航天运载器磁悬浮助推发射关键技术

刘 宇 杨文将 段 毅 陈晓东

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 以航天运输为背景,研究了磁悬浮助推发射的磁悬浮、直线电机、空气动力影响和运载器分离发射等关键技术问题. 通过磁悬浮系统比较,确定高温超导体 EDS(Electrodynamic Suspension)系统是适合的磁悬浮技术方案,在单元静、动态实验测试基础上,研究其基本静态悬浮导向性能和刚度、阻尼特性,并建立缩比研究试验平台以评估磁悬浮系统的综合性能. 通过分析 2 种直线电机类型及优缺点,确定双边感应直线电机是适合磁悬浮发射系统的一种直线电机加速方式,并确定脉冲磁流体发电的能量供给方案. 通过磁悬浮发射空气动力影响分析,优化设计磁悬浮发射装置气动外形和气动布局,得出其基本气动特性,并提出利于实现系统俯仰力矩平衡的气动翼控制方案. 研究了运载器同时滑离导轨式定向器分离发射方案,并通过动静法计算分析得出运载器从定向器滑轨上成功分离所需具备的基本动力学参数.

关 键 词: 航天飞行; 航天地面支持; 磁悬浮装置; 技术

中图分类号: V 553.1

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2006)10-1180-06

Key technologies of Maglev launch assist for space launch

Liu Yu Yang Wenjiang Duan Yi Chen Xiaodong

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Key technologies in Maglev launch assist for space launch were studied, such as magnetic levitation (Maglev), linear motor acceleration, aerodynamic effect and space vehicle separating technology. By the comparison of several Maglev systems, high temperature superconductor (HTS) electrodynamic suspension (EDS) system was viewed as a suited one for Maglev launch assist. Based on the static and dynamic experiments of a HTS unit, the levitation and guidance force, rigidity and damping characteristics of the HTS Maglev system were indicated. Then a demo Maglev launch assist test vehicle was built to estimate its levitation performance. By analyzing the advantage and disadvantage of two kinds of linear motor, the double-side inductive linear motor was considered a suited one, and the pulsed MHD generator was the feasible power supply system for the linear motor acceleration. Aerodynamic effect on the Maglev vehicle was studied, and the aerodynamic shape and layout were designed optimally. The basic aerodynamics characteristics were concluded, and the aerodynamic aerofoil was useful for balancing the pitching moment of the Maglev vehicle. The technology of space vehicle separating simultaneously from the direction guideway on the Maglev vehicle was studied. Based on the D´ Alan Bert theory, the primary kinetic parameters of space vehicle slipping successfully away from the Maglev vehicle were obtained.

Key words: space flight; aerospace ground support; magnetic levitation vehicles; technology

磁悬浮助推发射技术作为未来先进可重复使用运载器或亚轨道飞行器的一种重要地面助推发射技术,目前已受到包括中国在内的多个国家关注[1-3].

磁悬浮技术具有无摩擦损耗、运行可靠和方便快捷等特点,便于实现很高的地面运行速度. 磁

收稿日期: 2006-06-02

基金项目: 国家 863 计划资助项目(2005AA722102)

作者简介: 刘 宇(1963-),男,河南邓州人,教授, liuyu@buaa.edu.cn.

悬浮助推发射为近地面高速运行发射过程,其间面临严重的空气动力影响和运载器分离时的动态扰动影响等. 因此针对磁悬浮发射环境,对磁悬浮系统悬浮性能,直线电机加速系统及供能方案,磁悬浮发射气动稳定性控制和运载器分离方案分析等方面展开关键技术问题研究,有助于对磁悬浮发射过程有更加深入地了解. 本文通过方案比较分析、基础实验研究和数值仿真计算等手段,分别介绍了近几年在这些关键技术方面的研究过程及进展情况.

