

地面对双轨超声速火箭橇的气动特性影响研究



王方元^{1,3}, 林晓辉¹, 余元元², 董凌锋¹, 郑达仁¹, 许常悦^{1,3}

1. 南京航空航天大学 飞行器环境控制与生命保障工业与信息化部重点实验室, 江苏 南京 210016

2. 航空工业航宇救生装备有限公司, 湖北 襄阳 441003

3. 航空防护救生技术航空科技重点实验室, 湖北 襄阳 441003

摘 要:地面对动态滑行状态下双轨火箭橇的气动特性有较大影响。本文采用尺度自适应(SAS)方法和动网格方法结合的策略对Ma 2的双轨火箭橇进行数值模拟,研究了地面导致的流场变化、气动力及其时域和频域特性。结果表明,激波和压缩波在地面设施的反射会导致双轨火箭橇下表面出现6处额外的高压区,其中4处的形状和强度会随反射位置发生变化;地面导致升力时均值提升了9.6倍;气动力呈现明显的同频周期性振荡,升力振荡幅值为时均值的28.6%,阻力振荡较小。为双轨火箭橇的减阻减振工作提供参考依据。

关键词:双轨火箭橇; 超声速流动; SAS; 动网格; 气动特性

中图分类号: V216.8

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2024.04.005

火箭橇是一种大型、高精度的地面试验设备,被广泛用于试验件在高速度、大过载状态下的动态性能测试^[1]。火箭橇试验可以采用全尺寸外形进行动态测试,也便于控制试验条件,兼具风洞试验和飞行试验的优点^[2-3]。除了常见的空气动力学试验外,火箭橇还能进行导弹制导、阻力伞试验、弹射救生和雨水侵蚀等试验^[4-5]。作为一种试验范围广、宽速域的重要地面试验手段,火箭橇在国防武器和高新民用装备的研制中发挥着重要作用,受到世界各国的重视。目前除了火箭橇试验水平最高的美国外,英国、俄罗斯、印度、日本等国也在大力发展自己的火箭橇试验系统^[6-7]。

按照轨道数,火箭橇一般可以分为单轨火箭橇和双轨火箭橇,根据轨道间距,双轨火箭橇又可以分为窄距双轨和宽距双轨。其中,单轨火箭橇成本低、运行速度峰值大,缺点是负载小,稳定性较差;宽距双轨火箭橇稳定性好、负载高,可以进行全尺寸试验,但速度较低;窄距双轨兼具前两者优点,目前创造世界最高速度记录的火箭橇便是窄距双轨火箭橇^[8]。火箭橇试验系统一般由滑车、钢轨、扣件、滑靴、火箭发动机、数据采集系统等组成,滑车中有效载荷一

般被固定在车体之上。由于滑车部分通过滑靴与轨道相连,轨道具有不平顺度,并且滑靴与轨道间具有空隙,火箭橇的结构振动难以避免。Hooser等^[9]指出火箭橇的振动环境受多种因素影响,其中最重要的因素是滑块与轨道间隙的大小、火箭橇的运行速度、轨道的刚度和对齐精度。2006年美国霍洛曼空军基地(HHSTT)的工程师使用传统的弹簧、阻尼器,以及弹簧刚度和阻尼比的特定组合来实现低振动目标^[10]。后来,泡沫等隔振材料也被运用到火箭橇的减振设计中,并取得了良好的效果^[11]。随着计算机水平的提高,通过数值仿真等手段研究火箭橇的振动问题成本更低且更高效^[12]。此外,为了避免火箭橇的橇轨碰撞,磁悬浮技术被运用到火箭橇领域中。在2008年HHSTT的一次测试中,磁悬浮火箭橇在初始重量为495kg情况下,达到了673km/h的峰值速度^[13]。随着技术提升,磁悬浮火箭橇的速度提高到3000m/s^[14]。

随着火箭橇试验速度的逐渐提高,激波干扰、气动激励等火箭橇空气动力学问题也日益严重。火箭橇空气动力学的前期研究主要依靠对正激波、斜激波、普朗特-迈耶和冲

收稿日期: 2023-09-23; 退修日期: 2024-01-05; 录用日期: 2024-02-05

基金项目: 航空科学基金(20200029052001, 20220029052002)

引用格式: Wang Fangyuan, Lin Xiaohui, Yu Yuanyuan, et al. Effect of ground on aerodynamic performance of a double-track supersonic rocket-sled[J]. Aeronautical Science & Technology, 2024, 35(04): 31-39. 王方元, 林晓辉, 余元元, 等. 地面对双轨超声速火箭橇的气动特性影响研究[J]. 航空科学技术, 2024, 35(04): 31-39.

击理论等相关基本方程的分析和一些经验方法^[15],对于基本方程的分析有利于更加深入地了解问题的物理性质,但对专业知识的要求较高,并且适用范围有限。与之相比,计算流体力学(CFD)的运用能够较为全面地捕捉几何构型的流场细节,并且适用范围更加广泛。近年来通过CFD方法研究火箭橇空气动力学研究逐渐增多,并且开发出可以快速预测火箭橇空气动力学结果的集成工程级气动分析工具^[16]。

