

火箭橇系统的摩擦力分析与计算

房明¹, 孙建红¹, 余元元^{1,3}, 王从磊⁴, 周飞², 侯斌¹

(1. 南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016;

2. 南京航空航天大学 机电学院, 南京 210016;

3. 中国航空工业集团公司 航宇救生装备有限公司

航空防护救生技术航空科技重点实验室, 湖北 襄阳 441003;

4. 中国航空工业集团公司 宏光空降装备有限公司 仿真测试部, 南京 210022)

摘 要: 根据火箭橇动态试验非线性和非定常特点,以及火箭橇与轨道的摩擦特性,对某型火箭橇系统进行了动力学分析、建模和流场数值模拟,界定了不同运动状态的动力学特点,得到了系统的气动力特性。研究表明:在60~90 m/s速度条件下,该型火箭橇阻力系数约为0.58,升力系数约为0.003,气动力主要表现为气动阻力,升力与火箭橇自重相比相对较小,约占自重的0.5%~1.2%。同时结果表明,火箭橇运动速度是影响摩擦因数的主要因素,摩擦因数随运动速度的增大而减小。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。并在多种工况下,对火箭橇运动参数进行预测和验证,与试验数据符合良好。

关 键 词: 摩擦力; 摩擦因数; 火箭橇; 气动力; 载荷; 滑动速度

中图分类号: V211.73

文献标志码: A

Friction analyses of the rocket sled system

FANG Ming¹, SUN Jianhong¹, YU Yuanyuan^{1,3},

WANG Conglei⁴, ZHOU Fei², HOU Bin¹

(1. College of Aerospace Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. College of Mechanical and Electrical Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

3. Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Life-Support Technology,

Aerospace Life-Support Industries Limited,

Aviation Industry Corporation of China, Xiangyang Hubei 441003, China;

4. Simulation and Experiment Department,

Hongguang Airborne Equipment Company Limited,

Aviation Industry Corporation of China, Nanjing 210022, China)

Abstract: Based on the nonlinear and unsteady motion and friction characteristics analyses of the rocket sled in dynamic testing, the dynamic modeling and numerical simulation of

收稿日期: 2017-02-14

基金项目: 航空科学基金(20142952026); 江苏省高校优势学科建设工程资助

作者简介: 房明(1986—),男,博士生,主要从事飞行器环境控制与安全救生技术研究。

通讯作者: 孙建红(1968—),男,教授、博士生导师,博士,主要从事飞行器设计、环境流体力学及飞行器环境控制与生命保障技术研究。E-mail:jhsun@nuaa.edu.cn

引用格式: 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):2769-2776. FANG Ming, SUN Jianhong, YU Yuanyuan, et al. Friction analyses of the rocket sled system[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(11): 2769-2776.

the rocket sled were carried out. Meanwhile, the dynamic and aerodynamic characteristics of the rocket sled in different motion states were analyzed. The results showed that the drag coefficient was about 0.58, and the lift coefficient was about 0.003 during the velocity range from 60 m/s to 90 m/s. The aerodynamic force of the rocket sled mainly manifested as drag force, and the lift was less than the rocket sled weight, about 0.5%—1.2% of the weight. On the other hand, sliding velocity was the main affecting factor of the friction coefficient. With the increase of the sliding velocity, the friction coefficient decreased. Considering the results from both simulation and tests, the function of friction coefficient in terms of velocity was established in the power form with a coefficient of 2.554, and an exponent of -0.756 . The predictive values of the rocket sled calculated by the friction coefficient formula under different conditions agreed well with the experimental data.

Key words: friction; friction coefficient; rocket sled; aerodynamic force; load; sliding velocity

火箭橇系统是兴起于二十世纪中后期的一种采用小型火箭推进作为动力,推动试验件在专用轨道上运行,以模拟试验件飞行状态的地面动态试验设备^[1]。与其他试验方式(如风洞试验)相比,火箭橇试验件的尺寸和质量限制条件少,可以在较大速度试验条件下保证试验件尺寸,更接近真实运行环境与状态。同时通过光学、电子以及遥感等测试手段,获得试验件运行全过程中的一系列性能参数,因此成为航空航天、武器装备,以及民用高新产品地面试验中比较有效的一种试验手段^[2-6]。

火箭橇系统试验可以实现大速度模拟,美国霍洛曼滑轨全长为 16 km,2003 年采用四级火箭助推,试验马赫数可达 8.5。我国建造并使用中的滑轨,其火箭橇运行速度均可达到超声速^[7]。然而,非线性和非定常特性对火箭橇系统的加载试验技术、结构强度设计和气动特性等有较高的要求。特别是在动力学特性分析中,地面效应和摩擦力因素必须要精确分析,而非线性和非定常特性条件下,很难有一种精确测量方法能够解决此问题。因此,摩擦力的分析计算十分重要。

