

电磁弹射微重力装置的仿真分析¹⁾

张建泉^{*,†,**} 董文博^{*,†,**,2)} 张永康^{*} 张鑫^{*} 李绪志^{*,†,**}
安翼^{**,**} 吴晗^{††} 陈启生^{**,**,3)}

^{*}(中国科学院空间应用工程与技术中心, 北京 100094)

[†](中国科学院太空应用重点实验室, 北京 100094)

^{**}(中国科学院大学, 北京 100049)

^{††}(中国科学院力学研究所, 北京 100190)

摘要 电磁弹射微重力实验装置是地基微重力模拟技术的前沿研究方向, 此类装置的主要问题是弹射过程中电机、结构、气动力等引起的振动和噪声, 影响实验舱的微重力水平。本文针对该装置的功能和指标需求, 进行了运动规划和动力学建模, 研究了实验舱在电磁推力、轨道不平顺、气动噪声等综合激励下的振动响应, 通过仿真分析, 评估内舱可以达到 4 s 微重力时间和 $10^{-5}g$ 的微重力水平。该工作为电磁弹射微重力装置的设计提供了理论依据。

关键词 微重力装置, 电磁弹射, 动力学与控制, 气动力分析, 轮轨振动分析

中图分类号: V19, O313, TP391.9 文献标识码: A doi: 10.6052/1000-0879-22-135

SIMULATION AND ANALYSIS FOR THE MICROGRAVITY EXPERIMENT FACILITY BY ELECTROMAGNETIC LAUNCH¹⁾

ZHANG Jianquan^{*,†,**} DONG Wenbo^{*,†,**,2)} ZHANG Yongkang^{*} ZHANG Xin^{*} LI Xuzhi^{*,†,**}
AN Yi^{**,**} WU Han^{††} CHEN Qisheng^{**,**,3)}

^{*}(Technology and Engineering Center for Space Utilization, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China)

[†](Key lab of Space Utilization, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China)

^{**}(University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

^{††}(Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract Microgravity experiment facility by electromagnetic launch is the frontier in the area of the ground-based microgravity simulation, but its challenge is the problem of vibration and noise caused by the motor thrust, mechanical structure irregularity and aerodynamics, which affects the microgravity level of experiment cabin. Base on the mechanics of a microgravity drop tower, we analyze the motion kinematics and dynamics, and study the vibration response of the cabin caused by the combined effects of motor thrust, rail irregularity, and aerodynamic noise. By using simulations on aerodynamics, vibration and acoustics, we get the estimated results of microgravity level of the experiment cabin. The microgravity time is about 4 seconds and the microgravity level is $10^{-5}g$ for the inside-cabin. This work provides the theoretical analysis for the microgravity facility design and performance assessment.

2022-03-04 收到第 1 稿, 2022-05-12 收到修改稿。

1) 载人航天工程—空间应用系统(412021000031), 中科院科研仪器研制项目(YJKYYQ20180017), 中国科学院青年创新促进会, 国家自然科学基金(11772344)资助。

2) 董文博, 研究员, 主要研究方向为微重力设施, 微重力实验, 空间电子与控制系统。E-mail: wbdong@csu.ac.cn

3) 陈启生, 研究员, 主要研究方向为微重力流体力学。E-mail: qschen@imech.ac.cn

引用格式: 张建泉, 董文博, 张永康等. 电磁弹射微重力装置的仿真分析. 力学与实践, 2022, 44(6): 1381-1393

Zhang Jianquan, Dong Wenbo, Zhang Yongkang, et al. Simulation and analysis for the microgravity experiment facility by electromagnetic launch. *Mechanics in Engineering*, 2022, 44(6): 1381-1393

Keywords microgravity facility, electromagnetic launch, dynamics and control, aerodynamics analysis, wheel-rail vibration analysis

随着我国载人空间站的建设及运营,微重力科学成为空间科学的重要研究方向^[1-4],空间站及卫星可以提供长时间和较高微重力水平的环境,但是实验成本高、机会少。地面的微重力设备包括落塔、落管、失重飞机、探空火箭等,虽然实验时间较短,但可以进行多次短时微重力实验,如流体、燃烧、材料、冷原子物理、新技术等实验,并可以对空间项目进行前期验证和比对,同样具有重要意义。据不完全统计,欧洲不莱梅落塔近十年来已进行过约840项(每项15~20次)的下落实验^[4];中科院力学所国家微重力实验室落塔也已经进行了几百次的下落实验^[5-6]。因此,如何提升地基微重力设备的性能及效率一直是重要的课题。

在传统地基微重力设备中,失重飞机可以达到20 s以上微重力时间^[7],但对飞机和飞行员要求都非常高^[8-10],最多每个季度进行一次飞行,微重力水平也不高;探空火箭时间最长,但载荷空间有限,成本更高;相对来说,落塔/落管虽然微重力时间短,但却是最便捷经济的设施^[4]。目前,国际上曾经运行和正在运行的微重力落塔/深井设施主要有:德国的ZARM落塔^[11-12]、美国NASA的Zero-g深井^[13]、日本的JAMIC深井^[14]、MGLAB深井^[15]、中科院力学所微重力落塔、印度落塔^[16]、澳大利亚落塔^[17]、以及清华大学微重力燃烧落塔^[18]等设施,可以实现单程2~5 s,外舱 $10^{-4}g$,内舱 $10^{-5}g$ 水平左右的微重力水平。如果利用上抛方式,可以实现双倍微重力时间。传统落塔的主要问题是实验过载较大^[19-20],回收冲击加速度甚至达到几十个 g ,可能对载荷造成损伤,因此准备工作需要非常充分,每天最多进行2~4次实验。

新一代的电磁弹射装置提出利用直线电机带动实验舱上抛运动模拟微重力的方式^[20],其加速方式和飞机电磁弹射的方式类似^[21]。这种装置的优点在于微重力时间更长,相同高度的落塔可以实现双倍微重力时间;加速段的过载加速度可控,例如低于 $3g\sim 5g$,甚至达到可载人的量级;可重

复实验,由于电机带动,可以一天重复进行多次实验;由于加速度可控,可模拟低重力条件,用来创造不同重力条件,例如月球重力或火星重力。目前德国汉诺威大学正在建设爱因斯坦电梯装置^[22-23],该装置希望以后用于3D打印、冷原子物理等方面的微重力实验^[24],其基本指标为4 s、5g过载、500 kg载荷,和 $10^{-6}g$ 量级微重力水平。中科院空间应用中心从2017年开始研究电磁弹射微重力技术,已经利用3 m电机验证了短时电磁弹射原型装置MEFEL的微重力效应^[25],目前正在建设相同指标的电磁弹射装置,指标与爱因斯坦电梯相当。

电磁弹射带来的最主要的问题是发射过程中产生的电机、结构、气动力等引起的振动和噪声^[26],对实验舱的微重力水平产生影响。微重力弹射装置的设计方案采用了以下措施来解决这个问题:在外舱设计上,采用电机导轨与实验舱导轨结构分离的方式,并采用柔性杆连接,有效去除结构振动影响;在内舱设计上,通过释放装置使内舱与外舱分离,从而达到更理想的微重力水平。

本文针对该电磁弹射装置进行了运动学和动力学的分析,建立了多体刚体动力学模型、流体动力学仿真模型和弹性力学模型,并通过仿真分析给出了仿真结果,评估外舱微重力水平可以达到 $10^{-4}g$ 左右,内舱则通过自由释放可以达到 $10^{-5}g$ 的水平。本文的分析方法为电磁弹射装置的设计指标提供了理论依据,也给相关微重力模拟装置的工程设计提供了理论参考。