21世纪初,HHSTT的专家便指出火箭橇在超声速和高超声速测试中,各部件会受到地面反射激波和压缩波的影响,这可能导致严重的热负荷和结构负荷,并且提出了研究超声速火箭橇空气动力学加热、激波冲击和激波间相互作用的必要性^[17]。Lofthouse等^[18]也关注了火箭橇各结构产生的高压区,指出了复杂的激波、压缩波反射和其他流动结构相互作用产生的高温高压可能会损伤火箭橇的结构,降低火箭橇的性能。虽然关于火箭橇气动问题的研究正逐渐增多,但对火箭橇地面效应下气动问题的研究仍然不足,这直接导致了HHSTT试验中的轨道断裂^[19]。目前研究者大多采用数值风洞方法对火箭橇气动问题进行研究,而这种方法无法对真实的地面环境进行全尺寸建模。邹伟红^[20]通过数值模拟研究了单轨及双轨火箭橇在亚声速、跨声速和超声速条件下火箭橇的气动特征;张立乾等^[21]分析了马赫数在0.6~2.0范围的气动特性及存在俯仰、偏航情况下的气动特性变化;杨东等^[22]建立了无地面约束、有地面无轨、有地面有轨三种边界下的仿真模型,对该三种边界下 Ma 5的高超声速火箭橇进行了流动机理研究。结果表明,地面边界使得火箭橇整体升力相比无地面工况提高了217%,有地面有轨火箭橇升力较之无轨无地面状态提高了270%。该研究表明地面效应对超声速火箭橇的气动特性具有明显影响,但这些研究并未考虑轨道、扣件、水槽等地面设施的影响。Krupovage等^[23]将稳态风洞稳态测试力与火箭橇试验准稳态测试力进行比较,得出 $1.5 < Ma < 1.8$ 工况下风洞试验阻力系数比火箭橇小,但不超过20%。此次研究表明,在简化地面环境下研究火箭橇的气动特性具有较大的误差。

综上,常见的风洞试验和数值风洞方法并不适用于动态运行状态下的火箭橇研究,并且针对双轨火箭橇的研究较少。本文以往的工作采用基于铺层算法的动网格方法对单轨火箭橇的气动特性进行研究,数值模拟结果的振动频率与试验数据吻合良好^[24-26]。本文采用相同的数值模拟方法对全尺寸双轨火箭橇试验平台进行数值仿真研究,以探究地面对动态滑行状态下双轨火箭橇的气动特性影响,为

后续双轨火箭橇的外形改进提供研究基础。

1 数值计算方法

1.1 控制方程组

超声速火箭橇流场的控制方程为三维可压缩Navier-Stokes方程,笛卡儿坐标系下的连续性方程、动量方程和能量守恒方程为

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial(\tau_{ij} + \tau_{ij}^T)}{\partial x_j} \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial[(\rho E + p)u_i]}{\partial x_i} = \frac{\partial(u_j \tau_{ij})}{\partial x_i} - \frac{\partial q_i}{\partial x_i} + \frac{\partial(u_j \tau_{ij}^T)}{\partial x_i} - \frac{\partial q_i^T}{\partial x_i} \quad (3)$$

式中, ρ 、 u_i 、 p 和 E 分别为流体的密度、速度分量、静压和总能量; τ_{ij} 为分子黏性应力; τ_{ij}^T 为湍流黏性应力; q_i 为分子热通量项; q_i^T 湍流热通量项。

1.2 湍流模型

本文采用的基于SST两方程湍流模型的SAS方法是一种改进的URANS方法,可以动态调整解析尺度,适合在不稳定流动中解析湍流。这里建立的SST-SAS模型为

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i k)}{\partial x_i} = G_k - \rho c_\mu k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho \omega}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i \omega)}{\partial x_i} = & \alpha \frac{\omega}{k} G_k - \rho \beta \omega^2 + \\ & \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right] + Q_{SAS} + \\ & (1 - F_1) \frac{2\rho}{\sigma_{\omega,2}} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \end{aligned} \quad (5)$$

为了实现SAS的计算,需要在涡量密度方程(5)中添加SAS源项 Q_{SAS}

$$Q_{SAS} = \max \left[\rho \zeta_2 \kappa S^2 \left(\frac{L}{L_{vk}} \right)^2 + C \cdot \frac{2\rho k}{\sigma_\phi} \max \left(\frac{|\nabla \omega|^2}{\omega^2}, \frac{|\nabla k|^2}{k^2} \right), 0 \right] \quad (6)$$

式中, $\zeta_2=3.51$, $\sigma_\phi=2/3$, $C=2$, $\kappa=0.41$; L 为湍流尺度长度^[26]。

1.3 计算方法

火箭橇沿轨道的滑行过程可以看作单自由度的平移过程,本文采用指定运动函数的动网格方法^[24]对火箭橇的动态滑行过程进行模拟。采用基于铺层算法的动网格方法对火箭橇的滑行过程进行模拟,需要将计算域的网格划分为运动网格和静止区域两部分,指定高度的结构网格分别在

移动区域的前端和后端合并和分裂。

式(1)~式(3)采用有限体积方法进行求解。为了捕捉超声速火箭橇流场中的激波等强间断结构,采用二阶精度的Roe通量差分裂格式对黏性项和对流项进行离散。为了保证时间的二阶精度,时间推进采用子迭代技术。在当前模拟中,火箭橇流场中的固壁设置为无滑移无穿透的绝热壁,其他边界设置为压力远场边界条件。

1.4 计算模型

本文研究的双轨火箭橇计算模型如图1所示,有效载荷通过4个支撑件与车体连接,轨道通过竖直和横向扣件固定于地面,同类型扣件周期分布于地面。本文采用动网格方法,为了提高计算精度并简化计算,计算模型忽略了用于连接轨道和车体的滑靴。在一些气动试验中,有效载荷为一尖拱旋成体(如导弹^[27]),在一些非气动试验中,为减小阻力,有效载荷被置于一旋成体内部,故本文的有效载荷选取典型的旋成体外形。有效载荷长度为 $L=3.523\text{m}$,直径为 $D=0.2\text{m}$,中心线高度为 0.867m 。同类扣件间距为 1.25m ,双轨间距为 1.529m 。火箭橇流场的数值模拟采用长方体计算域,如图2所示,计算域的长宽高分别为 28.75m 、 14.3m 和 7.82m 。