对于火箭橇与滑轨之间的摩擦力分析,摩擦因数是摩擦副系统的综合特性,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。摩擦分析方法主要包括试验分析法和数值模拟法,以往的研究大部分相对运动速度较小。试验分析法方面,霍洛曼滑轨应用广泛成为重要的研究对象,其摩擦副材料为 ASTM 1080 和 马氏体时效钢 300, Philippon、Lodygowski 等人^[8-10]对其进行了干滑动摩擦试验,研究了速度区间分别为 0~3 m/s 和

13~60 m/s 时,不同载荷条件下摩擦因数的变化。文中指出,随着载荷的增大,摩擦因数减小;0~3 m/s 时,摩擦因数随速度的增大而增大,速度大于 13 m/s 时,摩擦因数随速度的增大而减小。Hirasata 等人^[11]将 SS400 分别与 FC250、FCV410、FCD350、FCD800、FCAD1200 组合成摩擦副,进行了干滑动摩擦试验,试验速度 3~20 m/s,分析了不同载荷对摩擦因数的影响。试验表明,摩擦状态稳定后,摩擦因数收敛为常数,此常数与载荷无关,但摩擦因数随滑动速度的增大而减小。目前工程广泛应用的是 Bochet^[12]根据轮轨制动摩擦试验(试验速度最大为 22 m/s)提出的摩擦因数公式^[13]。但火箭橇试验与轮轨试验在摩擦副材质、试验速度及摩擦接触关系上均不相同,因此 Bochet 公式不能直接应用于火箭橇试验。上官博等人^[14]在 CSABA 摩擦模型基础上发展了变正压力微滑移干摩擦模型,克服了原模型正压力分布不变的不足,并使其应用于宏滑移阶段。数值模拟法方面,Chmiel^[15]利用有限元软件 ABAQUS 对霍洛曼滑轨摩擦副进行了磨损预测,预测的磨损高度与试验数据相符,同时,较小的时间步和精细的网格有利于提高计算的准确度。Cameron、Huber 等人^[16-17]采用基于欧拉-拉格朗日方法的动态撞击计算程序,对速度区间 200~1500 m/s 的霍洛曼滑轨摩擦副进行了磨损模拟,模拟得到的磨损体积是试验值的 49.31%~80.87%,由于试验实际磨损体积的不确定性,模拟值在可接受的范围内。肖乾等人^[18]基于 ABAQUS 利用 mixed Lagrangian/Eulerian 方法模拟了轮轨滚动摩擦,将摩擦因数处理为与滑动速度相关的变摩擦因数,模拟结果表明,用滑动速

度相关的摩擦因数可以提高分析结果的可靠性。火箭橇系统试验设计阶段需要计算系统的运动参数,因此要解决非定常和复杂摩擦接触状态下摩擦力分析计算问题,而摩擦因数的经验参数已不满足设计需要,本文采用数值模拟结合试验数据的方法建立了非线性试验过程中,复杂摩擦状态和非定常气动力作用下的摩擦力计算公式。

本文对火箭橇动态试验全过程运动特性进行了分析,并对火箭橇系统进行了动力学分析和数值模拟,实现了非定常状态下火箭橇系统的摩擦力计算,同时分析了影响摩擦因数的因素,对工程实践有指导意义。

1 结构与力学分析

1.1 火箭橇与轨道结构

火箭橇系统由火箭橇和轨道构成,如图 1 所示,其中,火箭橇主要包括:火箭橇车体、滑块、助推火箭和护板等。火箭橇车体通过滑块与轨道接触,其中,滑块采用全包结构,此结构有利于火箭橇运行的安全与稳定。运动过程中,滑块与轨道之间可能存在三种运动状态:接触滑行、非接触飞行及碰撞。由于火箭橇所受升力仅为自重的 0.5%~1.2%,并且动态变化,一般不存在非接触飞行状态。同时,由于滑块约束,碰撞状态属于姿态调整,时间较短,并不是火箭橇主要工作状态。因此,可以假设火箭橇处于接触滑行状态。

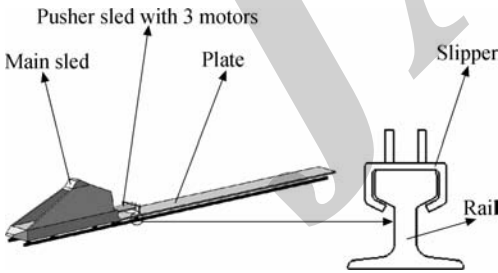


图 1 火箭橇系统模型

Fig. 1 Sketch diagram of the rocket sled system

1.2 火箭橇动力学分析

火箭橇动力学方程如下:

$$\mathbf{F}(t) + \mathbf{F}_d(t) + \mathbf{f}(t) = \frac{d[m(t)u(t)]}{dt} \quad (1)$$