1　磁悬浮技术

1.1　磁悬浮系统方案选择

目前磁悬浮技术领域主要存在常导电磁悬浮 EMS (Electromagnetic Suspension)、高温超导 EMS、低温超导电动悬浮 EDS、高温超导体 EDS 和永磁悬浮 PMS(Permanent Magnet Suspension) 等 5 种磁悬浮系统类型. 表 1 中罗列了这 5 种磁悬浮系统在运行性能、消耗和成本等方面的优劣性比较情况,通过分析可以得出,高温超导体 EDS 系统在低速悬浮能力、控制系统、低温系统技术、运行能耗和成本等方面都具有明显优势,适合作为磁悬浮发射装置的磁悬浮系统技术方案.

表 1　5 种磁悬浮系统方案综合比较

类型	常导 EMS	低温 EDS	高温 EMS	高温 EDS	永磁 PMS
悬浮高度/mm	10	100	20 ~ 30	20 ~ 30	10 以内
低速悬浮	可以	不可以	可以	可以	可以
悬浮导向作用	独立 2 套	一体化	独立 2 套	一体化	一体化
控制系统	高	无	高	无	无
运行稳定性	良好	一般	良好	良好	差
低温系统要求	无	液氦	液氮	液氮	无
电力供应要求	高	低	低	无	无
磁场污染	弱	很强	一般	一般	一般
建设投资	较低	高	较高	较高	低
运行能耗	高	低	低	无	无

1.2　磁悬浮单元基本特性研究

图 1 所示为高温超导体 EDS 系统作用原理示意图,高温超导体(采用 Φ30 mm×18 mm 标准 YBCO 块)组合在超导态下与存在明显磁场梯度(图 2 所示)的永磁导轨磁场作用产生排磁通悬浮力和钉扎磁通导向力,实现二维稳定悬浮效果. 超导体内磁通多少直接影响悬浮和导向能力,而超导体相对磁场实现超导的高度位置(即场冷高度,本文专指超导体底面相对永磁导轨表面的高度)决定了俘获磁通大小. 由于实际运行的高温超导体 EDS 系统必定工作在某一合理场冷高度下,因此首先采取磁悬浮单元静态测试和动态测试手段,定量得出场冷高度对磁悬浮单元静态悬浮、导向力和刚度、阻尼等动态特性的影响结果,为不同的试验平台设计提供有效实验依据.

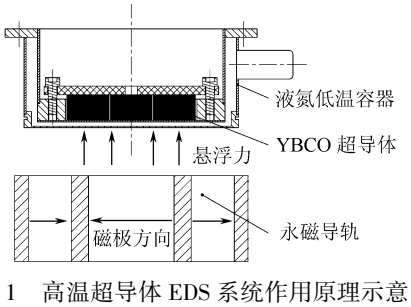


图 1　高温超导体 EDS 系统作用原理示意图

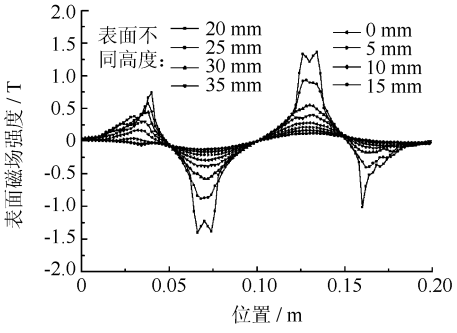


图 2　永磁导轨表面不同高度磁场分布

图 3 和图 4 分别为磁悬浮单元静态和动态测试系统. 静态测试系统通过 2 套步进电机改变超导单元相对永磁导轨的场冷高度、测试高度和水平位置,2 套力传感器分别反馈竖直方向和水平方向作用力结果. 动态测试系统通过激振器提供不同振动频率和振幅,超导单元上的加速度计反馈受迫振动的加速度信号.