为了对比分析地面对双轨火箭橇气动特性的影响,本文还对双轨火箭橇的无限空间绕流工况进行研究,该工况下的计算域同样为长方形计算域,长宽高分别为 43.56m 、 32.16m 和 33.73m 。

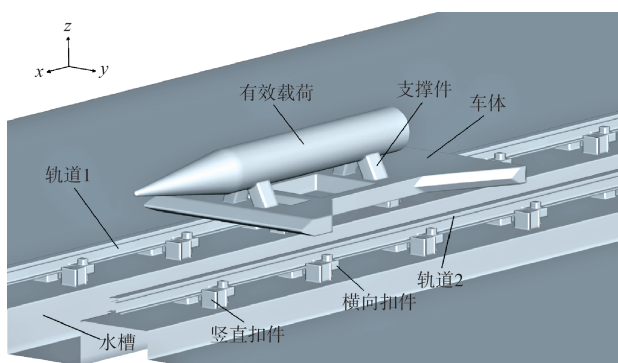


图1 双轨火箭橇试验平台计算模型

Fig.1 Calculation model of double-track rocket sled test platform

2 计算结果分析与讨论

2.1 计算细节

为了便于讨论,本文将火箭橇自由空间绕流工况记为Case1,火箭橇在轨运行工况记为Case2。两种模型均采用混合网格,火箭橇附近采用非结构网格,其余部分均采用结构网格。沿火箭橇壁面法向对边界层内的网格进行局部加

密,第一层网格高度为 $8 \times 10^{-6}\text{m}$,边界层设置为25层。Case1采用数值吹风方法,网格总数约为1240万。Case2采用基于铺层算法的动网格方法,计算域被划分为静止区域和运动区域,如图2所示,静止区域网格总数约为1403万,运动区域网格数约为2266万。在运动区域前端和后端,网格以 0.015m 的尺度合并和分裂。所有模拟的时间步长均为 $2 \times 10^{-6}\text{s}$,环境温度为 300K ,来流(滑行) Ma 均取为2,来流(滑行)迎角均为 0 。

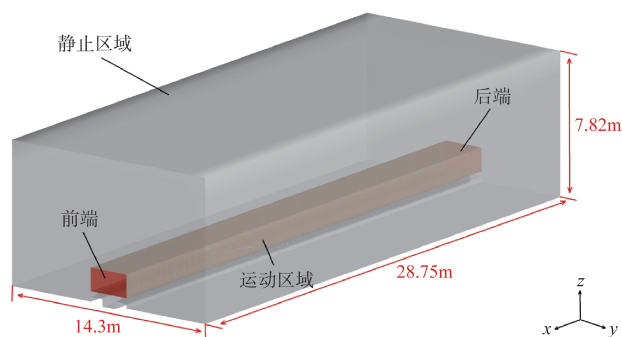


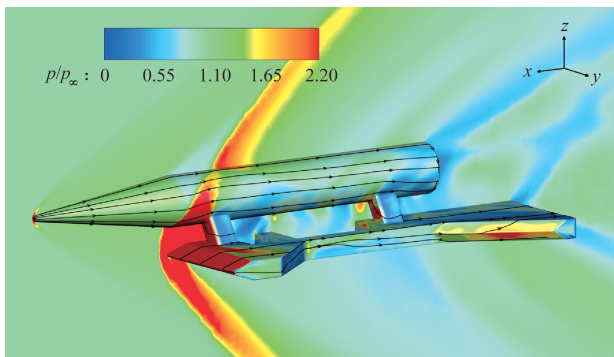
图2 双轨火箭橇计算域及动网格边界

Fig.2 Calculation domain of double-track rocket sled and dynamic mesh boundary

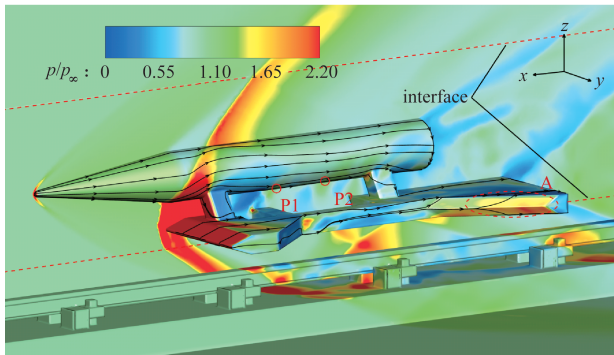
2.2 地面对火箭橇流场特征的影响

为了对比分析地面对双轨火箭橇流场的影响,图3给出了双轨火箭橇在自由空间与地面运行时的静压分布和火箭橇表面极限流线分布图,图中红色虚线为动网格边界。与具有卵形头部的单轨火箭橇^[25-26]相比,双轨火箭橇流场中主要激波源于空气在车体前端的压缩,锥形头部产生的弓形激波较弱。除此之外,双轨火箭橇后部(A区域)也会产生压缩波,出现了明显的高压区。与单独的旋成体不同^[28],由于滑车的存在,双轨火箭橇尾部产生的Prandtl-Meyer膨胀波并不对称。双轨火箭橇表面的高压区为车体前端、前支撑件前端和A区域,这为双轨火箭橇的减阻修型提供了参考。从双轨火箭橇表面压力分布和流线分布可以看出,Case1和Case2中的火箭橇在车体以上部分空气流动和压力分布几乎一致。在车体下方,由于Case2中的激波在地面设施发生了反射,流场中出现了明显的高压区。