式中 $\mathbf{F}(t)$ 、 $\mathbf{F}_d(t)$ 、 $\mathbf{f}(t)$ 、 $m(t)$ 、 $u(t)$ 、 t 分别为助推火箭推力、气动阻力、摩擦力、火箭橇质量、轨道方向运动速度及时间变量。

火箭橇滑行全过程具有不同的力学特性和运

动特性,依据其不同的运动特点,将火箭橇运动过程划分为四个阶段,如图 2 所示。图中:①加速段($0 \sim t_1$),火箭橇在火箭推力作用下变质量变加速运动;②前减速段($t_1 \sim t_2$),从火箭停车,到试验件开始工作,在摩擦力和气动力作用下等质量变减速运动;③工作段($t_2 \sim t_3$),试验件工作,同时火箭橇继续减速,对弹射试验属于变质量变减速运动,而对阻力伞系统属于等质量变减速运动;④后减速段($t_3 \sim t_4$),火箭橇系统在刹车机构作用下减速停车。

如图 2 所示,加速段,火箭推力 $\mathbf{F}(t)$ 和火箭药柱质量不断变化,属于变推力、变质量、变加速运动。工作段,存在试验件与火箭橇系统互相耦合,如阻力伞试验,数据解耦困难。后减速段,刹车引起的减速运动,特别是岸斗受力相对复杂。只有在前减速段,火箭推力 $\mathbf{F}(t)$ 为零,系统质量 $m(t)$ 为常数,运动相对单一,变化参数少,因此,适合分析摩擦力。

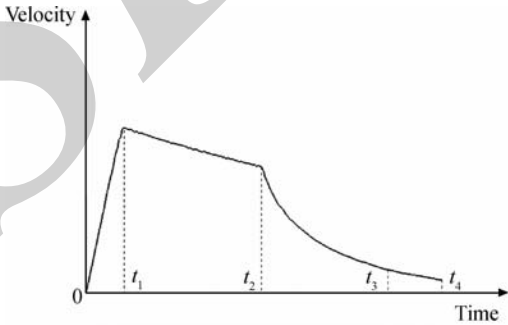


图 2 火箭橇试验运动速度变化

Fig. 2 Velocity characteristic of the rocket sled in drag parachute testing

滑块的全包结构和减震设计,以及滑轨的直线度和接头均满足火箭橇平稳运行的要求,因此,假定前减速过程中滑块一直处于接触滑行状态,并忽略横向作用力对摩擦力的影响。运动方向式(1)可写成

$$-\frac{1}{2}\rho u^2 C_d A - \mu \left(mg - \frac{1}{2}\rho u^2 C_l A \right) = \frac{d(mu)}{dt} \quad (2)$$

式中 ρ 、 A 、 μ 、 C_d 、 C_l 分别为气流密度、火箭橇的迎风面积、滑动摩擦因数、火箭橇气动阻力系数及气动升力系数。

2 数值模拟

2.1 计算方法

采用三维不可压定常雷诺平均 Navier-

Stokes(N-S)方程^[19],在笛卡尔坐标系下可以写成如下形式:

$$\frac{\partial(\mathbf{F}_c-\mathbf{F}_v)}{\partial x}+\frac{\partial(\mathbf{G}_c-\mathbf{G}_v)}{\partial y}+\frac{\partial(\mathbf{H}_c-\mathbf{H}_v)}{\partial z}=0$$

(3)

式中 $\mathbf{F}, \mathbf{G}, \mathbf{H}$ 分别为三个坐标方向上的通量矢量,下标 c 代表对流通量,下标 v 代表黏性通量。采用 Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型,利用有限体积法求解。对流项和黏性项均采用二阶精度的计算格式进行离散。计算以自由来流参数作为初始条件,火箭橇表面是无滑移壁面,远场和地面是自由滑移壁面,对称面是对称边界。以火箭橇长度 L 为特征长度,计算域流向、展向和法向尺寸分别为 $15L, 8L, 4L$,并且计算域的底部边界结合了地面沟槽的结构特征。固壁第一层网格高度为 $4 \times 10^{-5}L$, y^+ 主要范围为 $30 \sim 60$,为保证边界层流动的计算精度,采用非平衡壁面函数处理近壁流动,总网格数约为 1500 万,火箭橇表面网格如图 3 所示。