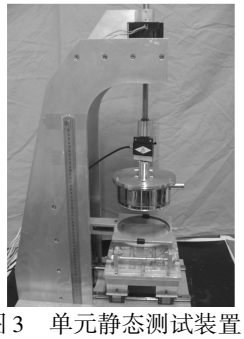


图 3　单元静态测试装置



图 4　单元动态测试装置

图 5 所示为场冷高度 25 mm 条件下对应的悬浮力和导向力测试曲线. 可以看出悬浮力和导向力随竖直和水平位置往复,呈现一定可重复性,但由于超导体存在磁滞效应,力曲线无法完全重合. 当测试高度降低时,悬浮力呈反指数增长,而当测试高度增加,悬浮力又转变为吸引力(数据为负值),因此高温超导 EDS 系统具有使悬浮高度维持在一定范围的能力. 此外,导向力曲线也说明该

EDS系统具有约束水平移动的作用.

悬浮刚度是衡量磁悬浮系统稳定性的一个重要指标,图6所示为振动频率和振幅对磁悬浮单元的悬浮性能影响,可以看出除了共振频率(6.2 Hz左右)外,振动频率对振幅影响很小;而振幅对悬浮刚度的影响较大,振幅越大刚度越小,即系统稳定性越差. 因此工程设计过程中,可以考虑在磁悬浮系统和承载界面间设计合理的悬挂阻尼机构,以避免磁悬浮系统共振和抑制大振幅对刚度特性的影响.

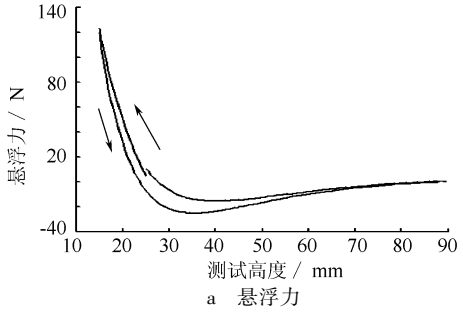
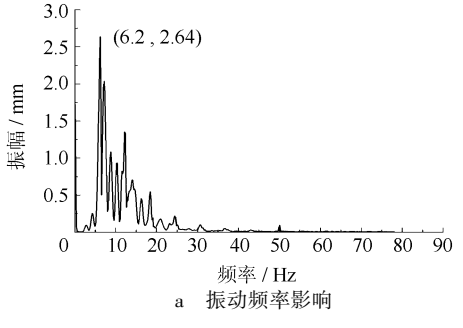


图5 场冷高度25 mm对应的悬浮力和导向力测试曲线



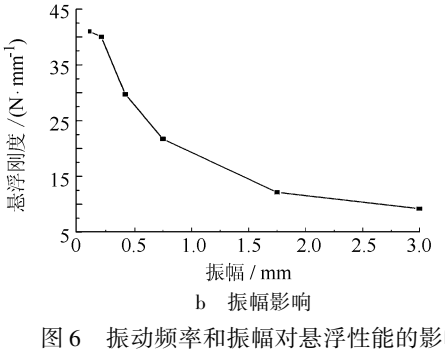
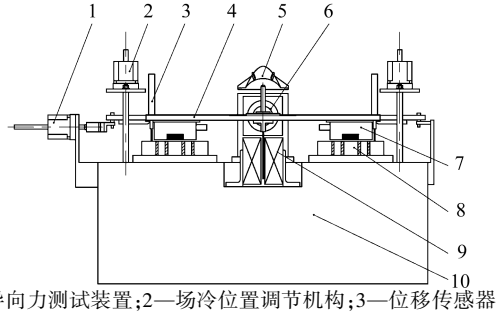


图6 振动频率和振幅对悬浮性能的影响

1.3 磁悬浮系统综合试验平台

基于磁悬浮单元静态测试结果,建立图7所示的磁悬浮发射缩比研究试验平台. 试验平台的建立为综合研究场冷高度、载荷变化对系统整体悬浮导向性能的影响,和直线电机加速、导轨磁场不平顺对系统运行稳定特性的影响等方面提供了便利条件.