为了进一步研究双轨火箭橇车体产生的激波在地面设施的反射情况,图4给出了激波在不同地面设施位置发生反射时的静压分布。可以看出,车体上方的流场结构并未与单轨火箭橇^[26]一样在不同时刻发生明显变化,车体下方的流场结构变化明显。在激波未遭遇扣件的 t_0 时刻,激波



(a) Case1



(b) Case2

图3 压力分布和火箭橇表面极限流线分布

Fig.3 Pressure distribution of flow field and limiting streamline distribution on rocket sled surface

在地面发生规则反射。在 $t_0+0.0006s$ 时刻,激波撞向横向扣件,激波反射增强。在 $t_0+0.0012s$ 时刻,激波在竖直扣件前方发生反射,此时的反射激波也较强。由于车体的特殊构造,车体尾部也会产生压缩波,该压缩波也会随着火箭橇与扣件的相对位置变化而呈现非定常反射特征。

为了直观展示反射激波和压缩波对双轨火箭橇的影响,图5给出了火箭橇下表面的压力系数分布云图。可以看出,当不存在任何地面设施时,火箭橇底部除车体前端外并未出现明显的高压区。当火箭橇在轨运行时,火箭橇底部除车体前端外出现了6个明显的高压区。其中,高压区A1和A2为车体前端激波与两条轨道碰撞反射至火箭橇下表面所致;高压区B源自地面和扣件处的前端激波反射作用;高压区C源属于前端激波与水槽处碰撞反射至车体尾部的结果,呈现片状分布;高压区D1和D2则是来源于车体尾部的压缩波与两条轨道碰撞的反射作用。从图5还可以看出,当激波与不同几何构型物体发生碰撞时,反射激波(或压缩波)的影响范围有很大区别。当激波与凹面物体(如水槽)发生碰撞时,激波在凹面物体内部发生多方向反射,形成复杂的压缩波系,进而使得作用于火箭橇下表面的高压区范围

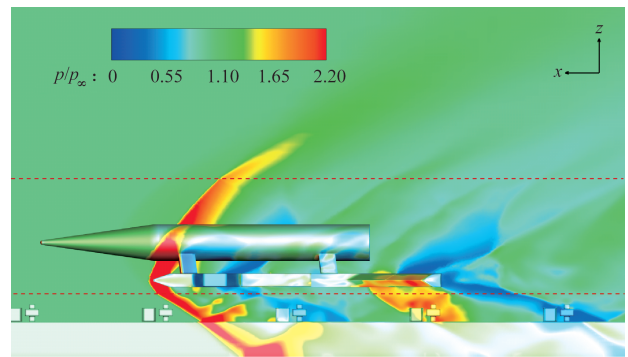
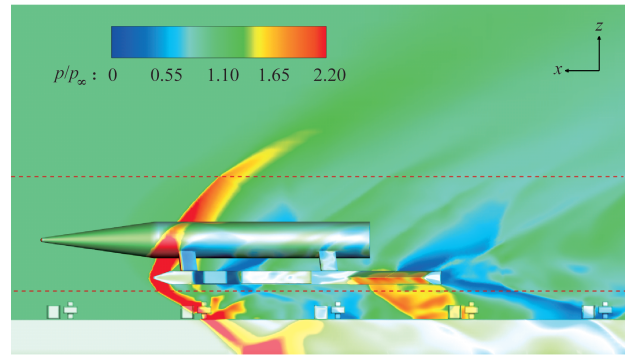
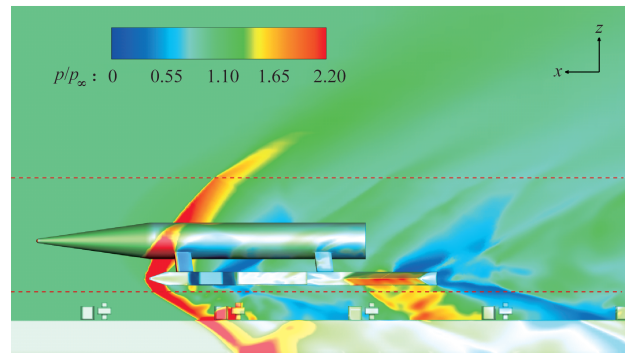
(a) t_0 时刻(b) $t_0+0.0006s$ 时刻(c) $t_0+0.0012s$ 时刻

图4 Case2工况扣件中心截面静压分布

Fig.4 Pressure distribution of fastener center section in Case2 condition

较大。当激波与凸面物体(如轨道、扣件)或平面物体发生碰撞时,仅发生单方向反射,进而使得作用于火箭橇下表面的高压区范围较小。高压区域A1和A2的形状和压力大小并未随着时间不同而变化,说明激波在轨道的反射是定常的。区域B、D1和D2的变化分别是激波和压缩波在扣件和地面不同位置反射导致的。高压区域C随着不同时刻而变化是由于来自水槽的反射激波在向上传播的过程中受到了来自扣件的反射激波的影响。不同时刻火箭橇底部的压力变化会进一步导致火箭橇气动力的波动。