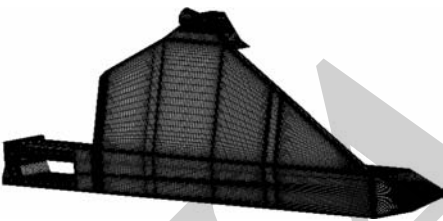


图 3 火箭橇表面网格
Fig. 3 Mesh of the rocket sled surface

由于火箭橇的详细流场试验数据很难直接测得,本文通过三维尖拱旋成体绕流数值模拟对比和 Fluent/Star CCM+ 两类软件的计算对比进行算法验证。基于已有的试验结果^[20-21],计算的来流马赫数 Ma 为 0.2,迎角为 20° ,基于底部直径的雷诺数为 2.0×10^5 。流向、周向和法向的计算网格数分别为 181,161,53, $y^+ \approx 1$,采用的湍流模型等数值方法与火箭橇系统的数值方法相同。图 4 给出了旋成体沿流向不同截面处的表面压力系数 (C_p) 分布,其中迎风面中心为 0° ,背风面中心为 180° 。

由图 4 知,数值模拟结果与试验数据相符较好,说明采用的数值方法具有较好的可靠性。选取流场不同位置处(如图 5)的数据,分析两类软件的计算结果,见图 6 和图 7。图中, v_x/v_0 为气流速度和火箭橇运动速度的比值, p/p_0 为气流压力和环境压力的比值, z/H 为流场高度与火箭橇

高度的比值。分析知,两类软件得到的速度分布和压力分布均具有一致性。

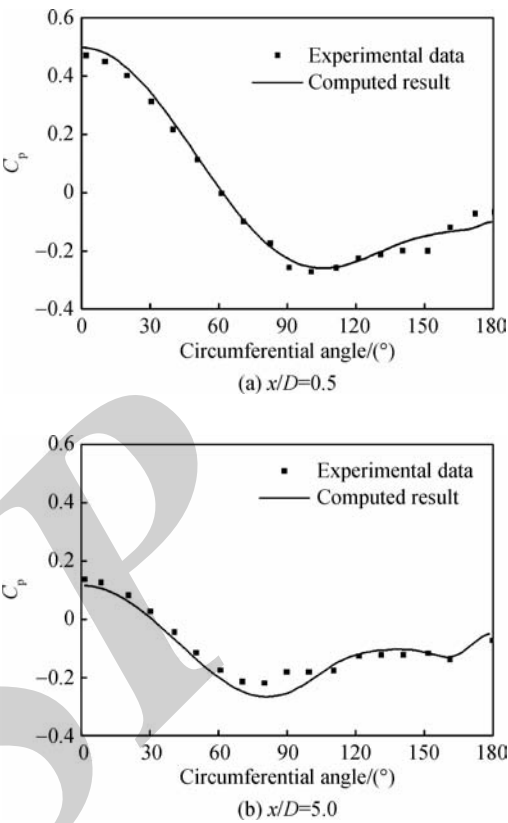


图 4 沿表面的压力系数分布
Fig. 4 Distribution of the pressure coefficient on the surface

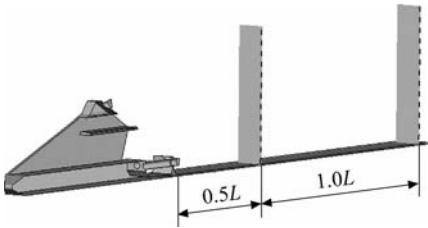
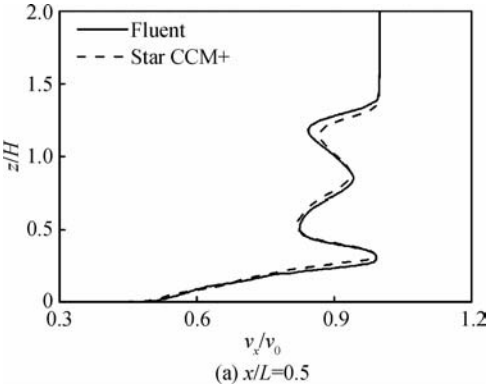


图 5 探测线位置
Fig. 5 Locations of the lines



(a) $x/L=0.5$

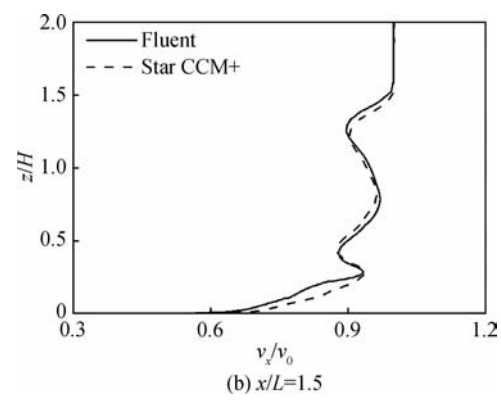


图 6 不同位置处的速度分布($x/L=0.5, 1.5$)
Fig. 6 Velocity distribution at different locations
($x/L=0.5, 1.5$)

