑翔弹等武器系统火箭橇验证试验弹道设计提供理论依据和数据支撑。

关键词:火箭橇试验;巡航弹道;俯仰力矩;滑动摩擦阻力

本文引用格式:解珍珍,杨珍,付良,等. 亚声速火箭橇试验巡航弹道设计[J]. 兵器装备工程学报,2020,41(S1):7-10.

Citation format:XIE Zhenzhen, YANG Zhen, FU Liang, et al. Subsonic Rocket Sled Test Cruise Trajectory Designon[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering,2020,41(S1):7-10.

中图分类号:TJ013.2 **文献标识码:**A **文章编号:**2096-2304(2020)S1-0007-04

Subsonic Rocket Sled Test Cruise Trajectory Designon

XIE Zhenzhen, YANG Zhen, FU Liang, ZHANG Chenhui

(Test and Measuring Academy of China Ordnance Industries, Huayin 714200, China)

Abstract: In order to ensure the working sequence and velocity of ballistic conditions of subsonic missile wing deployment, bullets scatter and liquid propellant rocket motors' working parameters testing, this paper proposed a subsonic cruise trajectory design method according to the rocket kinematics equation, then verified by test based on the rocket sled track system. Through the comparing of data and analyzing of the main factors which influencing the precision of ballistic, this research put forward that adding the slide friction resistance cause by the bending moment in ballistic design, then the error was controlled within 1%. These studies provide theoretical basis and data support for the rocket sled ballistic design of subsequent subsonic cruise missiles, unmanned aerial vehicles, glider bomb and other weapon systems verification tests.

Key words: rocket sled test; pitch torque; sliding friction resistance

弹翼展开火箭橇试验通过模拟气流流场及动压,在地面上完成导弹飞行过程中弹翼展开过程的动态模拟,充分验证在典型攻角条件下弹翼结构刚强度、动作可靠性及正确性,地面试验时所选速度是通过高空弹翼展开时的动压推算得到。子弹抛撒火箭橇试验主要是对速度的模拟(因为在实战

中子弹抛撒点与地面较近),在地面上完成导弹多批次抛撒子弹药过程,充分验证导爆索网络技术破壳的正确性、首次子弹药抛撒的正确性(子弹速度、姿态)、维型系统设计的合理性、二次及多次子弹药抛撒的正确性。液体火箭发动机火箭橇试验主要是进气量和航向过载的模拟,要求在整个飞行

过程中要保持一定的速度区间并能在特定点上给予一定值的负向过载,充分验证在典型攻角、典型速度条件下发动机进气道展开动作的正确性,航向过载冲击条件下发动机工作正确性,进气道与发动机的匹配性,燃料供给系统工作可靠性等。三项联合试验要求在弹翼展开区间要维持所要求的速度,子弹抛撒时要维持一定的抛撒速度,液体发动机工作区间保持其所要求的速度即可^[1-2]。

本文利用火箭橇的运动学方程,结合验证试验测试数据,对影响巡航弹道设计中的主要因素进行分析,在弹道计算中加入俯仰力矩引起的滑动摩擦阻力,提高巡航弹道的设计精度。

1 火箭橇的运动学方程

火箭橇运动是将火箭橇限定在地面专用滑轨上的滑动过程,其运动过程一般可以分为主推力火箭发动机工作的主动段运动、巡航火箭发动机工作的巡航段运动、减速段运动、刹车制动段运动,火箭橇在火箭发动机工作时段的运动方程^[3]为:

$$F_i - C_i A \frac{\rho}{2} V^2 - \mu N = m \frac{\partial V}{\partial t} \quad (1)$$

其中: F_i 为火箭发动机推力; C_i 为空气阻力系数; A 为橇系统迎风面积; ρ 为空气密度; V 为火箭橇瞬时速度; μ 为摩擦因数; N 为橇系统瞬时正压力; m 为橇系统瞬时质量。

在此运动方程中, F_i 、 V 、 C_i 、 N 和 μ 都是变化的,取值的精度直接决定了弹道最终的精度。

2 弹道设计

为了达到弹翼展开、子弹抛撒、液体发动机工作性能考核要求,弹道要求速度巡航时间为4~10 s,而发动机工作时间一般为2~3.6 s,因此需采取分批接力推进的方式实现弹道要求。设计的一般思路为:被试品与火箭发动机安装在一个火箭橇体上,静态点燃主推力发动机推动火箭橇体达到被试品要求的速度,之后分2~5次点燃巡航发动机,以抵消火箭橇系统的气动阻力和摩擦阻力,维持火箭橇体速度的平稳,在巡航速度段被试品开展弹翼展开、子弹抛撒、液体发动机点火等相关工况的模拟,实现工作性能的考核,在被试品各项工况模拟完成后火箭橇系统减速滑行,在滑轨末端利用水刹车方法将火箭橇系统无损回收。