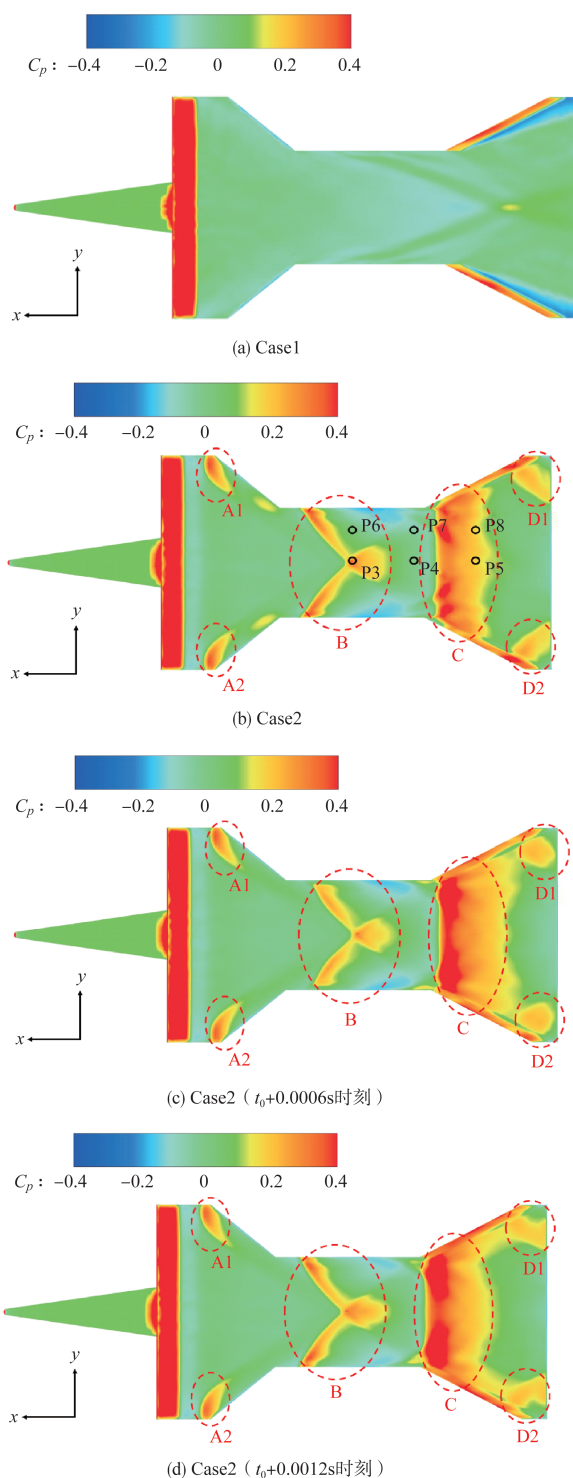


图5 火箭橇下表面的压力系数分布

Fig.5 Pressure coefficient distribution on the lower surface of rocket sled

2.3 地面对火箭橇气动力特征的影响

为了定量分析地面对双轨火箭橇气动力的影响,表1给

出了Case1和Case2中火箭橇升力和阻力的时均值。与在自由空间中的单独旋成体^[26]不同,Case1中的双轨火箭橇存在升力,升力值为-8.84kN(负号表示火箭橇受到竖直方向的下压力)。负升力源于全尺寸的双轨火箭橇上下表面空气流动状态的不同而形成的压强差。Case2的火箭橇升力时均值约为Case1的10.6倍,这说明地面对双轨火箭橇的升力影响极大,在对火箭橇的升力的研究中不可忽略。与单轨旋成体类似^[26],两种工况下的火箭橇阻力时均值相近,这说明地面对火箭橇阻力的影响很小。在后续单独对火箭橇阻力时均值进行研究时,为简化计算,地面可以忽略。

表1 双轨超声速火箭橇的气动力时均值

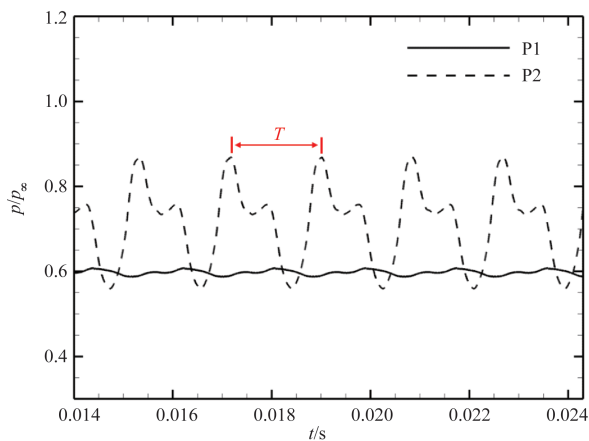
Table1 The aerodynamic time-average of double-track supersonic rocket sled

工况	升力/kN	阻力/kN
Case1	-8.84	150.33
Case2	84.99	139.17

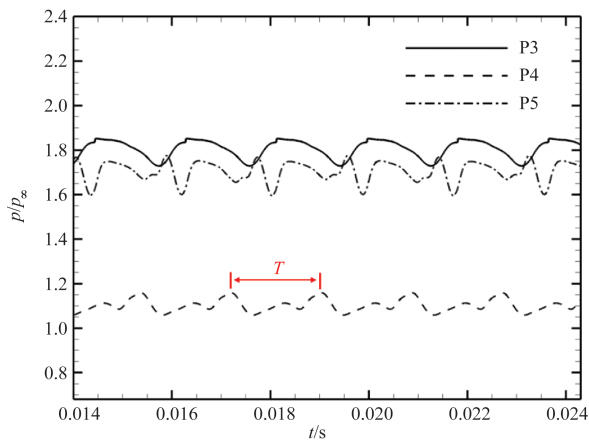
以火箭橇运行状态下的监测点压力变化表示火箭橇表面的局部受力情况。图6为火箭橇表面监测点P1~P8的压力信号,其中P1、P2位于有效载荷下表面,如图3(b)所示,P3~P8位于车体下表面,如图5(b)所示。整体上看,P1~P8的压力均呈现明显的周期性振荡。各监测点压力振荡周期相同,皆等于激波掠过相邻同类扣件的时间 $T(L/v)$,其中, L 为同类周期间距, v 为火箭橇运行速度),这说明监测点压力的周期性振荡源于激波在扣件处的周期性反射。P1、P2和P7的压强均在一个大气压 p_∞ 以下波动,这说明该三点所在位置一直处于低压区。P6压力信号在一个大气压 p_∞ 上下波动,说明在火箭橇运行过程中,该点所在位置存在高压和低压的交替变化。