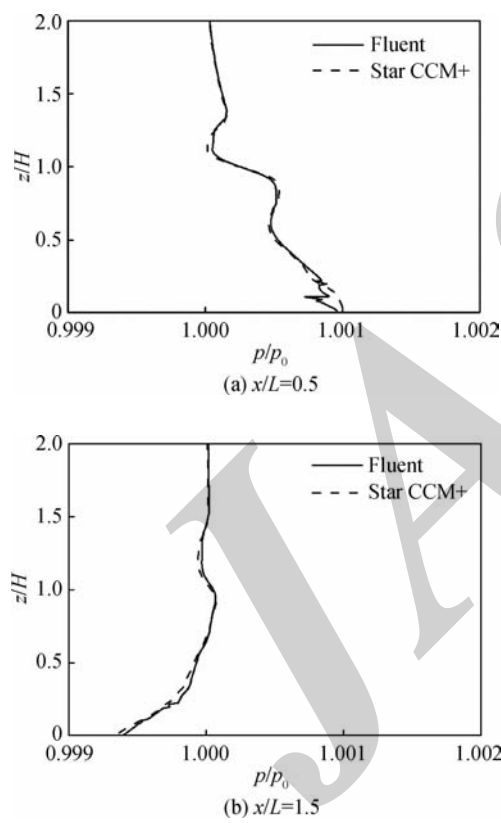


图 7 不同位置处的压力分布($x/L=0.5, 1.5$)
Fig. 7 Pressure distribution at different locations
($x/L=0.5, 1.5$)

2.2 火箭橇气动特性

研究不同运动速度对火箭橇周围流场的影响。图 8 显示了来流速度(v)为 70 m/s 和 80 m/s 时火箭橇表面压力分布,由于火箭橇的阻碍,在火箭橇前端、中间隔板和顶部凸台迎风面气流速度降低,形成高压区。在火箭橇侧面、顶部凸台背风面和助推火箭尾部存在流动的分离,形成低压区,并且,随着速度的增加,高压区和低压区的范围均

有增大。通过分析火箭橇表面压力为火箭橇气动特性提供分析基础。

图 9 显示不同来流速度条件下,火箭橇尾流探测线处(如图 5 所示)的速度分布。相对远场自

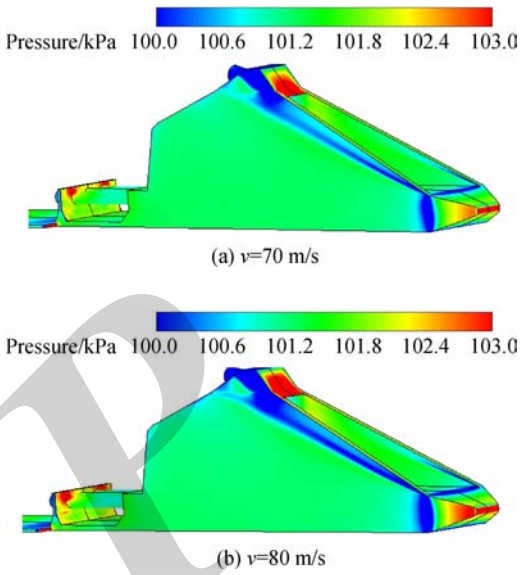


图 8 火箭橇表面压力
Fig. 8 Pressure of the rocket sled surface

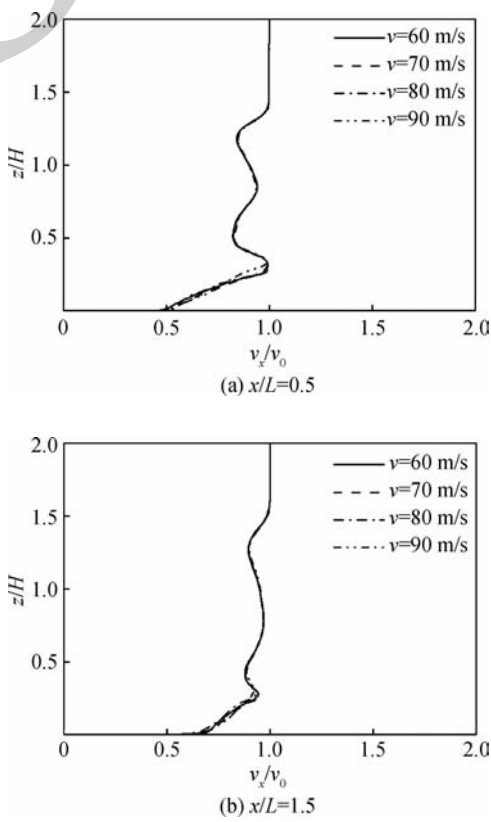


图 9 尾流不同位置处速度分布($x/L=0.5, 1.5$)
Fig. 9 Velocity distribution at different locations of
wake ($x/L=0.5, 1.5$)

