

火箭橇运动计算算法优化与试验验证

夏有财, 孙其会, 肖 军, 耿 强, 徐进欣, 马 骏
(中国华阴兵器试验中心, 陕西 华阴 714200)

摘 要: 对火箭橇试验系统进行了动力学分析,研究了火箭橇运动计算方法,在常规算法基础上对各参量计算方法进行改进,并引入了新的参量能量耗散阻力,进而得到优化算法。取四次不同速度的双轨橇车试验结果分别与常规算法和优化算法计算结果进行比较,得到:常规算法计算结果误差最小为 7.67%,误差最大为 37.91%,优化后算法计算结果误差最小为 0.48%,误差最大为 5.0%;取四次不同速度的单轨橇车试验结果分别与常规算法和优化算法计算结果进行比较,得到:常规算法计算结果误差最小为 11.78%,误差最大为 43.64%,而优化算法计算结果误差最小为 0.11%,误差最大为 5.31%。结果表明火箭橇运动计算优化算法相比常规算法能有效提高计算结果精度,计算结果对火箭橇试验设计具有一定工程指导意义。

关 键 词: 火箭橇; 运动计算; 算法优化; 试验验证; 能量耗散阻力

中图分类号: V411.3 **文献标志码:** A

Optimization and test verification of rocket sled motion calculation algorithm

XIA Youcai, SUN Qihui, XIAO Jun, GENG Qiang,
XU Jinxin, MA Jun

(China Huayin Ordnance Test Center, Huayin Shaanxi 714200, China)

Abstract: The dynamic analysis of rocket sled test system was carried out, and the calculation method of rocket sled motion was studied. Based on the conventional algorithm, the calculation method of some parameter was improved, and a new parameter energy dissipation resistance was introduced to obtain the optimization algorithm. Comparing the results of four double-track sled tests with different speeds with the calculation results of the conventional algorithm and the optimized algorithm, it was found that: the minimum error of the conventional algorithm calculation result was 7.67%, the maximum error was 37.91%, and the minimum error of the optimized algorithm calculation result was 0.48%, and the maximum error was 5.0%; comparing the results of four different speed monorail sled tests with the calculation results of the conventional algorithm and the optimized algorithm, it was found that: the minimum error of the conventional algorithm calculation result was 11.78%, and the maximum error was 43.64%, and the calculation result of the optimized algorithm had a minimum error of 0.11% and a maximum error of 5.31%. The results showed that the optimization algorithm of rocket sled calculation can effectively improve the accuracy of calculation results compared with conventional algorithms, and the calculation results have certain engineering guiding significance for rocket sled test design.

收稿日期: 2020-12-01
作者简介: 夏有财(1994—),男,助理工程师,硕士,主要从事火箭橇试验技术研究。

引用格式: 夏有财,孙其会,肖军,等. 火箭橇运动计算算法优化与试验验证[J]. 航空动力学报,2021,36(7):1564-1568. XIA Youcai, SUN Qihui, XIAO Jun, et al. Optimization and test verification of rocket sled motion calculation algorithm[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(7): 1564-1568.

Key words: rocket sled; motion calculation; algorithm optimization; test verification; energy dissipation resistance

火箭橇是一种现代化地面试验设备,利用固体或液体火箭发动机作为动力推动火箭橇车在专用滑轨上高速前进以获取测试物体试验数据的大型地面动态试验系统^[1-5]。火箭橇试验是地面动态测试的重要手段,为国防武器装备以及民用高新技术产品的研究探索、制造使用发挥着重要作用^[6-10]。

火箭橇试验可以准确地、尽可能多地发现被试件在设计制造上的缺陷,使风洞试验和飞行试验得到衔接,填补航空、航天和武器装备系统试验室与飞行试验之间的空白。但火箭橇试验的缺点也比较明显,就是试验准备时间周期长,为准确达到试验目的,减小试验次数,缩短试验周期,试验前需对火箭橇运动弹道进行准确的设计,这就要求能够较准确地进行火箭橇弹道计算。火箭橇车滑行过程中会受到振动、橇车结构、非定常特性、地面效应、摩擦阻力、空气阻力以及助推火箭喷流等因素的影响^[11-13],这都是准确进行弹道计算中要考虑的因素。