1—导向力测试装置;2—场冷位置调节机构;3—位移传感器;4—磁悬浮橇体;5—飞行器模型;6—制动装置;7—高温超导单元;8—永磁导轨;9—双边直线感应电机;10—试验台基础

图7 磁悬浮发射缩比研究试验平台示意图

图8和图9所示为试验平台不同场冷高度对应的悬浮力和导向力测试曲线. 结果显示场冷高度对系统悬浮力、导向力影响很大,高场冷利于实现大悬浮力,低场冷利于实现大导向力,悬浮力和导向力是一对矛盾,因此合理的场冷高度应该在满足悬浮高度和导向力要求的前提下,尽量取最大值. 由于低场冷高度(如35 mm)下悬浮方向和水平导向方向可以得到很好的约束作用,因此直线电机加速(加速度1.2g)条件下,试验平台振动很小,表现了很好的运行稳定性.

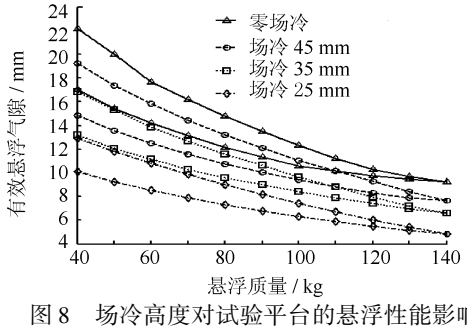


图8 场冷高度对试验平台的悬浮性能影响

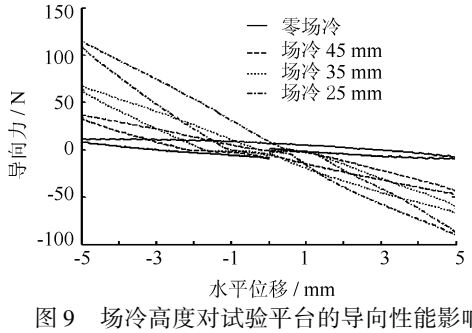


图9 场冷高度对试验平台的导向性能影响

2　直线电机驱动及能量供给技术

直线电机作为最佳的地面加速/减速方式,主要消耗电能,具有方便快捷、无污染和成本低等优点,非常适合作为磁悬浮发射系统的动力装置. 直线电机分为直线异步和同步电机 2 种类型. 直线异步电机以感应式电机为主,其启动力矩大,结构简单,主要缺点是功率偏低,一般在 0.5 ~ 0.6;直线同步电机以直流励磁线圈与地面三相绕组的电磁作用实现,通过三相绕组电流变化控制载体以同步速度运行,可以获得理想的电磁耦合状态及最大驱动力,功率因数较高,因此直线同步电机一直是应用的主流. 然而结合磁悬浮系统,直线感应电机也有其特有的优点. 图 7 中试验平台采用铝次级双边直线感应电机,其电机作用方式对悬浮方向没有影响,但是次级两侧的涡流效应有助于提高磁悬浮系统的横向稳定性. 未来如果采用超导次级代替铝次级,可以进一步提高推力水平,因此双边直线感应电机是配合高温超导体 EDS 系统的一种有效直线电机方式.

参考文献[4],磁悬浮发射在约 10 s 时间内达到 0.8*Ma* 的运行速度,直线电机加速需要几百兆瓦至上千兆瓦的大功率供能装置. 目前可供选择的供能方案主要有汽轮机发电、水轮机发电、电容器储能、飞轮储能和脉冲磁流体发电等几种. 通过综合比较,脉冲磁流体发电以其能够提供上百兆瓦级的高功率、短持续时间能量脉冲,同时具备结构紧凑、可移动性好和多台并用等特点,适合作为短运行时间大功率需求磁悬浮发射能量供给方案. 以俄罗斯的“Sakhalin”脉冲磁流体发电单元为例,输出负载功率达到 400 MW,脉冲持续时间 5 ~ 6 s,4 台并用即可满足 100 加速载荷以 4 *g* 加速度运行的发射需求.