1 运动学规划和动力学分析

1.1 运动学规划

电磁弹射装置的微重力时间指标为4 s,分别按照最大加速度为 $2g$, $3g$ 和 $5g$ 进行运动曲线规划,运动规划包括加速段、实验段和减速段。根据装置发射段高度及实验段高度,得到加速度曲线 $a(t)$ 、速度曲线 $v(t)$ 和位移曲线 $p(t)$,图1给出了典型的规划曲线,分别对应理想规划曲线、

最大过载 2g, 3g 和 5g 等曲线, 其中, 定义发射段出口为位置 0 点, 位置最高点为时间 0 点。为了达到 4 s 的微重力时间, 要求发射段结束时, 发射速度设置为 19.6 m/s, 实验段高度约为 20 m。规划运动曲线主要考虑到以下过程。(1) 加速过程, 为了避免阶跃响应带来的干扰, 电气驱动系统的限制, 要有足够的上升时间达到最大加速度(包括加加速和减加速过程)。(2) 减速过程, 电机功率为速度和推力的乘积, 因此应该在

最大速度时减小推力, 可以使输出功率更小。

(3) 应力释放过程, 实验舱加速度从加速段到微重力段, 应该有足够长的缓冲时间, 使负载从 3g 到 0g 时不产生较大的应力形变。根据以上准则, 本文笔者进行了大量优化工作^[25]。根据分析, 设置加速过渡时间为 0.2 s 左右, 选取过载加速度为 2g 时, 加速距离约为 13 m, 3g 时约为 10 m, 5g 时约为 7.5 m。除此以外, 还可以通过电机控制, 规划实验段的加速度, 使其满足月球重力、火星重力、小行星重力等各种条件。在实验段行程 20 m 的距离中, 通过计算, 微重力时间可以达到 4 s 时间。月球重力模式下低重力时间可以达到 4.5 s, 出口速度为 18.06 m/s。火星重力模式下低重力时间可以达到 5.3 s, 出口速度为 16.15 m/s。

1.2 动力学模型

作为整体系统分析, 垂直方向外舱运动方程为

$$F_{\text{电机}} - F_{\text{摩擦}} - F_{\text{气阻}} = m(a + g) \quad (1)$$

其中电机力及气动阻力与速度有关, 摩擦力和导轨压力与质心位置有关, 都需要单独分析。气动阻力和摩擦力为被动力, 而电机力是根据式(1)最终要确定的主动控制力, 即电机控制中的参考输入。当控制曲线符合规划曲线时, 外舱可以达到设计的微重力水平, 其微重力水平进一步提高则取决于电机控制精度。

(1) 气动阻力

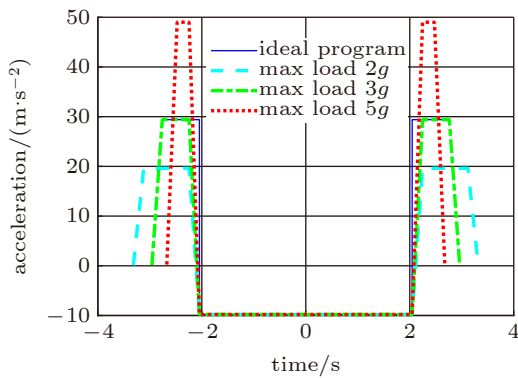
实验舱最高加速到 19.6 m/s, 将受到空气阻力的影响。设备内部为一个大气压, 可以根据气动力学公式估计运动过程中的气动力, 绕流阻力为

$$R_m = \frac{1}{2} C_x S_m \rho V_m^2 \quad (2)$$

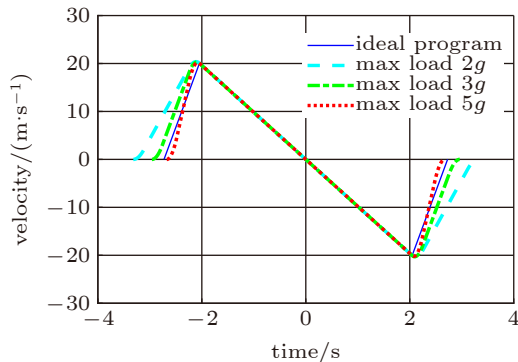
附加质量力为

$$F_{\text{add}} = \frac{1}{2} \rho V_c \left(\frac{du_f}{dt} - \frac{dV_m}{dt} \right) \quad (3)$$

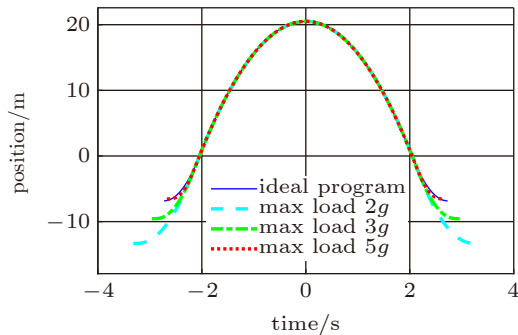
与空气阻力有关参数定义如下, 一个大气压下空气密度 $\rho = 1.185 \text{ kg/m}^3$, 气动构型 $C = 0.5$ 。塔内阻塞比约为 0.4 左右, 气动系数增加 30%, 即 $C_x = 1.3C \approx 0.546$ 。舱体截面积 $S_m = \pi R^2 = 1.45 \text{ m}^2$, 对应舱体直径 1.36 m, 此外考虑动子板和滚轮的面积, 可按照 1.5 m^2 估计。 V_c 为舱体所占体积, 按照 4 m^3 估计。流体速度 u_f 简化为 0。舱体速度 V_m 根据设计速度曲线估计。速度 V_m 最大按



(a) 加速度-时间曲线
(a) Acceleration-time curve



(b) 速度-时间曲线
(b) Velocity-time curve



(c) 位移-时间曲线
(c) Position-time curve

图 1 运动规划曲线

Fig. 1 Motion planning curves

19.6 m/s 计算, 可估算空气阻力最大时约 $F_{\text{气阻}} = 228 \text{ N}$ 。空气阻力(包括绕流阻力和附加质量力)

随时间或位移变化如图2所示, 空气阻力应该在电机车的推力控制中进行补偿。

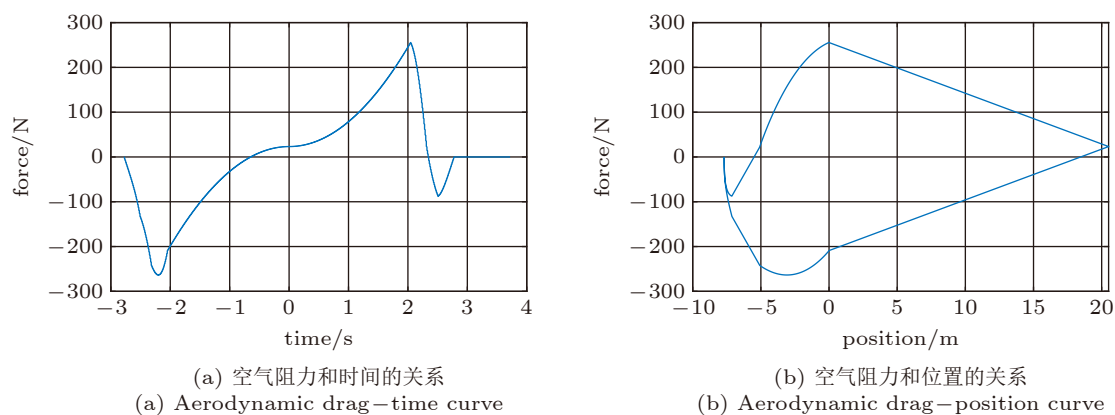


图2 空气阻力随时间和位置的变化关系

Fig. 2 Relationship between the air drag forces and the time and position

(2) 摩擦力

实验过程中摩擦力主要来源于电机滚轮、实验舱滚轮与导轨的摩擦力。总的滚动摩擦力可以表示为

$$F_{\text{摩擦}} = \sum_{i=1}^{n_{\text{滚轮}}} N_i \mu_i \quad (4)$$

滚轮压力和系统运行状态、质心偏移、电机力不对称等情况有关。假设质心偏移 $0 \sim 0.1 \text{ m}$ 的情况下, 载荷加速 $5g$ 时, 可推算每个滚轮压力最大为 $0 \sim 2 \text{ kN}$ 左右。采用成对滚轮预设恒定 2 kN 压力, 则可以认为每对滚轮的摩擦力之和为定值。外舱导轨的滚轮共 6 对, 两个电机车的法向滚轮共 8 对, 侧向滚轮共 4 对。滚轮的摩擦系数和表面材料、滚轮直径及速度有关。初步选定导轨材料为 42CrM, 滚动摩擦系数约为 0.002 , 总的摩擦力为 $F_{\text{摩擦}} = (8N_{0\text{机}} + 4N_{0\text{侧}})\mu_{\text{机}} + 6N_{0\text{舱}}\mu_{\text{舱}} \approx 72 \text{ N}$ 。假设外舱总质量为 500 kg , 对微重力加速度的影响约为 0.144 m/s^2 。假设这部分力恒定, 则在电机车的推力控制中需要进行补偿。