众多学者对火箭橇弹道计算影响因素和计算方法进行了研究。王明清^[14]利用内弹道计算发动机推力进而求解火箭橇运动方程,并编制了计算软件。李金河等^[15]通过采用近似推力曲线和平均推力曲线两种方法根据空气动力学原理对火箭橇的运行过程进行了计算,两种方法的计算结果比较表明,采用近似推力曲线计算所得火箭橇的运行过程和出轨速度与试验结果符合较好。并提出在较短运行距离和运行时间范围内,可以忽略超声速和亚声速之间阻力系数差别。王健等^[16]建立了火箭橇-轨道系统的动力学坐标系,运用矢量力学方法对火箭橇、钢轨与轨道枕板进行了受力分析,考虑了系统所受到的气动力、风速、火箭推力、碰撞接触力、冲击制动力、靴轨间隙

等非线性因素,推导建立了火箭橇-轨道耦合动力学模型,并对模型计算结果与试验结果进行了验证。房明等^[17]通过对某型火箭橇试验系统进行分析得到在火箭橇动态试验中,相对滑动速度是摩擦因数的主要影响因素,并且随着滑动速度的增大,摩擦因数逐渐减小,并通过拟合方式得到了摩擦阻力系统计算公式。刘军等^[18]通过空气动力学的理论分析以及利用经验值对单轨火箭橇气动阻力系数进行了估算,并得到飞行马赫数为 1.1 时阻力系数为最大值的结论。

本文对火箭橇进行了动力学分析,引入了能量耗散阻力的概念,实现了非定常状态下火箭橇系统的运动全过程计算,并对计算结果与试验结果进行了比较,对火箭橇试验设计具有一定指导意义。

1 火箭橇结构与动力学分析

1.1 火箭橇车与轨道

火箭橇试验系统一般由火箭橇车与轨道两部分组成,图 1 为美国火箭橇试验所用单轨橇车与双轨橇车。火箭橇车一般包括橇车本体、助推火箭和滑靴等。轨道是经过精密加工的高精度滑轨,轨道精度可达 $\pm 0.20\text{ mm}$ 。图 2 为美国霍洛曼空军基地的高精度火箭橇试验轨道。火箭橇车一般由滑靴、火箭发动机、车体、制动系统等组成^[19]。火箭橇车与轨道之间通过滑靴连接,滑靴包住轨道的钢轨凸缘,用以支撑橇车在滑轨上滑行,滑靴与轨道面之间放置滑块,滑块一般由耐高温和耐磨材料制成,如图 3 所示。火箭橇在轨道上高速滑行时并不是平直滑行而是跳跃前进的,滑靴与轨道之间存在三种运动状态:接触滑行、非接触飞行及碰撞,橇车滑行时所受升力仅为自重

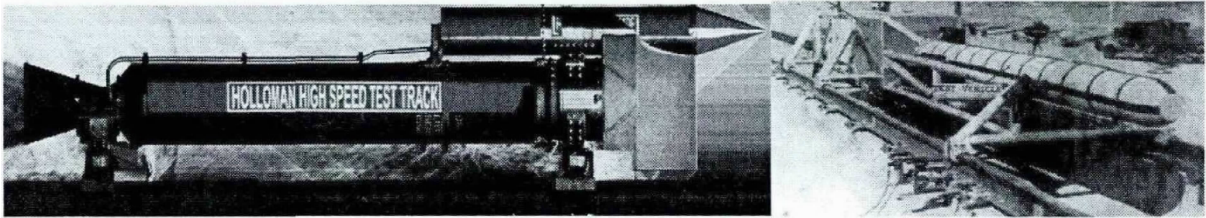


图 1 美国火箭橇试验用单轨橇车与双轨橇车
Fig. 1 Monorail sled and double track sled for rocket sled test in USA



图 2 美国霍洛曼火箭橇轨道
Fig. 2 Holloman rocket sled track

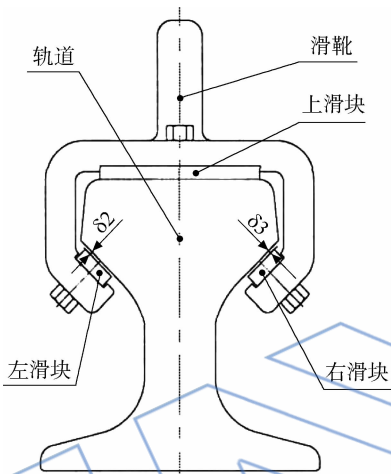


图 3 滑靴与轨道连接示意图
Fig. 3 Schematic diagram of connection between
slider and track

的 0.5%~1.2%，并且是动态变化的，因此运动计算时常忽略升力的影响。

1.2 火箭橇动力学分析

1.2.1 火箭橇运动计算的常规算法

火箭橇车运动常规计算算法如下：

$$F(t) - R_a - R_f = M \frac{dv}{dt} \tag{1}$$

式中 $F(t)$ 、 R_a 、 R_f 、 M 、 v 、 t 分别为发动机推力、空气阻力、摩擦阻力、火箭橇车质量、橇车运动速度和时间。

常规计算时，为了计算方便， $F(t)$ 通常采用分段函数或取发动机推力平均值的方式表示。由于随着推进剂的燃烧，火箭发动机的质量逐渐减小， M 一般取固体火箭发动机推进剂燃烧到一半时的质量作为近似^[15]。