利用上述弹道设计方法和思路,根据某巡航导弹火箭橇试验要求,火箭橇设计为一体结构,橇体长度7 m,被试品弹道高度为1.2 m,选用2枚主推力发动机和8枚巡航助推发动机作为动力,火箭橇系统示意图如图1,弹道速度曲线如图2。

设计结果显示,巡航导弹在巡航发动机的接力推动下,巡航速度 255 ± 10 m/s的累积持续时间约8 s,满足总体要求

巡航速度 $0.75 \pm 0.05 Ma$ 、持续时间 ≤ 7 s的要求。

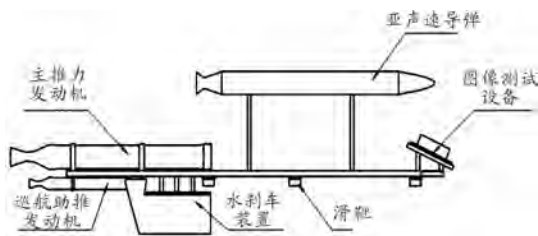


图1 火箭橇系统示意图

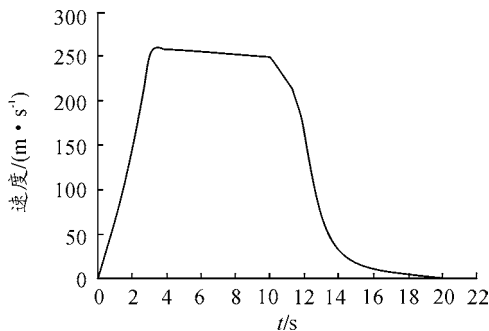


图2 弹道速度曲线

3 试验验证

按照弹道设计方案,实施某巡航导弹火箭橇试验,采用雷达测速系统测量火箭橇运动全程的 $v-t$ 曲线,采用振动过载测试设备测试火箭橇系统的力学环境,雷达测试曲线如图3,航向加速度积分 $v-t$ 曲线如图4。

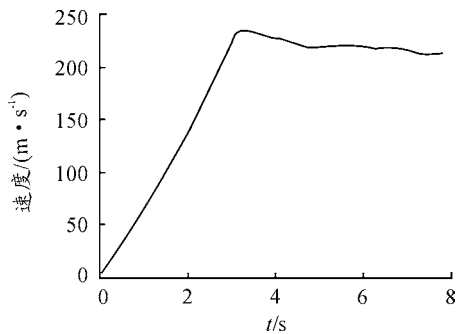


图3 雷达测试曲线

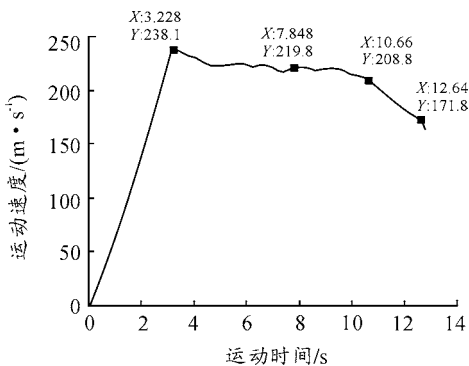


图4 航向加速度积分 $v-t$ 曲线

由测试结果可知,最大速度 238 m/s,巡航段速度 209 ~ 238 m/s,持续时间约 7.4 s,不满足巡航速度要求。对比弹道设计数据与雷达测试数据如表 1 所示。

表 1 弹道设计数据与雷达测试数据

	最大速度/ (m · s ⁻¹)	巡航段速度/ (m · s ⁻¹)	持续时 间/s
弹道设计数据	251	240 ~ 251	8.0
雷达测试数据	238	209 ~ 238	7.4

从表 1 可以看出,设计值与试验测试结果存在较大误差,主要集中在最大速度上,进而引起巡航段的速度出现偏差。

4 弹道的计算精度

火箭橇在运行时所受到的火箭发动机推力、气动阻力和滑动摩擦阻力都会影响弹道的计算精度。弹道误差分析主要针对弹道设计中的火箭发动机推力、气动阻力和滑动摩擦阻力 3 个主要因素的选取分别予以阐述。