由来流,火箭橇尾流区速度衰减。可以看出,对于60~90 m/s 的来流速度区间,尾流区速度分布没有明显变化,其中速度衰减较大的位置主要是受到火箭橇底部结构、中间隔板和伞舱的影响。说明火箭橇系统设计较好的解决了不同来流的影响问题,适合开展相关速度条件下的动态试验。

图 10 显示了火箭橇尾流探测线处的压力分布。不同来流速度条件下,压力值的差异主要集中在火箭橇高度范围内,并且尾流底部的压力差异相对明显,但相同高度时,压力差值很小,图 10(a)中压力差值最大为 0.07 kPa,图 10(b)中压力差值最大为 0.05 kPa。由于助推火箭安装位置构件复杂,尾流运动复杂,存在局部高压区,随着距离的增大,压力降低,并且来流速度越大,压力降低的趋势越明显。通过对比火箭橇尾流的速度和压力分布可知,尽管来流速度不同,但尾流的速度损失比近似相同,即尾流的动压损失比近似相同,同时,尾流的压力分布几乎一致,说明来流速度为60~90 m/s 范围内,火箭橇较好吻合了不同来流速度的试验要求。

为了进一步力学分析,表1列出了火箭橇的

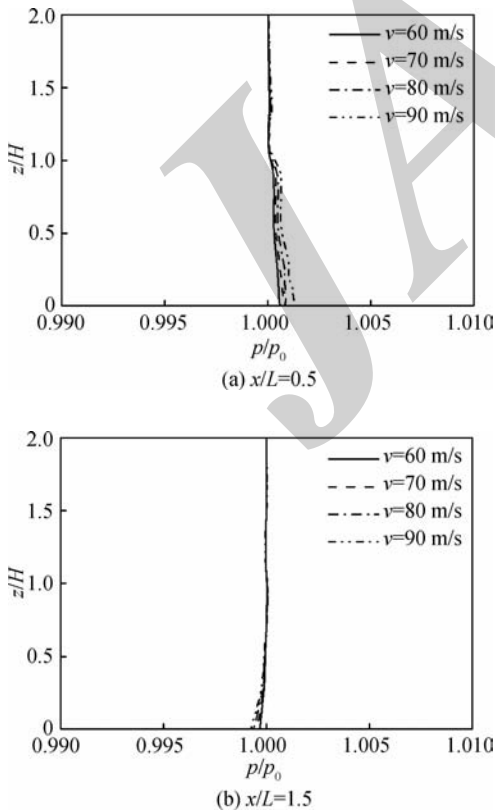


图 10 尾流不同位置处压力分布($x/L=0.5,1.5$)
Fig. 10 Pressure distribution at different locations of wake ($x/L=0.5,1.5$)

表 1 火箭橇阻力系数和升力系数
Table 1 Drag coefficient and lift coefficient of the rocket sled

$u/(m/s)$	C_d	C_l
60	0.584	-0.003
70	0.585	-0.003
80	0.580	-0.003
90	0.588	-0.003

阻力系数和升力系数,可以发现无论是阻力系数还是升力系数都基本不变。

火箭橇在自由滑行时,气动升力方向向下,增加了火箭橇的稳定性,同时升力值很小,约为自重的0.5%~1.2%,火箭橇受到的反支撑力增幅很小,进而摩擦力增幅很小,因此,此型火箭橇的升力设计较为合理,增强车体稳定性的同时,摩擦阻力增幅很小。

3 摩擦因数的确定

摩擦因数受到多种因素的影响,但火箭橇在前减速段中工作载荷稳定,因此不考虑载荷对摩擦因数的影响;同时,已有的研究表明,当滑行速度大于某一阈值时,摩擦副的接触面温度峰值恒定,并且速度阈值很小,0.1 m/s^[22],因此,主要分析滑动速度对摩擦因数的影响。

火箭橇试验直接测得的运动参数包括位移和速度,利用二阶非等距有限差分法获得加速度,结合火箭橇气动阻力和气动升力的数值模拟值,通过式(2),得到试验的摩擦因数,见图 11。