空气阻力计算公式为

$$R_a = \frac{1}{2} \rho v^2 A C_d \tag{2}$$

式中 ρ 为空气密度，可根据海拔高度取值，海平面 $\rho=0.125 \text{ kg/m}^3$ ； A 为橇车迎风面积； C_d 为空气阻力系数， C_d 的值一般随着速度的增大而增大，而在亚声速范围内， C_d 的变化较小，可以当作常数处理。

摩擦阻力计算公式为

$$R_f = \mu M g \tag{3}$$

式中 μ 为滑动摩擦因数，一般取 0.11~0.16； g 为重力加速度，通常 $g=9.8 \text{ m/s}^2$ 。由于火箭橇运动时升力系数较小，因此计算摩擦阻力时常忽略升力对橇车质量的影响。

将 $F(t)$ 、 R_a 、 R_f 、 M 值代入火箭橇运动计算方程，即可求解出速度与时间的关系，进而得到加速度、速度、时间、位移的关系，这是火箭橇运动的常规算法。

1.2.2 常规算法的优化

发动机推力 $F(t)$ 由发动机试验测量得到的不连续推力与时间数据进行线性插值，每 1s 时间等分为 10 000 份，即可得到任意时刻的发动机推力。

空气阻力的计算方法与常规算法保持不变。

摩擦阻力的形成机理复杂，对于火箭橇与滑轨之间的摩擦阻力分析，摩擦因数受滑动过程中多种因素的影响，例如，温度、滑动速度、载荷、材料性质、表面粗糙度及表面膜等因素。与常规算法摩擦阻力计算公式保持不变，对于滑动摩擦因数 μ ，房明等^[17]在数值模拟和试验数据基础上确定了幂函数形式的摩擦因数计算公式，公式以运动速度为底数，系数为 2.554，指数为 -0.756，即 $\mu=2.554v^{-0.756}$ ， μ 与速度关系如图 4 所示。

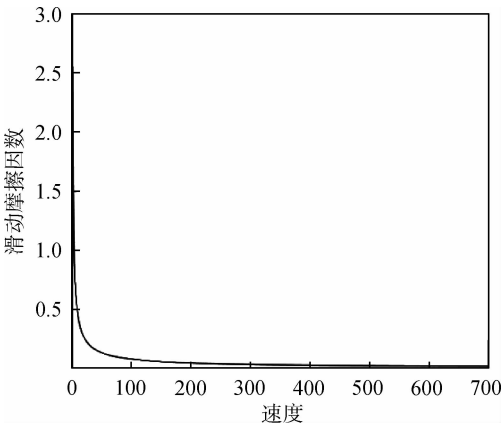


图 4 滑动摩擦因数随速度变化曲线

Fig. 4 Curve of sliding friction coefficient varying with velocity

火箭橇车沿着滑轨高速滑动时会产生跳跃前进,橇车滑靴与轨道顶面、侧面都会产生碰撞作用,这种相互作用消耗了火箭橇系统的动能,这部分被消耗的能量转化为了碰撞产生的形变和热能,即推力做了无用功,推力被抵消了一部分,从而产生了能量耗散阻力,大胆假设:任意时刻产生的能量耗散占总动能的比例相同,则能力耗散阻力 R_e 可表示为

$$R_e = m \times n \times \frac{1}{2} M v^2$$

(4)

式中 m 表示火箭橇试验使用轨道数,计算单轨橇车试验能量耗散阻力时, $m=1$; 计算双轨橇车试验能量耗散阻力时 $m=2$ 。 n 为能量耗散阻力系数 (m^{-1}), 表示耗散能量占总动能的比例。根据单轨橇车试验数据和双轨橇车试验数据进行计算拟合即可得到 n 的取值, 无论单轨橇车还是双轨橇车计算结果与试验结果都符合较好。

1.3 优化后火箭橇运动计算算法

在火箭橇车运动过程中,作用在橇车上的力(推力、空气阻力、摩擦阻力、能量耗散阻力)及橇车系统的质量都是随时间在不断变化的,根据牛顿第二定律,橇车运动过程中有

$$F(t) - R_a - R_f - R_e = M \frac{dv}{dt}$$

(5)