(3) 电机推力

电机推力用于实时补偿摩擦力和气动阻力,

$$F_{\text{电机}}(t) = F_{\text{摩擦}}(t) + F_{\text{气阻}}(t) + m_{\text{总}}(a(t) + g) \quad (5)$$

大推力的电磁弹射装置常采用直线异步电机作为动力源, 因为异步电机的动子简单, 推重比高。以最大过载 $5g$ 的情况为例, 可以根据运动规划曲线, 得出电机的“推力-速度”特性曲线(图3), 曲线包括发射段、实验段和回收段,

需要根据此曲线对电机进行设计和选型。需要注意在载荷运动到最高点后, 电机必须反向, 否则将工作在倒拉反转模式, 无法提供制动力。电机在下落制动的过程中, 电机特性无法使速度完全降到 0, 因此需要有一定的缓冲制动。这属于电机学和电机控制的范畴, 这里不展开讨论, 可参考文献 [27]。

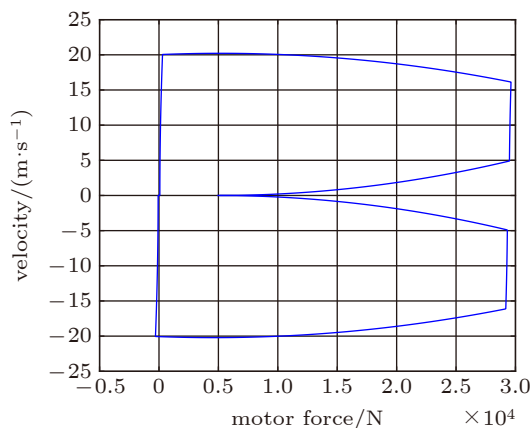


图3 电机输出曲线(输出力-速度)

Fig. 3 Motor output properties (force-velocity)

2 外舱振动和隔振分析

2.1 振动源分析

装置运动过程中主要考虑的因素包括, 电机车和舱体等结构不应出现较大的振动冲击, 破坏结构或影响装置寿命; 外舱的振动水平应该尽量控制到更低的振动指标。根据以上敏感环节, 分

析主要振动源包括电机力及其波动、电机导轨及外舱导轨不平整、气动阻力及噪声以及滚轮内部结构振动。

(1) 电机波动力

电机波动力和电机本身的边端效应、电机极距、气隙偏移、电流环控制精度以及电流谐波相关。根据经验，直线感应电机的波动力占电机推力的 5%（高速时，转差率 0.1）到 30%（低速时，转差率 1.0）；电机波动频率约为电机转差频率的 2 倍^[28-29]。根据电机仿真分析，电机启动时（0 m/s）的频率在 5 Hz 左右，波动 10 Hz 左右；舱体速度 20 m/s 时电机频率约为 45 Hz 左右，此时波动为 90 Hz 左右。图 4 显示了电机力-时间曲线（蓝色）和电机力波动-时间曲线（红色）。

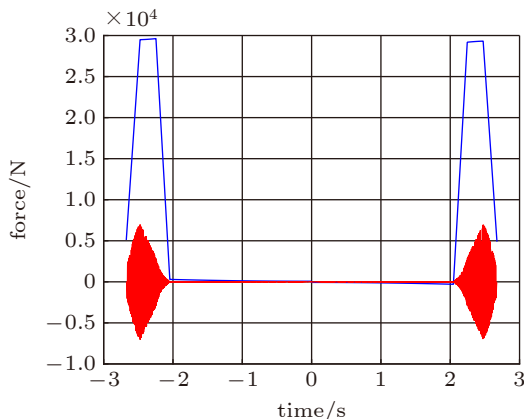


图 4 电机波动力随时间的变化图

Fig. 4 Relationship between the motor fluctuation forces and time

(2) 导轨不平整度

导轨不平整度和建筑形变及导轨自身的粗糙度都有关系。建筑形变包括静态和动态形变。静态形变主要由于建筑沉降、建筑结构长期形变造成。动态形变是由于在加速过程中导致的建筑晃动。其中前者可以通过定期检测调节方式克服，而后者是来源于弹射器自身的影响。经过建筑结构的仿真分析，弹射器将在电机塔产生不超过 0.2 mm 的最大横向形变。建筑结构晃动的横向自振频率在 1~2 Hz 左右，由于导轨塔建筑结构与电机塔的分，此项影响可以忽略不计。

导轨不平整度和粗糙度由安装拼接精度造成的固定精度误差和表面粗糙度形成的随机误差构成。轨道横向偏移可以认为是固定周期的正弦波

（例如 $A = 0.05 \text{ mm}$ 的波动），产生同等周期的横向加速度。而粗糙度主要反映为随机噪声，例如导轨的光滑度等级 P4，可以建立一个最大幅值为 0.005 mm 的随机白噪声模型。按照此建设方案，轨道带来的模拟振动曲线（0.05 mm 正弦+0.005 mm 噪声）如图 5 所示。

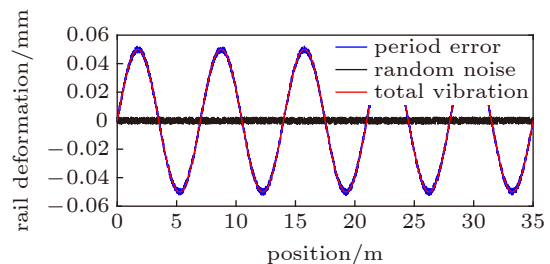


图 5 导轨不平整度模拟振动曲线

Fig. 5 Simulated vibration curves of uneven rail

(3) 滚轮噪声

滚轮可能是最大的振动和噪声来源。滚轮由轴承、滚珠、轮子等构成，在加速运动、压力、摩擦等过程中会有复杂的振动特性。理论上可以简单认为振动加速度幅值和速度 v 的平方成正比，和滚轮直径 D 的平方成反比，和滚轮光滑度 A_0 及润滑特性等成正比。具体的数值计算一般只能通过经验仿真和实测给出。需要说明的是，速度越快，滚轮产生的振动越大，因此在高速高铁上已经普遍采用磁悬浮导轨。而考虑到目前运动速度不超过 20 m/s，因此采用弹簧滚轮方案可行。未来还将设计速度更快的装置，将采用磁悬浮导轨的设计方案。

(4) 气动噪声

电机车和实验舱在运动中受到气动阻力，而气动阻力在实验舱通过多层楼板时（相当于是变阻塞比的塔），也会产生波动，具体的波动数值和速度有关。此项与气动阻力不同，需要通过仿真给出噪声水平量级。

2.2 外舱结构减振方案

为了更好地消除外舱的振动，主要由以下几种措施。（1）使电机塔和导轨塔分离，因此电机给建筑带来的振动不会直接传递到导轨塔上。这与德国的爱因斯塔电梯方案一致^[23]，而且为了简化设计，电机采用两排，实验舱导轨采用三排。