为进一步探究双轨火箭橇的压力振荡的频域特征,采用功率谱密度(PSD)对压力信号进行分析。图7为P1~P8压力信号的PSD分析曲线,图中给出了各监测点压力信号的主要能量频率。可以看出,不同位置监测点压力信号的主要能量频率 f_1 、 f_2 和 f_3 相同,频率间存在关系: $f_2=2f_1$ 、 $f_3=3f_1$ 和 $f_3=f_1+f_2$,在之前单轨火箭橇研究中发现的倍频谐声现象^[24,26]同样存在。

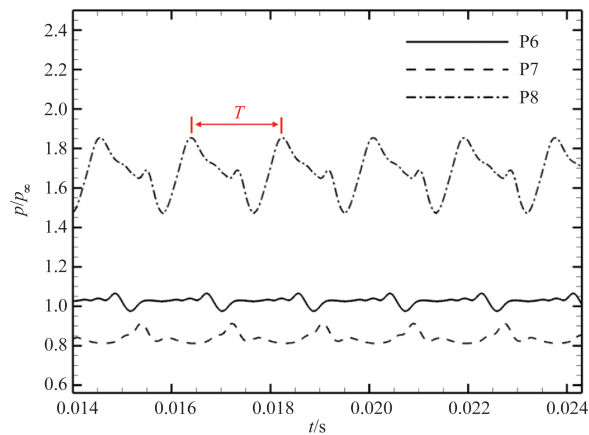
为了分析火箭橇在动态运行过程中整体的受力特征,图8给出了火箭橇瞬时升阻力变化分布图。可以看出,升阻力信号呈现明显的周期性波动,波动周期同样等于火箭橇掠过两个相邻同类扣件的时间。与局部压力信号不同,双轨火箭橇的升阻力曲线在一个周期内仅有一个峰值,这



(a) P1~P2



(b) P3~P5

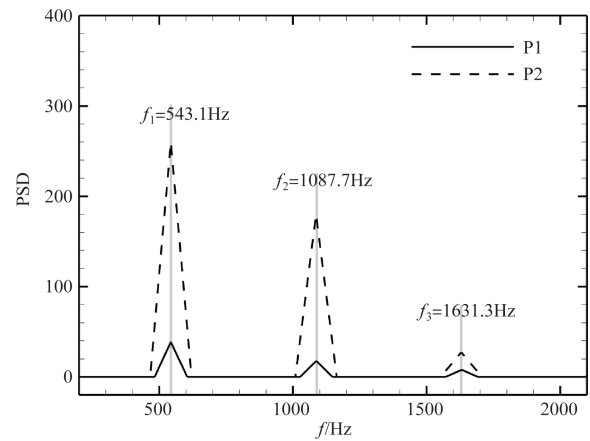


(c) P6~P8

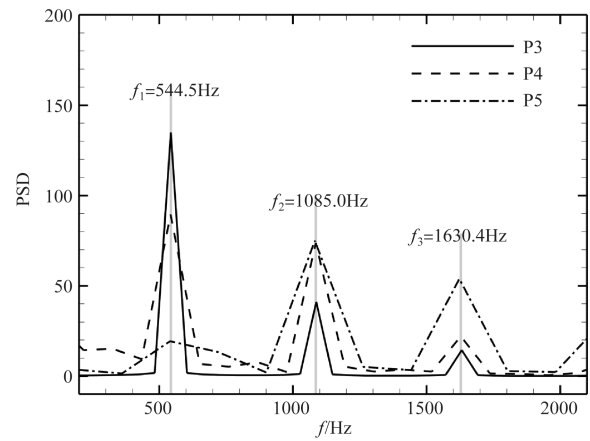
图6 双轨火箭橇各监测点压力信号

Fig.6 Pressure signals at monitoring points on the double-track rocket sled

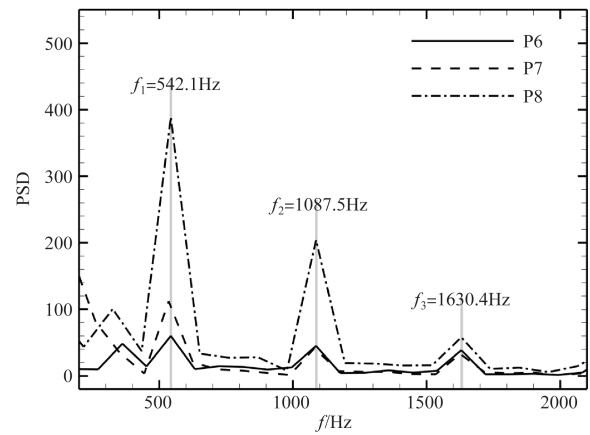
说明虽然地面反射激波等对火箭橇局部压力影响较为复杂,但对火箭橇整体而言,一个扣件周期只造成一次升力波动。地面导致的阻力波动幅值为2.15kN,为时均阻力值的1.5%,再次说明,在单独研究火箭橇阻力值时,地面环境可



(a) P1~P2



(b) P3~P5



(c) P6~P8

图7 压力信号的功率谱密度分析

Fig.7 Power spectral density analysis on the pressure signals

以忽略。升力波动幅值为24.28kN,为时均升力值的28.6%,升力的大幅振荡是火箭橇气动致振的主要原因。

Lamb^[19]的研究指出,即使火箭橇在很短的时间内与轨道发生共振,都会导致试验失败甚至轨道断裂。对于气动致振的研究不足直接导致了HHSTT在SM-2导弹和PAC-3导