3　磁悬浮发射空气动力影响

在磁悬浮发射技术中,磁悬浮发射装置(磁悬浮橇体和分离机构)作为核心部件,主要承担运载器的定位、支撑、加速和分离发射作用. 由于磁悬浮发射过程暴露于大气环境中,以往的设计经验表明高速行驶带来的空气阻力占发射装置总阻力的 80% 以上,而且由于地面效应作用,气动升力和俯仰力矩的变化对加速过程稳定性影响很大,因此针对磁悬浮发射装置的空气动力影响将直接关系着发射的效率和成败. 图 10 所示为磁悬浮发射装置空气动力特征及气动外形参数. 其中参数 G,L,D,M,P 和 L_M 分别表示发射装置与运载器整体的重力、气动升力、气动阻力、气动俯仰力矩、直线电机推力和悬浮力;参数 A_1,A_2,A_3,h_1,h_2 和 H 分别表示磁悬浮橇体前端上倾角、下倾角、橇体尾部倾角、橇体前端到底部高度、橇体高度和运载器重心到地面的高度.

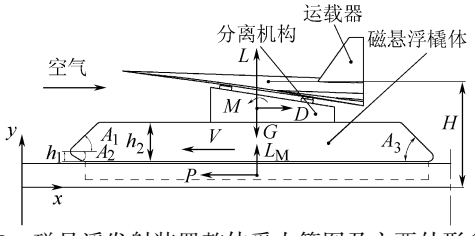


图 10　磁悬浮发射装置整体受力简图及主要外形参数

采用 Fluent 计算流体软件进行三维数值仿真计算,通过改变磁悬浮橇体的气动外形参数和运载器的相对高度,以减小 D 作为主要优选准则,得出优选参数方案 A_1, A_2, A_3, h_1, h_2, H 分别为 20°, 0°, 40°,0 m,2.0 m,6.0 m. 该方案对应的磁悬浮发射系统在不同运载器迎角、马赫数下的基本气动特性如图 11 所示,图中 C_D,C_L 和 C_m 分别为磁悬浮发射装置和运载器整体的气动阻力、升力和俯仰力矩系数.

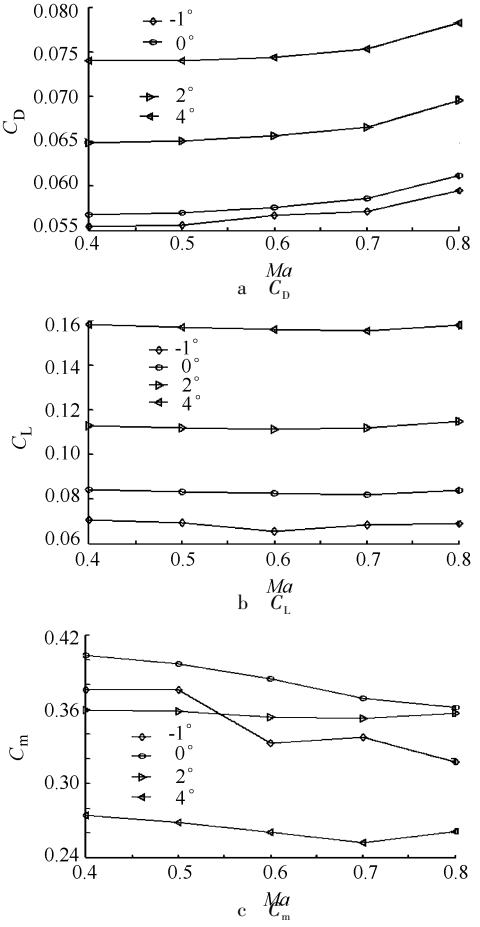


图 11　不同迎角、马赫数下的 C_D,C_L 和 C_m

图11分析可以看出,在磁悬浮发射过程中,气动俯仰力矩处于不断变化过程中,同时直线电机推力也会带来巨大力矩,为了使发射系统力矩平衡以实现直线电机和磁悬浮系统的稳定运行,本文初步考虑气动控制的方案. 如图12所示,在磁悬浮橇体2侧的前后位置分别添加气动翼,前翼迎角为ρ_1,后翼迎角为ρ_2. 磁悬浮橇体以$2g$加速度运行,电机力臂P取为3.88 m,选择运行速度0.6Ma、运载器起飞迎角4°的起飞状态,为满足运载器起飞升力要求,运载器水平尾翼转角优选为−6.5°,通过Fluent数值模型计算,不同ρ_1和ρ_2条件下的系统气动力结果如表2所示. 表中L_v,M_v分别表示运载器承受的气动升力和俯仰力矩,M_r为磁悬浮发射装置残余的俯仰力矩.