1) 推力

本试验所使用的火箭发动机均为固体装药发动机^[4],弹道设计中已按照亚声速弹道条件进行了外弹道推力性能的调整。使用时刻环境温度对发动机的推力有较大影响,药温高,发动机推力普遍提高而工作时间相对缩短,温度低则相反。火箭发动机在运动过程中的推力不是一个恒量,其发动机推力及在弹道设计中是按照 25 ℃ 药温下的推力曲线输入,实际试验为 9 月份,发射时刻的环境温度为 22.5 ℃,温度偏差 2.5 ℃,根据工程经验在火箭橇设计中对发动机推力的影响可以忽略,因此发动机的推力曲线输入是合适的,不会对总体弹道造成明显的影响。

2) 气动阻力

采用建立实体模型进行数值仿真计算^[5],数值计算中的气象参数均采用标准参数,弹道设计中预估空气密度,结合工程经验对气动数据进行修正,实际试验时刻的气象参数则较为随机,气温、气压、湿度等气象因素最直接的影响当天的空气密度,因此其计算与实际火箭橇试验时刻的气象环境仍有不可避免的差别。但本类型试验为亚音速状态,气动阻力对弹道设计的影响较小,气动阻力偏差在 ± 10% 以内,对速度影响不超过 5 m/s,因此,不会对总体弹道造成明显的影响。

3) 滑动摩擦阻力

滑动摩擦阻力与火箭橇系统质量变化、轨道平直度、橇体正压力、随机冲击振动等因素相关^[6-7]。为了消除地效对被试品机构动作的影响,在火箭橇结构设计中将被试品架设高度设置 1 m 以上,且发动机与被试品安装同一级橇体上,

所以此类火箭橇系统长度大、且较高,所需滑靴数量多,在运行过程中产生的力矩大,火箭橇结构刚性与其他类型相比底盘刚性相对较弱,在高速飞行中多组滑靴与轨道配合引起的滑动摩擦力较大,加之该类火箭橇由于质量与动力矛盾,会影响弹道预估的准确性^[8-11]。

5 弹道误差分析

5.1 最大速度误差分析

最大速度偏低的原因主要有两方面:一方面,由于该橇型较长,前后段的刚度好而中间段刚度差,火箭橇系统空气阻力的俯仰力矩形成正压力,增大了橇体的摩擦阻力,另一方面发动机的推力形成偏航力矩也增大了橇体的摩擦阻力^[9-10]。

火箭橇系统水刹车岸斗上部的刚度是最大的,因此将火箭橇体分为前后两个部分,对橇体主要部件空气阻力力矩的求和计算,可以得出前后两段的空气阻力阻心和空气阻力。

对于橇体前段形成的俯仰力矩主要为被试品的迎风阻力形成的俯仰力矩、前支撑架的迎风阻力形成的俯仰力矩、两台图像测试设备的迎风阻力形成的俯仰力矩、橇体前底盘的迎风阻力形成的俯仰力矩。对于橇体后段形成的俯仰力矩主要为发动机头部的迎风阻力形成的俯仰力矩、水刹车岸斗的迎风阻力形成的俯仰力矩、橇体后底盘的迎风阻力形成的俯仰力矩。由于该橇的 8 个滑靴均是通过销轴与火箭橇连接,不是全约束状态,火箭橇俯仰力矩在该处不能有效传至滑轨上,因此,在俯仰力矩计算中,均是以销轴为原点。各部分形成的俯仰力矩形成正压力,增加了橇体的摩擦阻力。

同理,在发动机工作时,由发动机的推力偏心形成的偏航力矩增加橇体的侧压力,也就增大橇体的摩擦阻力,因此在弹道计算中也应考虑由俯仰力矩形成的摩擦阻力的部分。

该橇型由于高速飞行中多滑靴与轨道配合、发动机推力偏心等因素造成滑动摩擦力较大,在某巡航导弹火箭橇试验中达到速度误差 12 m/s。

5.2 巡航段速度误差分析

巡航段速度偏低的原因主要有两个方面,一方面是火箭橇系统空气特征阻力形成的俯仰力矩增大正压力,另一方面是巡航推力火箭发动机分批点火存在推力偏心问题,由推力偏心引起俯仰力矩增大正压力,从而引起摩擦阻力增大。