该过程是变质量运动过程,火箭橇试验系统的总质量随着发动机装药的燃烧、喷管燃气的排出不断减小,质量变化可由燃烧时间与发动机装药质量进行估算。把 R_a 、 R_f 、 R_e 表达式代入上式可得

$$\frac{dv}{dt} = \frac{F(t) - R_a - R_f - R_e}{M}$$

$$\frac{F(t) - \frac{1}{2} \rho v^2 A C_d - \mu M g - m \times n \times \frac{1}{2} M v^2}{M} =$$

$$\frac{F(t) - \frac{1}{2} \rho v^2 A C_d}{M} - \mu g - m \times n \times \frac{1}{2} v^2$$

(6)

选用四阶龙格-库塔法求解上式方程即可求得速度 v 与时间 t 的关系。

2 优化算法的试验验证

通过对火箭橇运动计算方法进行编程,把计算结果与试验结果进行比较,以验证计算结果并对算法进行优化。

2.1 双轨橇车试验验证

已知四次双轨火箭橇车试验橇车运行弹道

数据,用火箭橇运动常规算法与优化算法分别对四次试验弹道进行计算,取常规算法计算得到最大速度 (v_{cmax})、优化算法计算得到最大速度 (v_{ymax}) 与四次试验测得橇车运行最大速度 (v_{smax}) 进行比较,试验结果和两种算法计算结果列于表 1 中。从表中数据可以看出,四次双轨橇车试验中橇车运动最大速度是相对分散的,能够在较大的速度分布范围内检验两种算法在双轨橇车运动计算中计算结果的准确性。对比四次试验计算结果与试验结果,火箭橇运动常规算法计算结果误差 (δ_c) 最小为 7.67%,误差最大为 37.91%,而优化后算法计算结果误差 (δ_y) 最小为 0.48%,误差最大为 5.0%。通过结果比较可以明显看出,双轨橇车运动计算中优化后算法的计算结果准确性相比常规算法得到大幅提高,计算误差大幅减小。

表 1 双轨橇车试验结果与计算结果数据对比

Table 1 Comparison of test results and calculation results of double track sled

参数	第一次	第二次	第三次	第四次
$v_{smax}/(m/s)$	168.1	181	295	387
$v_{cmax}/(m/s)$	181	207.3	406.83	497.53
$v_{ymax}/(m/s)$	159.7	181.87	287.77	400.43
$\delta_c/\%$	7.67	14.53	37.91	28.56
$\delta_y/\%$	5.0	0.48	2.45	3.47

2.2 单轨橇车试验验证

已知四次单轨火箭橇车试验橇车运行弹道数据,用火箭橇运动常规算法与优化算法分别对四次试验弹道进行计算,取常规算法计算得到最大速度 (v_{cmax})、优化算法计算得到最大速度 (v_{ymax}) 与四次试验测得橇车运行最大速度 (v_{smax}) 进行比较,试验结果和两种算法计算结果列于表 2 中,从表中数据可以看出,四次单轨橇车试验最大速度是相对分散的,能够在较大的速度分布范围内检验两种算法在单轨橇车运动计算中计算结果的准确性。从表中可以看出,四次试验中,常规算法计算结果误差 (δ_c) 最小为 11.78%,误差最大为 43.64%,而优化后算法计算结果误差 (δ_y) 最小为 0.11%,误差最大为 5.31%,通过结果比较可以明显看出,单轨橇车运动计算中优化后算法的计算结果准确性相比常规算法得到大幅提高,计算误差大幅减小。

表 2 单轨橇车试验结果与计算结果数据对比
Table 2 Comparison of test results and calculation results
of monorail sled

参数	第一次	第二次	第三次	第四次
$v_{smax}/(m/s)$	283	352	388	554
$v_{cmx}/(m/s)$	316.34	390.76	435.06	795.77
$v_{ymax}/(m/s)$	282.69	349.18	384.16	583.42
$\delta_c/\%$	11.78	11.01	12.13	43.64
$\delta_y/\%$	0.11	0.8	3.48	5.31

3 结 论

本文对火箭橇进行了动力学分析,给出了利用空气动力学原理和牛顿第二定律表示的火箭橇系统运动计算常规算法,在此基础上引入能量耗散阻力,对算法进行了优化。分别取四次双轨橇车和单轨橇车试验结果与常规算法和优化后算法计算结果进行比较,结果表明,相比常规算法,优化后算法计算结果的精度得到大幅提升,计算结果对火箭橇试验设计具有一定工程指导意义。

参考文献:

[1] 杨兴邦. XB 高精度火箭橇试验滑轨[J]. 中国工程科学, 2000,2(10):98-104.
YANG Xingbang. XB high precision rocket sled test track [J]. Chinese Journal of Engineering Sciences,2000,2(10): 98-104. (in Chinese)

[2] 邹伟红. 火箭滑橇空气动力的数值模拟[D]. 南京:南京理工大学,2008.
ZOU Weihong. Numerical simulation of rocket sled aerodynamics[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology,2008. (in Chinese)

[3] INGOLD N L. Reverse velocity rocket sled test bed for inertial guidance systems[J]. Navigation,1983,30(1):90-99.