可以看出添加气动翼后升阻力有所增加,剩余力矩M_r明显下降,说明高速状态下添加气动翼会使系统力矩平衡状况明显改善. 此外,系统整体气动升力较大,对于磁悬浮系统,适合采用低场冷方案以增强系统稳定性.

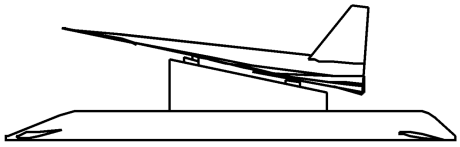


图12 橇体添加尾翼气动控制方案示意图

表2 橇体前后添加尾翼的气动力效果

工况	ρ_1	ρ_2	L_v/N	M_v/(N·m^{-1})	D/N	L/N	M/(N·m^{-1})	M_r/(N·m^{-1})
1			727 702.2	−568 948	419 423.1	773 557.4	714 879	−8 531 440.1
2	10°	−10°	817 497	−200 819	516 759.8	981 300.8	8 618 919	−1 005 645.9
3	12°	−13°	855 939.2	−81 369.4	556 717	951 784.3	9 879 419	99 582.8

4 运载器分离发射技术

磁悬浮发射过程中,运载器分离前后主要经历闭锁、导向滑离和无控飞行3个阶段. 在闭锁阶段,运载器依靠闭锁机构与橇体间无相对运动加速至所需起飞速度;运载器发动机点火,推力稳定后,闭锁机构解锁,运载器在定向器上滑动;安全脱离后进入无控飞行段,运载器持续加速依靠升力起飞,磁悬浮橇体制动减速完成发射过程.

依据磁悬浮发射运载器背驮式分离发射特点,重点分析了前后支撑件不同时滑离、同时滑离和零长式瞬时滑离3种分离方案,其中,同时滑离导轨式定向器方案可靠性最高,可以有效避免冲击载荷和头部下沉.

图13所示为运载器滑离阶段的运载器受力分析情况,采用动静法分析手段,初步研究运载器从定向器滑轨上成功分离所需具备的基本条件. 图中,Oxy为固连于地面的惯性坐标系,$O_b x_b y_b$为固连于分离机构俯仰中心的坐标系(x_b平行发射方向),$O_v x_v y_v$为固连于运载器俯仰中心的坐标系(x_v与发射方向重合). 发动机推力F及偏心角δ(一般30′以内),运载器L_v、D_v、M_v、重力$m_v g$,相对分离机构牵连惯性力$m_v a_e$,前后支撑件垂直反力N_1,N_2,动摩擦力μN_1,μN_2,运载器底面相对水平面偏角α为8°.