巡航段的时间较长为 7.4 s,误差积累效应影响越来越大,从而引起巡航段速度误差较大,误差为 18 m/s。

通过以上分析可知,由于火箭橇体较长且被试品布设高度较高,滑动摩擦阻力影响是亚声速巡航弹道的主要因素,因此在弹道设计中加入由俯仰力矩和偏航力矩增加的滑动摩擦阻力,重新计算弹道曲线,并与雷达数据进行对比,最大速度误差 1 m/s,巡航段速度误差 1 m/s,最终将火箭橇亚声速弹道误差控制在 1%,计算得到的弹道曲线与雷达测试曲

线如图5所示。

同时,将该分析方法应用于某巡航导弹弹翼展开子弹抛撒火箭橇试验中,对比弹道估算数据与试验雷达测试数据,最大速度误差4 m/s,巡航段速度误差4.5 m/s,最终火箭橇亚声速巡航弹道误差为2.3%,满足速度偏差不大于3%的技术指标,计算得到的弹道曲线与雷达测试曲线如图6所示。

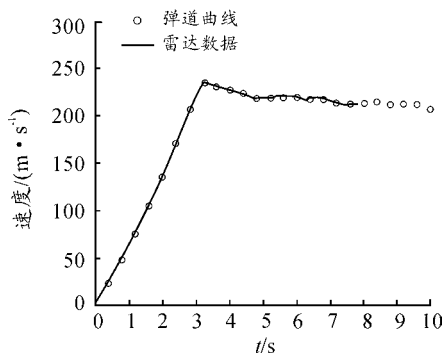


图5 计算得到的弹道曲线与雷达测试曲线

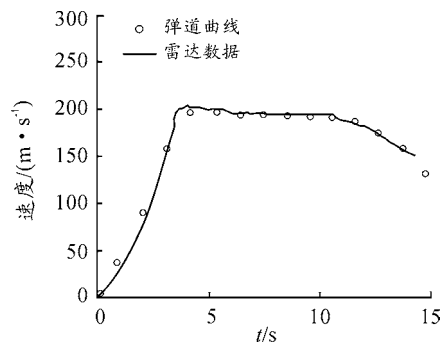


图6 计算得到的弹道曲线与雷达测试曲线

6 结论

所述的火箭橇巡航弹道设计方法,在弹道设计中考虑到由俯仰力矩和偏航力矩引起的滑动摩擦阻力,通过试验数据修正弹道,误差可控制在2%以内,该方法应用于近年来火箭橇巡航弹道设计中,能够满足各类亚声速巡航导弹弹翼展开、子弹抛撒、液体发动机工作性能试验。

参考文献:

- [1] 周伟,郭纲,吕琳琳. 2012年世界. 巡航导弹发展综述[J]. 科技研究,2013(1):9-15.
- [2] 赵晨皓,李为民,刘旭. 巡航导弹装备发展现状及战技特点研究综述[J]. 飞航导弹,2014(1):28-33.
- [3] 周学文,景建斌,田建明. 惯导装置精度火箭橇弹道设计[J]. 导航与控制,2015,39(7):56-60.
- [4] GJB5855—2006, 固体火箭发动机维护试验通用技术要求[S]. 北京:中国标准化出版社,2006.
- [5] 刘军,李磊子. 火箭橇气动阻力系数取值方法技术研究[C]//中国空气动力学会测控技术专委会第六届四次学术交流会论文集. 中国空气动力学会测控技术专委会,2013.
- [6] 房明,孙建红,余元元. 火箭橇系统的摩擦力分析与计算[J]. 航空动力学报,2017,32(11):2769-2776.
- [7] 张雨诗,余元元,赵良玉. 火箭橇轨道系统有限元建模及振动特性研究[J]. 兵器装备工程学报,2018,14(6):14-19.
- [8] CINNAMON J D. Analysis and Simulation of Hypervelocity Gouging Impacts AFIT/DS/ENY/06-01. Ph. D. Dissertation, Air Force Institute of Technology, Wright-Patterson, AFB, OH. 2006.
- [9] HOOSER M. The Holloman High Speed Test Track Gone Soft: Recent Advances in Hypersonic Test Track Vibration Environment. Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, 22nd, St. Louis, MO, 24-26 Jun 2002, AIAA 2002-3035.
- [10] 上官博,徐自力,肖俊峰. 一种正压力随时间变化的微滑移干摩擦模型[J]. 振动工程学报,2016,29(3):444-451.
- [11] 肖乾,周新建,王成国. 考虑摩擦因数与滑动速度相关时的轮轨滚动接触有限元分析[J]. 润滑与密封,2012,37(1):1-5.

(责任编辑 周江川)