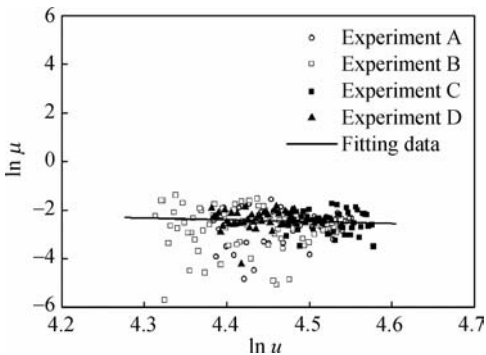


图 11 摩擦因数随速度的变化
Fig. 11 Variation of friction coefficient with velocity

由于数据噪声、气动力随速度非线性变化以及环境侧风等因素均对数据测量与处理有影响,因此速度和加速度具有离散性,图 11 中每次试验

摩擦因数的计算值有一定离散,但摩擦因数整体有随速度增大而减小的趋势。由于主要考虑了火箭橇运动速度对摩擦力的影响,因此利用最小二乘法^[23]建立适用于工程计算的摩擦因数计算公式为

$$\mu = 2.554u^{-0.756}$$

(4)

4 摩擦因数公式的验证及应用

利用摩擦因数公式(4)进行火箭橇的动力学计算,获得相应时刻的运动参数,并与试验数据对比。图 12 中,方框表示速度试验值,实线表示摩擦因数公式计算值。可以看到计算值与试验值相

符良好,能够较好的反映试验中运动速度的变化。速度计算值的相对误差范围为 0.33%~2.87%,如表 2 所示。因此,建立的摩擦因数公式可以较好的描述火箭橇运动过程中的摩擦力变化,公式的计算精度满足设计需要。

表 2 速度相对误差

Table 2 Relative error of the velocity

试验	时间/s	相对误差/%
1	15.07	2.87
2	6.45	0.33
3	6.65	0.46

5 结 论

动态试验火箭橇系统运动过程可分为:加速段、前减速段、工作段和后减速段。其中,前减速段系统受力清晰,可以用于摩擦力的分析研究和计算建模。对某型火箭橇系统,动载试验的摩擦因数计算公式为 $\mu = 2.554u^{-0.756}$,即在火箭橇动态试验中,相对滑动速度仍然是摩擦因数的主要影响因素,并且随着滑动速度的增大,摩擦因数减小。同时,研究表明:利用数值模拟结合试验数据可以解决动态非定常情况下的火箭橇摩擦力分析,建立的摩擦因数公式能够较好的反映出火箭橇动态试验的摩擦力变化,公式计算值与试验值相符良好,可以应用于工程实践。

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 accuracy rocket sled test track [J]. Engineering Science,2000,2(10):98-104. (in Chinese)

[2] MEACHAM M B,GALLON J C,JOHNSON M R,et al. Rocket sled strength testing of large, supersonic parachutes[R]. AIAA-2015-2163,2015.

[3] RIGALI D J,FELTZ L V. High speed monorail rocket sleds for aerodynamic testing at high Reynolds numbers [J]. Journal of Spacecraft,1968,5(11):1341-1346.

[4] MCSPADDEN H J,HIGGINS R R. The history of hurricane mesa test facility[R]. AIAA-2004-3336,2004.

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

[6] 詹泽深,温天佑. 抗 1 000 km/h 高速气流吹袭的保护头盔及氧气面罩的研制[J]. 航空学报,1995,16(1):18-22.
ZHAN Zeshen,WEN Tianyou. The development of the protective helmet and oxygen mask against the wind blast