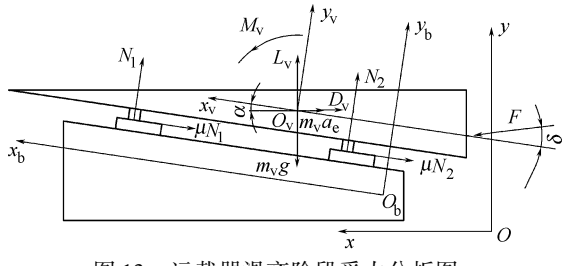


图13 运载器滑离阶段受力分析图

运载器相对分离机构的坐标方程如式(1)和式(2)所示. δ很小,因此$\cos\delta\approx 1$,$\sin\delta\approx\delta$. 滑离段$a_{by}=0$,同时式(1)+式(2)×μ得到式(3). 式中m_v为50 t,F取为$m_v g$,μ取为0.1,运载器迎角4°条件下α为12°,其他参数取表2的第2组数据. 式(4)为运载器滑离末端速度v的公式,式中s为滑轨长度,取为1 m. 当牵连加速度a_e由−10 m/s^{2}变化到10 m/s^{2}的过程中,加速度a_{bx}和v的变化曲线如图14所示. 分析得出当$a_e\geqslant 6.78$ m/s^{2}时$a_{bx}\leqslant 0$,表明运载器无法从橇体上方分离,因此分离时橇体加速度应该小于这个值.

$$m_v a_{bx} = F\cos\delta + (L_v - m_v g)\sin\alpha - (D_v + m_v a_e)\cos\alpha - (\mu N_1 + \mu N_2) \quad (1)$$

$$m_v a_{by} = (L_v - m_v g)\cos\alpha + (N_1 + N_2) + (D_v + m_v a_e)\sin\alpha - F\sin\delta \quad (2)$$

$$m_v a_{bx} = F + (L_v - m_v g)(\sin\alpha + \mu\cos\alpha) + (D_v + m_v a_e)(\mu\sin\alpha - \cos\alpha) \quad (3)$$

$$v = \sqrt{2 a_{bx} s} \quad (4)$$

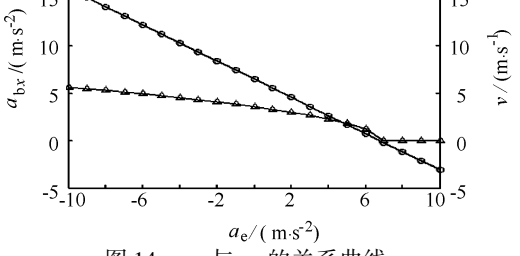


图14 a_{bx}与a_e的关系曲线

当运载器从定向器导轨上滑离后,由于受到自身重力和空气动力影响,运载器很可能发生下沉和转动,同时橇体的高速跟踪运动和振动,可能会导致运载器与橇体的碰撞,因此需要为运载器设计必要的最小安全让开高度.

假设最可能的碰撞点为运载器后端面下沿中点 B 与定向器前导轨上沿,如图 15 所示. B_0 点为运载器下沿中点初始位置,B_1 为该点运动到前导轨上沿上方或下方的位置. O_{v0},O_{v1}为质心运动位置,x_{B_0},y_{B_0}为 B_0 相对 $O_{v0}x_vy_v$ 的坐标值,取为(-10.286 m, -1.699 m),y_{B_1}为 B_1 相对 $O_{v1}x_vy_v$ 的坐标值,y_{B_1}与 x_{B_0},y_{B_0}的关系见式(5),式中 θ_v 为运载器转动角,与运载器起飞 M_v 有直接关系;x_{v1},y_{v1}为质心横向和纵向位移,表达式分别为式(6)和式(7);t 为该段飞行时间;v 取图 14 的计算结果;y_s 为 B_0 的下沉量,y_s 如式(8)所示.

$$y_{B_1} = x_{B_0}\sin\theta_v + y_{B_0}\cos\theta_v \tag{5}$$

$$x_{v1} = vt + \frac{1}{2}\left[(F + L_v\sin\alpha - D_v\cos\alpha)/m_v - g\sin\alpha - a_e\cos\alpha\right]t^2 \tag{6}$$

$$y_{v1} = \frac{1}{2}\left[(L_v\cos\alpha + D_v\sin\alpha)/m_v - g\cos\alpha + a_e\sin\alpha\right]t^2 \tag{7}$$

$$y_s = y_{v1} + |y_{B_0}| - |y_{B_1}| \tag{8}$$

计算 y_s 过程中,x_{v1}取为 11.53 m,其余主要气动力数据取表 2 第 2 组数据. 当 a_e 在-10 ~ 5 m/s^2 间取值时,运载器的 θ_v 和 y_s 的计算结果如图 16 所示. 可以看出,y_s 始终为正,即运载器为无下沉趋势,不会发生碰撞,不需要设计最小安全让开高度. 然而当 a_e 较大时,运载器转角大于-90°,表明运载器已经翻转,这是不可行的,分析原因主要为本计算中采用的气动数据是单一的,而实际分离时的气动力是不断变化的. 因此,运载器的分离起飞轨迹分析需要基于更为复杂的计算过程来实现,并通过一定的实验验证.