弹试验中的轨道断裂。所以,对火箭橇气动力振荡的频率进行研究是必要的。采用PSD方法对火箭橇升阻力信号进行处理,得到的结果如图9所示。升阻力的能量频率分别为 $f_1=544.5\text{Hz}$, $f_2=1087.5\text{Hz}$ 和 $f_3=1632.9\text{Hz}$ 。升阻力的能量频率与监测点压力能量频率相同,这说明运行状态下的火箭橇升阻力振荡频率仅与周期性扣件有关。在进行双轨火箭橇设计时应注意同类扣件间距、火箭橇运行速度与轨道固有频率的关系,避免发生共振。

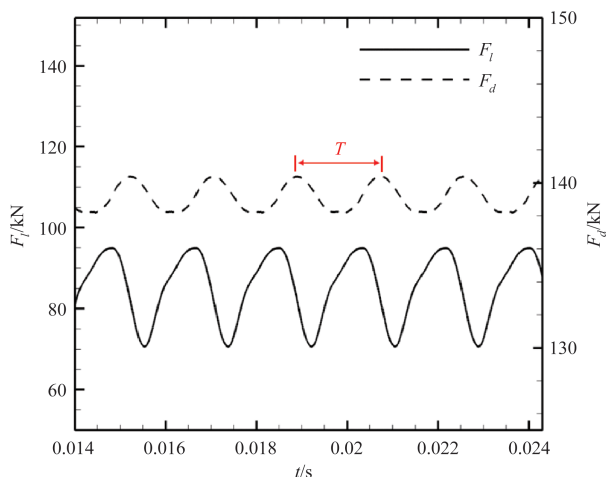


图8 火箭橇升力和阻力信号

Fig.8 Lift and drag signals of rocket sled

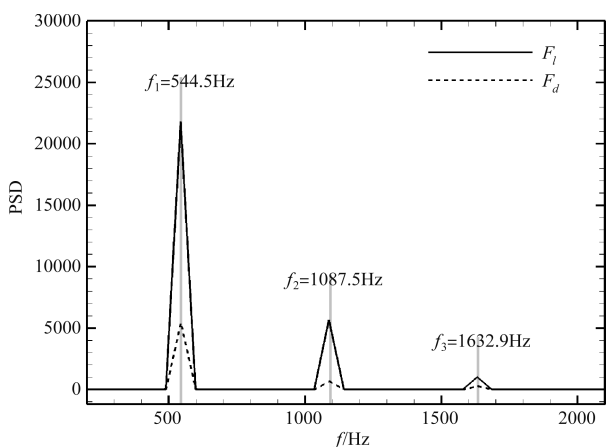


图9 火箭橇升阻力信号的功率谱密度分析

Fig.9 Power spectral density analysis on the lift and drag signals of rocket sled

3 结论

本文采用SAS和基于铺层算法的动网格方法相结合的策略对运行速度为 $Ma\ 2$ 的双轨超声速火箭橇滑行状态进

行数值模拟,并将其数值结果与双轨火箭橇的无限空间绕流结果进行对比分析。经过对双轨火箭橇的流场特征和气动力的分析研究,得到以下结论:

(1) 车体前端产生的激波和尾部产生的压缩波会在地面设施处发生反射,导致双轨火箭橇下表面出现6处高压区,其中4处高压区的形状和强度会随时间发生变化。

(2) 地面带给了双轨火箭橇9.6倍的升力时均值提升,而对双轨火箭橇阻力时均值的影响较小,可以忽略。

(3) 监测点压力信号和升阻力信号均呈现明显的周期性振荡,振荡周期仅与火箭橇运行速度和同类扣件间距有关;升力振荡幅值为升力时均值的28.6%,阻力振荡可忽略。

AST

参考文献

- [1] Walia S, Satya V, Malik S, et al. Rocket sled based high speed rail track test facilities: a review[J]. Defence Science Journal, 2022, 72(2): 182-194.
- [2] Lumb S, Bosmajian N, Hooser C. Non-vitiated hypersonic propulsion system testing at the Holloman high speed test track[C]. 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2005: 3896.
- [3] Schmitz C, Palazotto A, Hooser M. Numerical investigation of the gouging phenomena within a hypersonic rail-sled assembly [C]. 19th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2001: 1191.
- [4] Minto D W. The Holloman high speed test track hypersonic upgrade program status[C]. 22nd AIAA Aerodynamic Measurement. Technology and Ground Testing Conference, 2002: 3055.
- [5] 詹泽深, 温天佑. 抗1000km/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(1): 19-23.
Zhan Zeshen, Wen Tianyou. The development of the protective helmet and oxygen mask against the wind blast at a velocity of 1000km/h[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1995(1): 19-23. (in Chinese)
- [6] Nakata D, Yajima J, Nishine K, et al. Research and development of high speed test track facility in Japan[C]. 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2012:928.
- [7] Minto D. Recent increases in hypersonic test capabilities at the Holloman high speed test track[C]. 38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2000: 154.
- [8] 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, 2019: 92-96.
- Xia Youcai, Xu Jinxin, Geng Qiang. Research status and trend of rocket sled test system[C]//Proceedings of the 40th Technical Exchange Conference and the Fourth Joint Conference on Aerospace Power of China Aerospace Third Professional Information Network, 2019: 92-96. (in Chinese)
- [9] Hooser M. Soft sled: the low vibration sled test capability at the Holloman high speed test track[C]. 2018 Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, 2018: 3872.
- [10] Hooser M. The Holloman high speed test track gone soft: recent advances in hypersonic test track Vibration Environment [C]. 22nd AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, 2002: 3035.
- [11] Turnbull D, Hooser C, Hooser M, et al. Soft sled test capability at the Holloman high speed test track[C]. US Air Force T&E Days 2010, 2010: 1708.
- [12] Schwing A. Dynamic simulation in support of ground testing at the Holloman High Speed Test Track[C]. 21st Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, 2000: 2291.
- [13] Bosmajian N, Minto D, Holland L. Status of the magnetic levitation upgrade to the Holloman High Speed Test Track[C]. 21st Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, 2000: 2289.
- [14] Bosmajian N. Development of a hypersonic test facility: A national asset utilizing magnetic levitation[C]. 38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2000: 160.
- [15] Jerome C, Detlev W, Joseph N, et al. Equations, tables, and charts for compressible flow[R]. NASA-L-1135, 1953.
- [16] Hegedus M, Mendenhall M, Perkins S, et al. Engineering analysis for rocket sled aerodynamics[C]. 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2006: 664.
- [17] Schoenfeld W. Requirements for upgrading the Holloman high speed test track computational fluid dynamics analytical capability[C]. 21st Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, 2000: 2288.
- [18] Lofthouse A, Hughson M, Palazotto A. Computational aerodynamic analysis of the flow field about a hypervelocity test sled[C]. 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2003: 981.
- [19] Lamb J. Critical velocities for rocket sled excitation of rail resonance[J]. Johns Hopkins APL Technical Digest, 2000, 21(3): 448-458.
- [20] 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. Computational aerodynamic simulation of the rocket sled[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2008. (in Chinese)
- [21] 张立乾, 邓宗才, 陈向东, 等. 超声速单轨火箭滑橇气动特性数值模拟[J]. 弹道学报, 2011, 23(4): 100-104.
- Zhang Liqian, Deng Zongcai, Chen Xiangdong, et al. Numerical simulation of aerodynamic characteristic of supersonic monorail rocket sled[J]. Journal of Ballistics, 2011, 23(4): 100-104. (in Chinese)
- [22] 杨东, 刘振, 周学文, 等. 高超声速火箭橇地面轨道效应研究[C]. 2017年(第三届)中国航空科学技术大会, 2017: 133-140.
- Yang Dong, Liu Zhen, Zhou Xuewen, et al. The ground and track effects aerodynamics on hypersonic rocket sled[C]. 2017 (3rd) China Aviation Science and Technology Conference, 2017: 133-140. (in Chinese)
- [23] Krupovage D J, Mixon L C, Pokorny O T. Wind-tunnel and full-scale forces on rocket sleds[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1967, 4(10): 1346-1351.
- [24] Wang Bin, Zheng Jing, Yu Yuanyuan, et al. Shock-wave/rail-fasteners interaction for two rocket sleds in the supersonic flow regime[J]. Fluid Dynamics and Materials Processing, 2020, 16: 675-684.
- [25] Yu Yuanyuan, Wang Bin, Xu Changyue, et al. Aerodynamic characteristics of supersonic rocket-sled involving waverider geometry[J]. Applied Sciences, 2022, 12(15): 7861.
- [26] 余元元, 王方元, 王彬, 等. 超声速火箭橇流动特征和气动力激励振动分析[J]. 西北工业大学学报, 2022, 40(5): 1080-1089.
- Yu Yuanyuan, Wang Fangyuan, Wang Bin, et al. Analysis on flow characteristics and aerodynamic-force-induced vibration of supersonic rocket-sled[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2022, 40(5): 1080-1089. (in Chinese)
- [27] 王奕权, 曹军伟, 袁成. 机载高超声速飞行器中的轴对称旋成

体气动布局研究综述[J]. 航空科学技术, 2023, 34(4): 11-20.

Wang Yiquan, Cao Junwei, Yuan Cheng. Review of aerodynamic layout of axisymmetric rotating body in airborne hypersonic vehicle[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(4): 11-20. (in Chinese)

[28] 陈嘉, 李雪兵, 徐忠楠, 等. 空基回收无人机头部绕流场CFD仿真与分析[J]. 航空科学技术, 2022, 33(10): 103-110.

Chen Jia, Li Xuebing, Xu Zhongnan, et al. CFD simulation and analysis of aerial recovery UAV bow wave[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(10): 103-110. (in Chinese)

Effect of Ground on Aerodynamic Performance of a Double-track Supersonic Rocket-sled

Wang Fangyuan^{1,3}, Lin Xiaohui¹, Yu Yuanyuan², Dong Lingfeng¹, Zheng Daren¹, Xu Changyue^{1,3}

1. Key Laboratory of Aircraft Environment Control and Life Support, MIIT, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China

2. AVIC Aerospace Life-Support Industries, Co., Ltd., Xiangyang 441003, China

3. Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Life-Support Technology, Xiangyang 441003, China

Abstract: The aerodynamic characteristics of the rocket sled are significantly influenced by the ground as the rocket sled moves along the track. To analyze the flow field and force characteristics of the double-track rocket sled, changes in the flow field, time-averaged force and their characteristics in both time and frequency domain are investigated using scale adaptive simulation (SAS) and the dynamic mesh method at a Ma 2. The results show that the reflection of shock waves and compression waves on the ground facilities could lead to 6 extra high-pressure areas on the lower surface of the double-track rocket sled, and 4 of them could change with different reflection positions. The ground environment causes the time-average lift to increase by 9.6 times. The pressure signal and instantaneous aerodynamic force indicate strict periodic oscillation at the same frequency, the amplitude of the lift oscillation is 28.6% of the lift showing a lower drag oscillation. The present findings would contribute to the drag and vibration reduction of the double-track rocket sled.

Key Words: double-track rocket sled; supersonic flow; SAS; dynamic mesh; aerodynamic characteristics

Received: 2023-09-23; Revised: 2024-01-05; Accepted: 2024-02-05

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China(20200029052001,20220029052002)