[4] HUANG H, TONG Z, CHAI S, et al. Experimental and numerical study of chaff cloud kinetic performance under impact of high speed airflow[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2018,31(11):27-39.

[5] ZHANG J H, JIANG S S. Rigid-flexible coupling model and dynamic analysis of rocket sled[J]. Advanced Materials Research,2012,346:447-454.

[6] 王云. 火箭橇试验滑轨的发展与展望[J]. 航空科学技术, 2010(1):30-32.
WANG Yun. Development and prospect of rocket sled test track[J]. Aviation Science and Technology,2010(1):30-32. (in Chinese)

[7] HEGEDUS M, MENDENHALL M, PERKINS S, et al.

Engineering analysis for rocket sled aerodynamics[R]. AIAA-2006-664,2006.

[8] ROSENBERG B. Maglev rocket sled[J]. Popular Mechanics,1996,173(3):26-27.

[9] WANG L X, JUN-HUI X U, LIU J Y. Test data processing scheme of inertial system based on rocket sled[J]. Journal of Chinese Inertial Technology,2008.

[10] 周学文, 景建斌, 田建明. 惯导装置精度试验火箭橇弹道设计[J]. 导航与控制,2015,14(6):14-20.
ZHOU Xuewen, JING Jianbin, TIAN Jianming. Ballistic design of the rocket sled on INS accuracy testing[J]. Navigation and Control,2015,14(6):14-20. (in Chinese)

[11] MEACHAM M B, KENNETT A, TOWNSEND D J, et al. Rocket sled propelled testing of a supersonic inflatable aerodynamic decelerator[R]. AIAA 2013-1351,2013.

[12] COATTA D, JUREWICZ D A, TUTT B A, et al. Development and testing of an 8 m isotenoid supersonic inflatable aerodynamic decelerator (SIAD)[R]. AIAA 2013-1328,2013.

[13] 房明, 孙建红, 王从磊, 等. 低亚声速火箭橇尾流场特性分析[J]. 空气动力学学报,2017,35(6):897-901.
FANG Ming, SUN Jianhong, WANG Conglei, et al. Analysis of flow field characteristics of low subsonic rocket sled [J]. Acta aerodynamica, 2017, 35 (6): 897-901. (in Chinese)

[14] 王明清. 基于固体火箭发动机的火箭橇动力系统研究[D]. 南京理工大学,2017.
WANG Mingqing. Research on rocket sled power system based on solid rocket engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Technology,2017. (in Chinese)

[15] 李金河, 庞勇, 赵继波. 火箭橇试验加载技术研究[J]. 弹箭与制导学报,2010,30(5):137-139.
LI Jinhe, PANG Yong, ZHAO Jibo. Research on loading technology of rocket sled test[J]. Journal of Projectile and Guidance,2010,30(5):137-139. (in Chinese)

[16] 王健. 高速火箭橇-轨道系统耦合动力学研究[D]. 南京:南京理工大学,2011.
WANG Jian. The research for coupled dynamics of high speed rocket sled-track systems[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology,2011. (in Chinese)

[17] 房明, 孙建红, 余元元, 等. 火箭橇系统的摩擦力分析与计算[J]. 航空动力学报,2017,32(11):216-223.
FANG Ming, SUN Jianhong, YU Yuanyuan, et al. Friction analysis of the rocket sled system[J]. Journal of Aeronautical Dynamics,2017,32(11):216-223. (in Chinese)

[18] 刘军, 李磊子. 火箭橇气动阻力系数取值方法技术研究[C]//中国空气动力学学会测控专业委员会六届四次空气动力测控技术交流会论文集. 湖北 襄阳:中国空气动力学学会,2013:1-6.

[19] 夏有财, 徐进新, 耿强. 火箭橇试验系统研究现状与趋势 [C]//中国航天第三专业信息网第四十届技术交流会暨第四届空天动力联合会议论文集. 昆明:航天三网,2019: 152-156.