5　结　论

通过磁悬浮技术、直线电机驱动及能量供给、

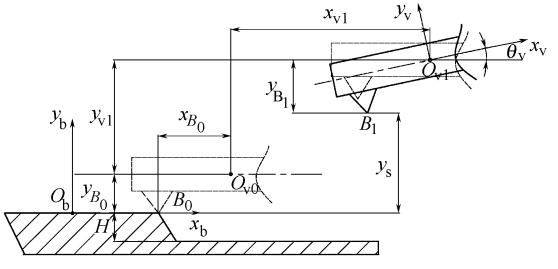


图 15　a_{bx}与 a_e 的关系曲线

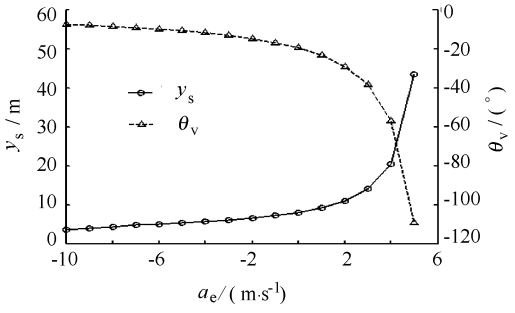


图 16　a_{bx}与 a_e 的关系曲线

发射过程空气动力影响和运载器分离发射等 4 方面关键技术研究,初步得出以下结论:①高温超导体 EDS 系统以其性能优越、结构简单等特点,被视为适合磁悬浮发射装置的一种磁悬浮系统方案,通过磁悬浮单元基本静、动态特性和试验平台综合测试研究,场冷高度对该系统的悬浮导向性能影响严重,悬浮力和导向力是一对矛盾,合理的场冷高度应该在满足悬浮高度和导向力要求的前提下,尽量取最大值;②双边直线感应电机是配合高温超导体 EDS 系统的一种有效直线电机加速方式,基于脉冲磁流体能量单元的直线电机供能系统方案是可行的;③磁悬浮发射空气动力影响严重,通过磁悬浮发射装置气动外形和气动布局优化设计,得出其基本气动特性,磁悬浮橇体添加气动翼控制方案是实现整体俯仰力矩平衡的一种有效手段;④运载器分离采用同时滑离导轨式定向器方案,动静法计算分析得出,运载器在导轨上滑离要求橇体牵连加速度小于 6.78 m/s^2,运载器滑离后无最小安全让开高度要求.

参考文献 (References)

[1] William A J. Magnetic launch assist-NASA's vision for the future [J]. IEEE Transactions on Magnetics, 2001,37(1):55-57

[2] Monte L D, Gamma F, Andriani R. Maglev for space launchers [R]. AIAA 2001-1922,2001

[3] 杨文将,刘宇,杨博. 航天发射用磁悬浮助推发射系统概念研究[J]. 北京航空航天大学学报,2005, 31(1):105-110
Yang Wenjiang, Liu Yu, Yang Bo. Conceptual study of Maglev launch assist system for space launch[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(1):105-110(in Chinese)

[4] 杨文将,刘宇,于有志. 航天磁悬浮发射脉冲磁流体供能系统方案分析[J]. 宇航学报, 2005, 26(6):828-832
Yang Wenjiang, Liu Yu, Yu Youzhi. Power supply scheme analysis of pulsed MHD system for space flight magnetic launch assist[J]. Journal of Astronautics, 2005,26(6):828-832(in Chinese)