（2）电机车、横梁和外舱直接采用柔性连接，因此使得电机的振动更少地传递给外舱。其中外

舱支撑弹簧保持在垂直方向，可以避免外舱的左右摆动。(3)在滚轮上加入弹性叠片，减少滚轮对外舱以及电机的振动影响。其分离结构模型如图6所示。这种电机塔和导轨塔分离结构设计的好处是电机和外舱没有直接的机械连接，因此起到了隔离电机振动的效果^[27]。

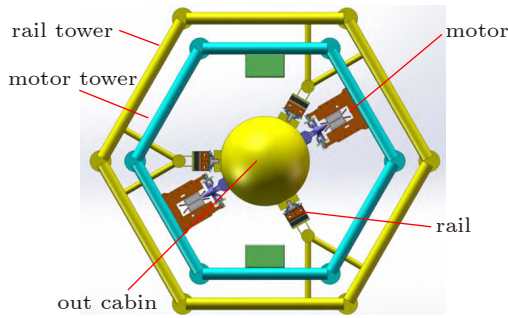


图6 导轨塔和电机塔的分​​离结构示意图
Fig. 6 Separated structure diagram of rail tower and motor tower

根据以上设计方案，建立理想弹簧模型(图7)，其中外舱导轨和电机车的导轨采用两套钢架固定。 m_1 和 m_2 为左、右电机车质量， m_3 为横梁质量， m_4 为外舱质量， m_{5-7} 都等于 m_4 ，两个电机车的滚轮弹簧设置为 k_1, k_2 ，外舱导轨三排滚轮设置为 $k_5 \sim k_7$ 。横梁与电机车之间铰接设为 k_3 (纵向)和 k_T (横向)。横梁和外舱之间的弹性支撑杆设为 k_4 。当弹簧受到压力或导轨发生形变时，弹簧也会有一定的伸缩量，对于第 i 个滚轮弹簧刚度为 k_i ，阻尼为 c_i ，横向力为 N_i ，产生的伸缩位移为 x_i 。其静态下可以认为 $-k_i x_{0i} = N_{0i}$ ，其中 x_{0i} 是弹簧固有压缩量， N_{0i} 是预紧力。其动态特性为

$$m_i \frac{d^2 x_i}{dt^2} + c_i \frac{dx_i}{dt} + k_i x_i = -N_i, \text{ 此时固有频率 } \omega_i = \sqrt{k_i/m_i}, \text{ 阻尼比 } \zeta = c_i/(m_i k_i).$$

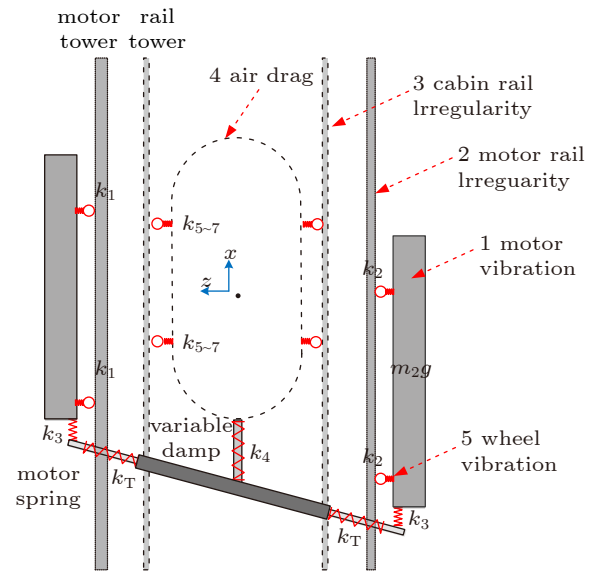


图7 外舱、电机车和横梁的结构和理想振动模型图
Fig. 7 Ideal vibration mechanical model of cabin, motor and transverse beam

对于减振设计，关键的就是如何设计弹簧的刚度和阻尼，使得传递到外舱的振动更小。设计准则如下。(1)各处的固有频点尽量错开，从而不会产生共振，损害运动机构。(2)刚度 k_i 越大，压缩量 x_i 越小，固有频率 ω_i 越大；而 k_i 越小，压缩量 x_i 越大，会造成电机车或舱体偏转。可以定义 k_i 的最小值满足 $\min(k_i) = |N_i/x_i|$ ，在此基础上适当增加。而阻尼比一般可以根据标准选取(一般取 $\zeta = 0.02 \sim 0.05$)。表1为根据最大伸缩量和预紧力计算出来的设计参考值。

表1 弹性元件的设计选取参考值
Table 1 Reference design value of elastic components

	Maximum flexible length (system setting)	Preset force setting (calculated)	Minimum stiffness
Motor roller spring	$x_1 = 0.5 \text{ mm}$ (note: guide rail installed precision)	$N_{0\text{motor}} = 2 \text{ kN}$	$k_1, k_2 = 4 \times 10^6 \text{ N/m}$
Beam vertical spring	$x_3 = 1 \text{ mm}$ (note: hinged deformation)	$F_{\text{beam}} = 11.4 \text{ kN}$	$k_3 = 1.14 \times 10^7 \text{ N/m}$
Beam horizontal spring	$x_T = 4.5 \text{ mm}$ (note: beam length is 1.788 m, maximum rotating angle of beam is 5.7°)	$T_1 + T_2 = 1.98 \text{ kN}$	$k_T = 2 \times 10^5 \text{ N/m}$
Cabin rod	$x_4 = 10 \text{ mm}$ (note: system setting)	$F_{\text{rod}} = 18 \text{ kN}$	$k_4 = 1.8 \times 10^6 \text{ N/m}$
Cabin roller spring	$x_5 = 0.5 \text{ mm}$ (note: guide rail precision)	$N_{0\text{cabin}} = 2 \text{ kN}$	$k_5 = 4 \times 10^6 \text{ N/m}$

3 微重力指标分析

对于电磁弹射微重力装置，需要采用相应的

振动隔离措施，使得外舱在微重力段达到 $10^{-4}g$ 左右的微重力水平(不包含发射段)，内舱要求

达到 $10^{-5}g$ 微重力水平。微小的惯性常值力或气动力都将会改变绝对微重力环境，如果想达到更好的微重力环境指标，必须将内舱与外舱进行二次隔离。因为机械隔离的方式能力有限，一般采用在微重力实验段控制内舱自由释放与外舱分离。内舱分离后，内舱主要受力为惯性力（科里奥利力）、气动阻力、外舱声固耦合传递和自身释放产生的向心力。图 8 为内舱的振动传递示意图。

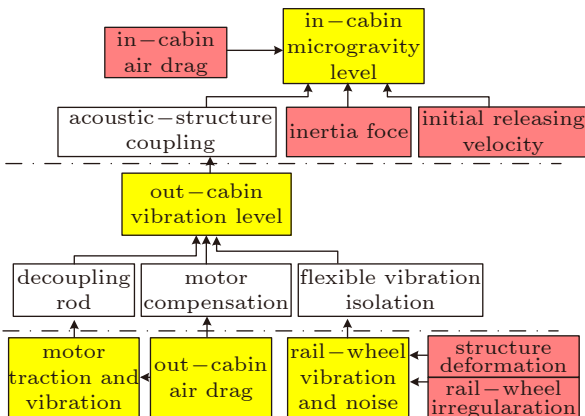


图 8 内舱和外舱的微重力水平影响因素

Fig. 8 Impact factors on the microgravity level of the inner cabin and outer cabin