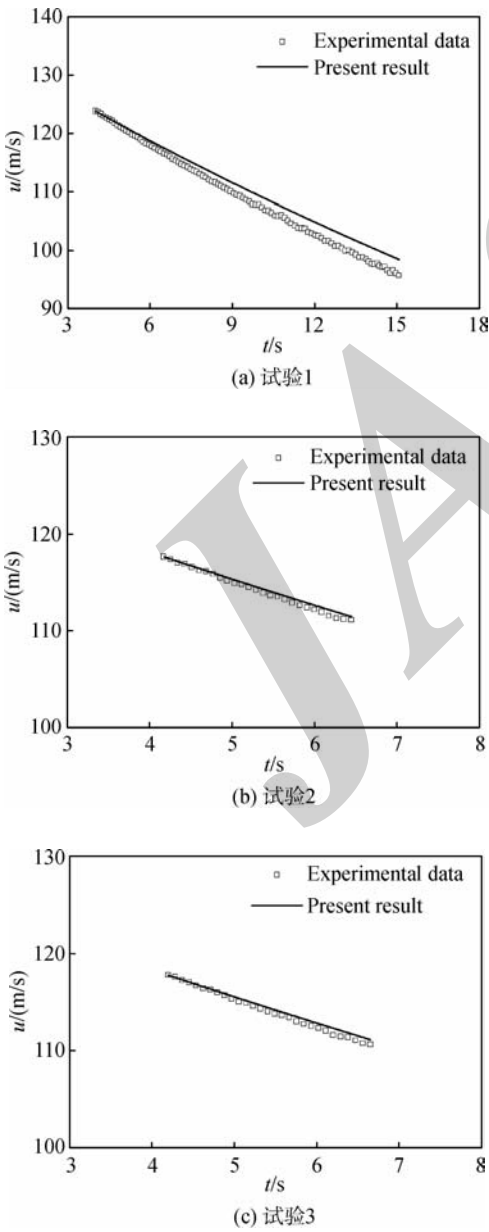


图 12 火箭橇运动速度对比

Fig. 12 Comparison of the rocket sled velocity

at a velocity of 1000 km/h[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1995, 16(1): 18-22. (in Chinese)

[7] 杨兴邦. XB 火箭橇试验滑轨的直线度评估[J]. *航空精密制造技术*, 1999, 35(5): 25-29.

YANG Xingbang. Estimate of XB rocket sled test track linearity[J]. *Aerial Exact Manufacture Technology*, 1999, 35(5): 25-29. (in Chinese)

[8] PHILIPPON S, SUTTER G, MOLINARI A. An experimental study of friction at high sliding velocities[J]. *Wear*, 2004, 257(7): 777-784.

[9] PHILIPPON S, VOYIADJIS G Z, AURE L. A device enhancement for the dry sliding friction coefficient measurement between steel 1080 and vascomax with respect to surface roughness changes[J]. *Experimental Mechanics*, 2011, 51(3): 337-358.

[10] LODYGOWSKI A, FAURE L, VOYIADJIS G Z, et al. Dry sliding friction experiments at elevated velocities[J]. *Strain*, 2011, 47(Suppl.): 436-453.

[11] HIRASATA K, HAYASHI K, INAMOTO Y, et al. Friction and wear of several kinds of cast irons under severe sliding conditions[J]. *Wear*, 2007, 263(1): 790-800.

[12] BOCHET B. Nouvelles recherches experimentales sur le frottement de glissement[J]. *Annual Mines*, 1861, 19(1): 27-120.

[13] JIN X S, ZHANG W H, ZENG J, et al. Adhesion experiment on a wheel/rail system and its numerical analysis[J]. *Journal of Engineering Tribology*, 2004, 218(4): 293-303.

[14] 上官博, 徐自力, 肖俊峰, 等. 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.

SHANGGUAN Bo, XU Zili, XIAO Junfeng, et al. A microslip dry friction model with variable normal load[J]. *Journal of Vibration Engineering*, 2016, 29(3): 444-451. (in Chinese)

[15] CHMIEL A. Finite element simulation methods for dry sliding wear[D]. Ohio: Technology Air University, 2008.

[16] CAMERON G, PALAZOTTO A. An evaluation of high velocity wear[J]. *Wear*, 2008, 265(7/8): 1066-1075.

[17] HUBER D A. The use of various failure criteria as applied to high speed wear[D]. Ohio: Air Force Institute of Technology Air University, 2011.

[18] 肖乾, 周新建, 王成国, 等. 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.

XIAO Qian, ZHOU Xinjian, WANG Chengguo, et al. The finite element analysis of wheel/rail rolling contact with friction coefficient related with sliding speed[J]. *Lubrication Engineering*, 2012, 37(1): 1-5. (in Chinese)

[19] 高歌. 计算流体力学: 典型算法与算例[M]. 北京: 机械工业出版社, 2015.

[20] LAMONT P L. Pressure around an inclined ogive cylinder with laminar, transitional, or turbulent separation [J]. *AIAA Journal*, 1982, 20(11): 1492-1499.

[21] LAMONT P J. The complex asymmetric flow over a 3. 5D ogive nose and cylindrical afterbody at high angles of attack[R]. *AIAA 82-0053*, 1982.

[22] 苏航, 季怀中, 张永权, 等. 高速列车车轮钢摩擦热致相变的计算机模拟[J]. *金属学报*, 2004, 40(9): 909-914.

SU Hang, JI Huaizhong, ZHANG Yongquan, et al. Simulation of friction heat induced phase transformation in high speed train wheel[J]. *Acta Metallurgica Sinica*, 2004, 40(9): 909-914. (in Chinese)

[23] LEE B H, KEUM Y T, WAGONER R H. Modeling of the friction caused by lubrication and surface roughness in sheet metal forming[J]. *Journal of Materials Processing Technology*, 2002, 130-131(1): 60-63.

(编辑: 叶 青)