(1) 惯性力

由于地球自转，因而载荷舱处于一个有旋转的非惯性参考系，在地球参考系中的物体都将受到惯性力（惯性离心力和科里奥利力）的影响。如果物体自由下落，物体将落到约偏东的位置处；等价地，如果采用垂直轨道让物体下落，则物体将产生水平方向的惯性加速度。根据科里奥利力公式计算的加速度为

$$a_c = -2v\omega \cos \varphi \tag{6}$$

如果自由释放，产生的向东偏移简化公式为^[30]

$$x = \frac{1}{3} \omega \cos \varphi \sqrt{\frac{8h^3}{g}} \tag{7}$$

其中 ω 为地球自转角速度， $\cos \varphi = 0.766$ （北京为北纬 40° ）， h 在自由段最高点为 0，发射出口点为 -20 m。约束下落速度最大 $v = 19.6$ m/s 时，科氏力加速度最大为 2.2 mm/s²（对应 1.11 N）；自由下落速度最大 $v = 19.6$ m/s（或 $h = -20$ m）时，积分值东向偏移量为 1.5 mm。总之，如果舱体垂直上升或下落，科氏力最大为 1.11 N；如果自由释放，则载荷舱向东有 1.5 mm 的偏移。由

于内舱与外舱分离，科氏力不影响微重力水平。

(2) 内舱空气阻力

实验舱内舱在释放过程中，和外舱的相对速度很小。按照气动阻力简化公式，取 $C_x = 0.65$ ，舱体截面积 $S = \pi R_2^2 = 0.785$ m²，可计算 1 个气压下，当内舱相对速度 $v_m = 0.1$ m/s 时，阻力加速度影响为 3 mm/s²；当 $v_m = 0.01$ m/s 时，阻力加速度影响为 4.85×10^{-5} m/s²，满足微重力水平要求。在低压 500 Pa 下，内舱相对速度 $v_m = 0.1$ m/s 时，加速度影响为 1.5×10^{-5} m/s²，对应的微重力水平为 $1.5 \times 10^{-6}g$ 。因此，若保证微重力水平达到 $1 \times 10^{-5}g$ ，需要将释放相对速度控制到 0.01 m/s 量级，或者直接将外舱抽低压到 500 Pa。

(3) 声固耦合

实验外舱在轨道上运行产生机械振动，这种振动同时会产生空气波动噪声，传递给内舱；而内舱的振动同时也对外舱有反作用，机械振动和气动噪声会形成声固耦合。通过仿真结果，可以认为外舱抽成低压后，声固耦合对内舱微重力水平影响不大。根据 ZARM 落塔^[11]、NMLC 落塔^[6]的经验，也可以证明可以通过内舱分离模式使内舱振动水平衰减 2~3 个量级。

(4) 内舱释放的影响

内舱通过机械或电磁方式进行释放^[31-32]，释放时必然存在一定的初速度 v_0 和角速度 ω_0 。假设内舱直径 $D_{内舱} = 1.0$ m，设置外舱内舱之间的可活动间隙为 $D_{间隙} = 0.1$ m。初始角速度 ω_0 需满足向心加速度在指标范围内，即 $a_{向心} = \omega_0^2 \cdot D_{内舱}/2 < 1 \times 10^{-5}g$ 。且初始速度 v_0 需满足 4 s 时间内不接触舱壁，即 $v_0 t < D_{间隙} = 0.1$ m, $t = 4$ s。可得，初速度 $v_0 < 0.025$ m/s，以及角速度 $\omega_0 < 0.014$ rad/s 或 $0.8^\circ/s$ 。

(5) 内舱微重力水平分析

内舱微重力通过悬浮释放方式可以达到 $10^{-5}g$ 的水平。为了达到该水平，需要从设计上满足如下条件：外舱内舱两侧间隙最小为 1.5 mm；外舱和内舱之间抽低压。内舱释放速度和角速度应分别控制到 25 mm/s 和 0.014 rad/s 以下。

4 仿真实验

基于计算分析，无法给出气动噪声、轮轨振

动等复杂问题的准确数值。为此进行了实际气动力、结构振动的仿真分析。仿真通过 ICEM 软件建立随外舱运动网格, 通过 CATIA 软件进行气动阻力分析, 通过 SIMPACK 动力学软件开展结构振动响应分析。

4.1 外舱气动阻力仿真

舱体所受的气动力作用可以分为垂向受力、水平方向受力、以及相应方向的扭矩。垂向受力

是微重力水平的控制因素, 水平方向受力和扭矩影响舱体的振动特性。垂向和水平方向受力是影响控制规律的关键。通过数值模拟, 得到了舱体运行全过程的流场。图 9 给出了典型状态下的流场结构, 对应条件为上升阶段最大速度。可以看出, 舱体表面的压强分布呈现典型钝体的气体压强分布, 在舱体支撑部件附近气体压强局部增强, 垂直方向形成了跟随涡。支撑侧杆和横梁对流场产生了有限的局部影响。

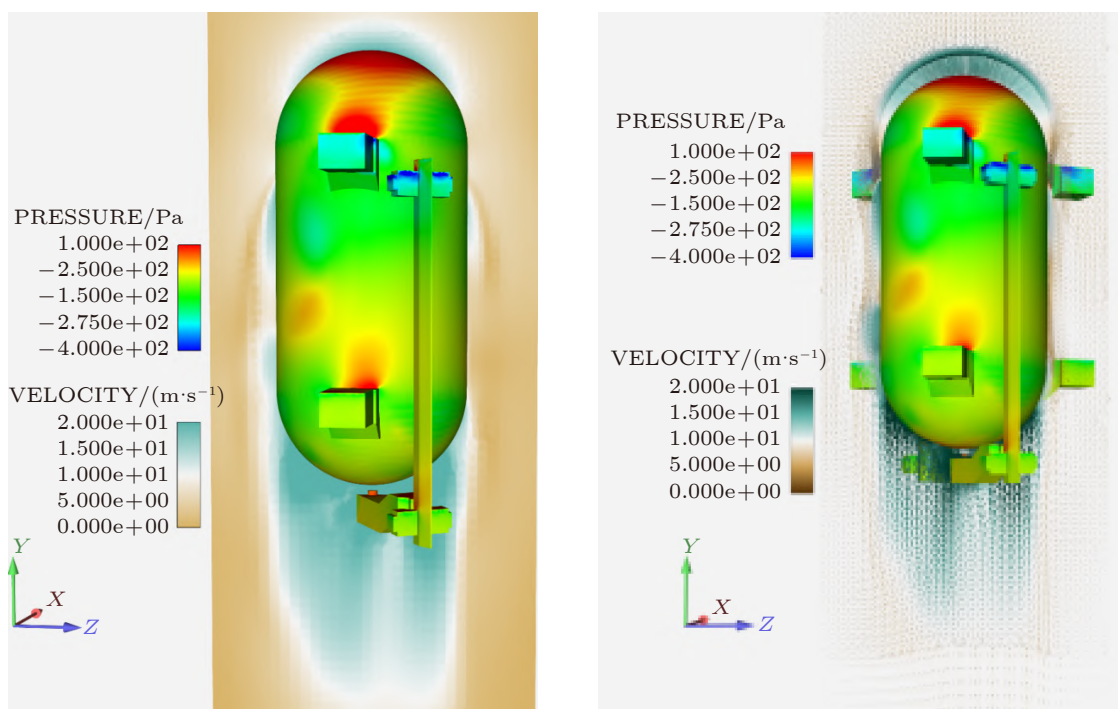


图 9 移动部分表面压强分布和中轴面诱导速度场分布

Fig. 9 Pressure distribution and induced velocity field distribution of moving parts surface

对流场结果进行分析可以得到舱体的垂向和水平方向受力, 所得基本气动阻力曲线如图 10 所示。在加速段, 舱体垂向受力随着速度增加而增加, 最大受力为 -405 N , 发生在舱体速度最大的时刻。在实验上升段, 舱体受力随舱体速度减小而减小, 到 0 时刻时存在少量诱导气流导致的向上气动力。在实验下降段, 舱体失重向下最大受力约 280 N , 发生在舱体速度最大的时刻。在减速段, 舱体减速停止, 扰动气流在惯性作用下产生短时的受力过冲。

模拟所得结果和理论估计结果相近, 由于理论估计中阻力系数和附加质量力估计中系数选择的不同造成部分偏差。相比理论估计, 舱体下降阶段底部横梁将承担较大的气动力, 影响气动外

形, 从而影响阻力系数和气动力在移动部件之间的分配。

此外, 除了容易通过主动控制管理的气动力

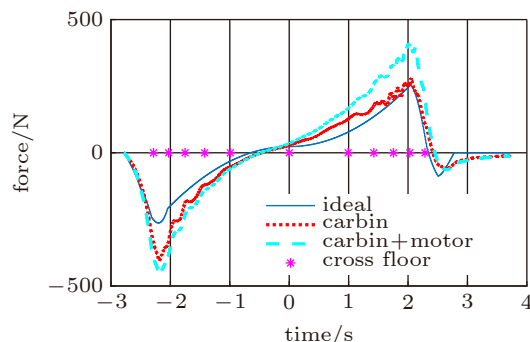


图 10 舱体和移动部分垂向气动力随时间的演化

Fig. 10 Vertical aerodynamic forces of the cabin and moving part varying with time

外, 还存在部分脉动气动力。实验上升段气动力脉动幅值大约为 20 N 左右, 其产生和舱体通过楼板时产生的气压波有一定关系, 其峰值一般在舱体通过楼板之后出现。实验下降段产生频率较高的气动脉动力, 其幅值约为 20~30 N, 结合底部梁受力可以知道, 其除与气压波动有关外, 还与底部梁的涡脱落冲击舱体有关。而当移动部分作为整体考虑时, 由于内力抵消的原因, 整体脉动力小于舱体脉动力。

舱体还受到相当量级的水平方向气动力。图 11 给出了水平方向受力随时间的演化, 其主要表现为脉动力, 脉动力幅值在实验上升段约为-40 N~38 N, 在实验下降段为 -50 N~60 N。总体考虑舱体和支撑部件构成的移动部分时, 脉动力幅值显著增大。水平方向脉动力主要产生因素包括舱体的不对称性、楼层的不对称性以及涡脱落的不对称性。与楼层对应关系以及垂向力脉动值对比后, 可以发现上升段的脉动力主要是穿越楼板的压力波动, 而下降段则受到底部横梁的涡脱落的显著影响。需要说明的是, 舱的水平方向力可以由外舱导轨抵消, 所以并不影响垂向微重力水平; 而由于滚轮是对称安装, 滚轮压力的变化也不影响垂向摩擦力。

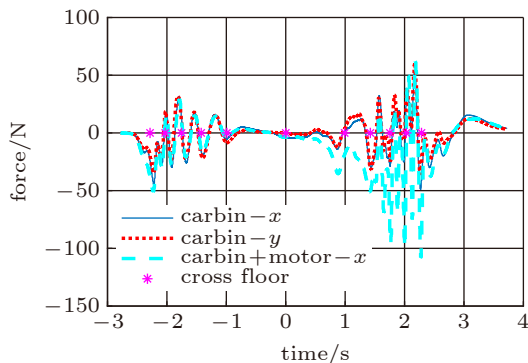


图 11 舱体水平方向受力随时间的演化
Fig. 11 Horizontal forces of the cabin varying with time

通过气动仿真可以得出如下结论。(1) 仿真结果比理论估计结果的数值略大, 主要原因是理论估计中没有计算横梁和两个电机车的阻力, 因此增加 40% 左右。(2) 舱体在上行和下行过程中的舱体受力与总受力并不相同, 这主要是由于下方横梁的空气阻力和圆形舱体不同。上行时由于实验舱在上方, 横梁阻力较小; 而下行过程中

横梁阻力变大。(3) 在过楼板时会有一定的脉动力。楼层共有 7 层, 可以看到随着速度的增加波动更加明显。波动水平在空气阻力的 10%~20% 左右。该脉动力主要是底部梁的涡脱落冲击舱体造成的。(4) 在下落过程中, 由于气流仍然惯性向下, 在实际电机速度降到 0 后, 仍然会受小部分气动力, 需要在电机控制时进行补偿。

4.2 外舱轮轨振动仿真结果

根据电磁弹射装置的设计方案, 建立外舱轮轨振动仿真模型如图 12 所示。

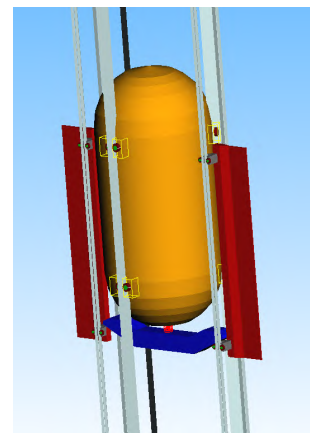


图 12 轮轨振动结构仿真示意图

Fig. 12 Structure simulation diagram of rail-wheel vibration model

在仿真过程中, 各个弹簧元件的刚度系数根据表 1 进行选取。仅在外舱与内舱的支撑杆刚度 K_4 上通过多次仿真进行了优化改进, 设定为非线性刚度 (弹簧形变 8 mm 以下时为 12.5 kN/m, 弹簧形变 0.028 mm 时为 3.5 MN/m), 证明具有更好的隔振特性。仿真过程中的电机振动和轨道形变分别按照图 4 和图 5 设置的曲线给出, 轨道形变为幅值 0.5 mm、波长 3.5 m 的正弦, 外舱质心偏差设置为 10 mm。仿真过程中, 分别对实验舱在导轨平滑和不平滑 (5 μm 白噪声, P4 级) 的扰动条件下进行了振动响应计算。仿真结果如图 13~图 15 所示。表 2 汇总了外舱、横梁和电机车在自由段的振动加速度的结果。

通过表 2 可以得出以下结论。(1) 减振措施有效, 外舱的振动水平大幅小于电机车的振动, 最大可以降低 50 倍左右, 这表明通过理论分析和设计的弹簧刚度阻尼参数基本合理。在此基础

表2 轮轨振动加速度水平
Table 2 Vibration acceleration level of the wheel and rail

	Even rail	Uneven rail
Carbin vibration acceleration/($m \cdot s^{-2}$)	0.034	0.11209
Beam vibration acceleration/($m \cdot s^{-2}$)	0.0734	0.0757
Motor 1 vibration acceleration/($m \cdot s^{-2}$)	8.02542	5.18987
Motor 2 vibration acceleration/($m \cdot s^{-2}$)	4.28053	5.94356
Carbine vibration acceleration (horizontal)/($m \cdot s^{-2}$)	0.00036	0.021

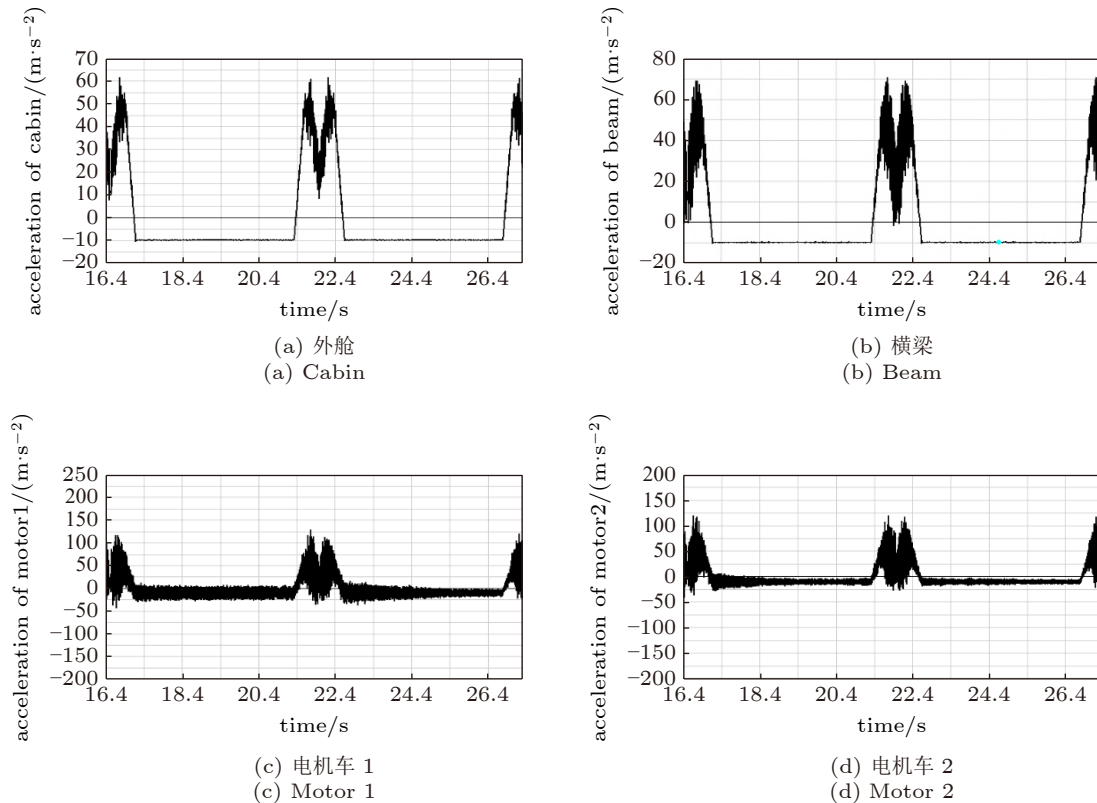


图13 振动加速度
Fig. 13 Simulated vibration acceleration

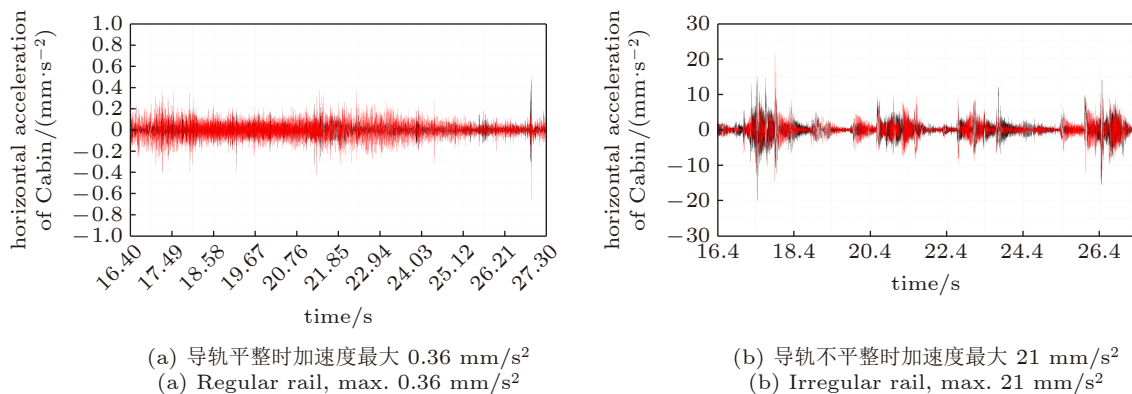


图14 外舱自由段水平方向加速度
Fig. 14 Simulated horizontal vibration acceleration of the outer cabin during the microgravity stage

上,可以适当增大刚度,保留安全余量。(2) 导轨的光滑度对噪声影响非常大。由于轨道粗糙影

响,外舱的振动会明显增大。当轨道完全平滑时,垂直方向振动加速度 34 mm/s^2 ,水平方向振动加

速度 0.36 mm/s^2 ；而当轨道粗糙时，垂直方向振动加速度 112 mm/s^2 ，水平方向最大 21 mm/s^2 ，因此应严格控制导轨的粗糙度。（3）支撑杆的最大压缩变形为 11.48 mm ，最大受力 21 kN 。而电机滚轮弹簧最大变形 0.22 mm ，外舱滚轮弹簧最大变形 0.355 mm 。这充分说明支撑杆的设计

在整个减振环节中的重要性，应采用优化设计。

（4）由于电机的波动力是随速度变化的，频率基本经历了从 10 Hz 到 90 Hz 的扫频过程，仿真未发现有强烈的共振点。当然，还需要根据实际测试对仿真分析结果进行检验。

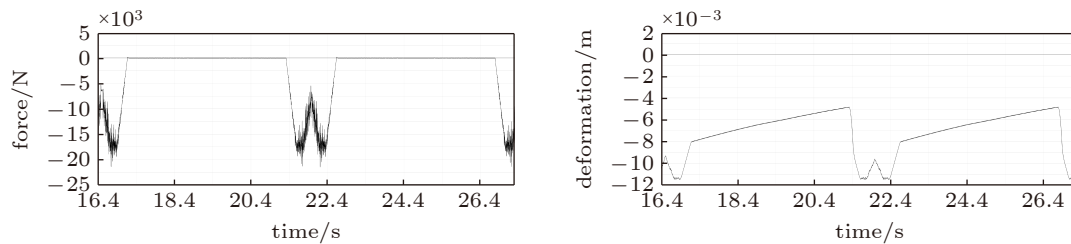


图 15 支撑杆垂向力与变形（最大形变 11.48 mm ，最大受力 21 kN ）

Fig. 15 Simulated vertical forces and deformation of the bearing rod (maximum deformation 11.48 mm , maximum force 21 kN)

4.3 内舱微重力仿真

内舱微重力的评估可以基于刚体动力学模型和简单气动模型的数学计算和经验值给出，只有声固耦合的传递，需要通过仿真分析给出结果。建立外舱声固耦合的理想模型，分别在外舱抽真空和一个大气压时进行了简单仿真，外舱无其他

安装结构，内舱光滑，结果如图 16 所示。显示在低压下外舱到内舱的振动传递比例可以在 1.0×10^{-5} 倍以下；在一个大气压时，固有频点处能衰减到 10^{-3} 倍，非频点也可以达到 1.0×10^{-5} 倍。当然，这是理想情况，未来将根据载荷安装情况修正模型，并结合实测数据给出细化结果。

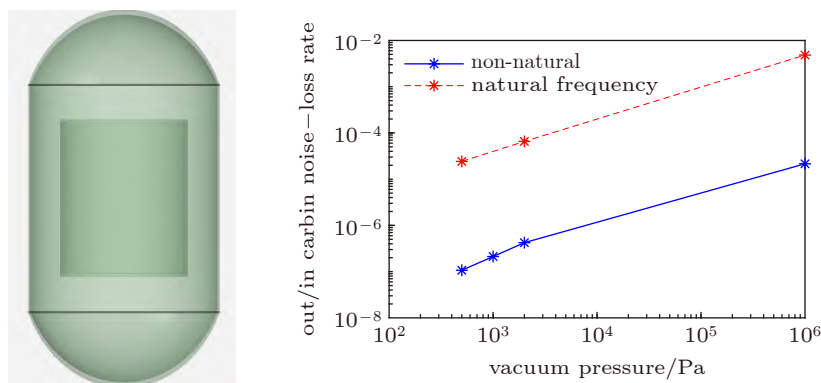


图 16 外舱到内舱的噪声传递模型和仿真结果

Fig. 16 Noise transferring model from the outer cabin to inner cabin

内舱的微重力水平还与外舱的振动水平有关。外舱的微重力水平主要取决于电机实际控制精度与运动规划曲线的误差，而噪声降低则取决于以上气动、轮轨与结构的减噪降振措施。从分析和仿真结果可知，内舱微重力时间可达到 4 s ，内舱微重力水平可以达到 $10^{-5}g$ 。实际上，内舱的微重力水平理论上可以更优，这主要取决于舱内的低压程度和释放控制的精度。

5 结论和展望

本文针对新一代电磁弹射微重力地基实验装置，研究了弹射过程中电机、结构和气动力对振动和噪声的影响，评估了外舱和内舱的微重力水平，提出了机舱分离、结构减振和内舱释放的方法。通过系统建模和分析，对系统指标进行了运动学分析、动力学分析、外舱结构振动分析、微重力指标等分析，给出了系统理论模型和基本分

析方法。采用气动仿真软件和动力学分析软件进行了仿真研究。给出了电磁弹射微重力装置的特性,为其能够达到的微重力技术指标给出了分析方法,评估微重力时间可以达到4 s,内舱则通过自由释放微重力水平可以达到 $10^{-5}g$ 。建立了理论模型,并基于此模型给出了优化设计方法。对于工程研制过程,给出了各个分项指标,为分系统的研制和验收提供了依据。目前此电磁弹射装置正在建设中,建成后将成为国际先进的微重力实验平台,为我国载人空间站提供地面比对实验,也为更多用户提供微重力实验服务。

参 考 文 献

- 1 Zero Gravity Research Facility User's Guide. NASA. Glenn Research Center: Lewis Field, Cleveland, Ohio, 2018: 0-17
- 2 Hufenbach B, Reiter T, Sourgens E. ESA strategic planning for space exploration. *Space Policy*, 2014, 30(3pb): 174-177
- 3 胡文瑞. 微重力科学概论. 北京: 科学出版社, 2010
- 4 Kufner E, Blum J, Callens N, et al. ESA's drop tower utilization activities 2000 to 2011. *Microgravity Science & Technology*, 2011, 23(4): 409-425
- 5 韦明罡, 万士昕, 姚康庄等. 国家微重力实验室落塔及微重力实验研究. 载人航天, 2007(4): 1-3.
- 6 张孝谦, 袁龙根, 吴文东等. 国家微重力实验室百米落塔实验设施的几项关键技术. 中国科学E辑, 技术科学, 2005, 35(5): 523-534
- 7 Pletzer V, Rouquette S, Friedrich U, et al. European parabolic flight campaigns with Airbus ZERO-G: looking back at the A300 and looking forward to the A310. *Advances in Space Research*, 2015, 56(5): 1003-1013
- 8 Matthews K, Motiwala S, Edberg DL, et al. Flight mechanics experiment onboard NASA's zero gravity aircraft. *Journal of Technology and Science Education*, 2012, 2(1): 4-12
- 9 Plester V, Winter J, Duclos F, et al. The first Joint European Partial-G Parabolic Flight campaign at Moon and Mars gravity levels for science and exploration. *Microgravity Science and Technology*, 2012, 24: 383-395
- 10 Matsuzawa T. Parabolic flight: experiencing zero gravity to envisage the future of human evolution. *Primates*, 2018, 59: 1-3
- 11 Selig H, Dittus HR, Lammerz C. Drop tower microgravity improvement towards the nano-g level for the MICROSCOPE payload tests. *Microgravity Science & Technology*, 2010, 22(4): 539-549
- 12 Könemann T, Eigenbrod C, Kampen P, et al. The GravityTower Bremen-Prototype: a novel actively driven drop tower system. 42nd COSPAR Scientific Assembly, Pasadena, California, USA, 2008
- 13 Zero Gravity Research Facility User's Guide. <https://www1.grc.nasa.gov/wp-content/uploads/Zero-Gravity-Research-Facility-users-guide.pdf>
- 14 Koide A. JAMIC drop-shaft type microgravity facility accommodating 10-seconds microgravity. *Jasma*, 2001, 18: 136-139
- 15 Asano S, Tokuo T. Introduction of MGLAB drop experiment facilities. *Space Forum*, 2000, 6(1/4): 411-416
- 16 Nikhil VV, Abhilash N, Niketh P, et al. The 2.5 s microgravity drop tower at national centre for combustion research and development (NCCRD), Indian Institute of Technology Madras. *Microgravity Science and Technology*, 2018, 30: 663-673
- 17 Steinberg T. Reduced gravity testing and research capabilities at new 2.0 second drop tower. *Journal of Achievements of Materials and Manufacturing Engineering*, 2008, 31(2): 822-826
- 18 Luo L, Zhou H, Sun Y, et al. Tsinghua University Freefall Facility (TUFF): a 2.2 second drop tunnel for microgravity research. *Microgravity Science and Technology*, 2021, 33(2): 26
- 19 张孝谦. 微重力落塔成功地实现上抛工作模式. 中国科学院院刊, 2000, 15(4): 278-279
- 20 Könemann T, Kaczmarczik U, Gierse AA, et al. Concept for a next-generation drop tower system. *Advances in Space Research*, 2015, 55(6): 1728-1733
- 21 Lu J, Ma W. Research on end effect of linear induction machine for high-speed industrial transportation. *IEEE Transactions on Plasma Science*, 2011, 39(1): 116-120
- 22 Lotz C, Frobose T, Wanner A, et al. Einstein-Elevator: a new facility for research from μg to 5 g. *Gravitational and Space Research*, 2017, 5(2): 11-27
- 23 Lotz C, Wessarges Y, Hermsdorf J, et al. Novel active driven drop tower facility for microgravity experiments investigating production technologies on the example of substrate-free additive manufacturing. *Advances in Space Research*, 2018, 61: 1967-1974
- 24 Timmen L. Das HITec als Herzstück- Geodsie und Quantenphysik verbinden sich. *Unimagazin*, 2018, S: 24-27 (in Germany)
- 25 Li YM, Dong WB, Zhang SC, et al. A prototype of microgravity facility equipped with linear motors and design of motion plan. 70th International Astronautical Congress, Washington DC, United States, 2009
- 26 Lotz C, Rein M, Overmeyer L. Steps for a reduction of vibrations of the roller guide in the Einstein-elevator. Symposium Automated Systems and Technologies AST'2015, St. Petersburg, Russia, 2015
- 27 Zhang J, Dong W, Wang Z, et al. Development of a new microgravity experiment facility with electromagnetic launch. *Microgravity Science and Technology*, 2021, 33(68): 1-18
- 28 聂世雄, 付立军, 许金等. 分段供电直线感应电机转子不对称模型及参数计算. 电机与控制学报, 2017, 21(2): 10-17
Nie Shixiong, Fu Lijun, Xu Jin, et al. Asymmetrical model and parameter calculation of segment-powered linear inductive motor mover. *Electric Machines and Control*, 2017,

- 21(2): 10-17 (in Chinese)
- 29 聂世雄, 马伟明, 李卫超等. 对称电流激励长初级直线感应电机推力波动研究. *中国电机工程学报*, 2015, 35(21): 5585-5591
Nie Shixiong, Ma Weiming, Li Weichao, et al. Research on thrust ripple of long primary linear induction motors with symmetrical current excited. *Proceedings of the CSEE*, 2015, 35(21): 5585-5591 (in Chinese)
- 30 简粤. 无阻尼情况下科里奥利力对抛体运动的影响. *兰州工业学院学报*, 2016, 23(3): 86-90
Jian Yue. Effect of Coriolis force on the projectile motion without resistance. *Journal of Lanzhou Institute of Technology*, 2016, 23(3): 86-90 (in Chinese)
- 31 Gierse A, kaczmarszik U, Greif A, et al. A fast and self-acting release-caging-mechanism for actively driven drop tower systems. *Microgravity Science and Technology*, 2017, 29: 403-414
- 32 蒲浩, 董文博, 张永康等. 微重力落塔精密三自由度电磁释放控制系统. *中国惯性技术学报*, 2020, 28(4): 101-107
Pu Hao, Dong Wenbo, Zhang Yongkang, et al. Microgravity falling tower precision three-degree-of-freedom electromagnetic release control system. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2020, 28(4): 101-107 (in Chinese)

(责任编辑: 胡 漫)