

文章编号: 1000-8055(2007)09-1560-05

# 磁悬浮助推发射气动力分析及风洞试验

陈晓东, 杨文将, 刘 宇, 段 毅  
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

**摘 要:** 通过分析磁悬浮助推发射装置的空气动力特征, 提出了其气动外形设计的合理原则. 分析了磁悬浮橇体和支撑分离机构的气动外形方案, 并确定了优化的气动外形设计参数值. 考虑地面效应模拟的同时, 在FD-06风洞中进行了缩比模型试验. 结果表明, 升阻力系数随着马赫数或运载器迎角的增大而增大, 装置有上仰的趋势, 迎角为 $0^\circ$ 时, 阻力系数较小, 各系数的变化也较小.

**关 键 词:** 航空、航天推进系统; 磁悬浮; 助推发射; 风洞试验; 空气动力

中图分类号: V211.24

文献标识码: A

## Aerodynamic analysis and wind tunnel testing on maglev launch assist

CHEN Xiaodong, YANG Wenjiang, LIU Yu, DUAN Yi

(School of Astronautics,

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

**Abstract:** The aerodynamic characteristics of a maglev (or magnetic levitation) launch assist vehicle were analyzed and rational design principles for its aerodynamic shape were proposed. The aerodynamic shape configuration for the maglev sled as well as for the support and separation structure was analyzed and the optimal values of design parameters were obtained. A wind tunnel testing for a scale model was made in the FD-06 wind tunnel, in which simulation ground effect was considered. The results show that the lift and drag coefficient increases along with the increase of Mach number or the attack angle of the space vehicles. The launch assist vehicle has a tendency to face upward. When the attack angle is zero, the drag coefficient is relatively small and the variation of each coefficient is relatively small too.

**Key words:** aerospace propulsion system; magnetic levitation; launch assist; wind tunnel testing; aerodynamics

磁悬浮助推发射是将磁悬浮技术应用于航天发射, 为水平或倾斜起飞的运载器提供一个较高的起飞初速, 以利于提高运载器总体性能和携带更多有效载荷入轨的一种新型航天发射技术<sup>[1]</sup>. 在磁悬浮助推发射中, 磁悬浮发射装置作为核心部件, 主要承担运载器的定位、支撑、加速和任务.

以往的设计经验表明大气环境中高速行驶带来的空气阻力占发射装置总阻力的80%以上<sup>[2]</sup>, 而且气动升力和气动俯仰力矩的变化对高速行驶中稳定性影响也很大, 因此针对磁悬浮发射装置的气动力影响分析将直接关系着发射的成败.

本文首先对磁悬浮发射装置各组件的气动力

收稿日期: 2007-03-16; 修订日期: 2007-06-13

基金项目: 国家 863 基金

作者简介: 陈晓东(1982), 男, 山东文登人, 博士生, 主要从事航空宇航推进理论与工程的研究.

特征进行了分析,初步确定了发射装置的基本外形参数和布局,然后通过设计合理的风洞实验,对磁悬浮发射装置的基本气动特性有了较充分的了解.

### 1 磁悬浮助推发射空气动力特征

如图 1 所示,磁悬浮承载橇体通过其与地面轨道之间的电磁力作用悬浮于地面轨道上,运载器通过支撑分离机构定位于承载橇体上.当运载器在承载橇体带动下以速度  $v$  贴近地面高速行驶时,整个装置都处于地面效应影响区域内.在该区域内,空气流受到地面和轨道的限制,运载器下方的气流压强会比在自由大气中时大,地面效应将使运载器的升力系数和纵向静稳定度增加,同时运载器尾部的分离流动也将在较高的地面静压下得到改善,从而使运载器的压差阻力减小.

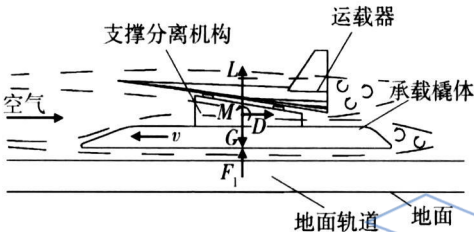


图 1 磁悬浮助推发射系统示意图

Fig. 1 Schematic plan of the maglev launch assist system

另一方面,由于常规磁悬浮系统的悬浮间隙一般在 20 mm 左右,致使承载橇体与轨道之间的距离很小,悬浮气隙对承载橇体底面的气流压强分布影响较大,橇体尾部的空气分离流动也对其底部的气流流动产生影响.因此,地面效应是磁悬浮助推发射过程中的一个重要空气动力特征.

图 1 中,磁悬浮发射装置在二维运动平面内平稳行驶时,将受到重力  $G$ 、悬浮力  $F_1$ 、气动阻力  $D$ 、气动升力  $L$  和气动俯仰力矩  $M$  的影响.磁悬浮发射装置的运行阻力绝大部分来自于气动阻力,而且在加速的过程中,阻力会不断增大,同时气动升力和气动俯仰力矩的变化都会引起装置平衡状态的变化,从而改变悬浮力的分布,影响磁悬浮橇体相对地面轨道的相对空间位置.因此在考虑磁悬浮发射装置的气动外形设计时,应首先考虑减小气动阻力,同时为了有效控制磁悬浮系统的悬浮状态,气动升力和气动俯仰力矩的变化幅度应尽量减小,这些暂时被作为磁悬浮发射装置气动外形设计的考虑原则.

### 2 磁悬浮发射装置气动外形分析

磁悬浮助推发射主要用于具有高升阻比的水平起飞运载器方案,这里运载器采用文献[3]中设计的乘波体气动外形方案,运载器质量为 48 000 kg,长度为 20 m,翼展为 10 m,在  $Ma=0.3\sim 0.7$  时升阻比为 1~2.磁悬浮发射装置主要由磁悬浮承载橇体和支撑分离机构等部分组成,因此气动外形设计的关键也是这两部分.

#### 2.1 承载橇体型面分析

地面高速运行的磁悬浮橇体与高速列车有众多类似之处,参考高速列车的气动外形设计经验<sup>[4-5]</sup>,初步确定影响承载橇体型面的主要参数,如图 2 所示,包括  $A_1$ 、 $A_2$ 、 $A_3$ 、 $h_1$ 、 $h_2$ 、 $a$ 、 $b$ .其中  $A_1$  为上倾角,  $A_2$  为下倾角,  $A_3$  为橇体尾部倾角,  $h_1$  为橇体最前点到底部的距离,  $h_2$  为橇体高度,  $a$  为橇体长度,  $b$  为橇体宽度.

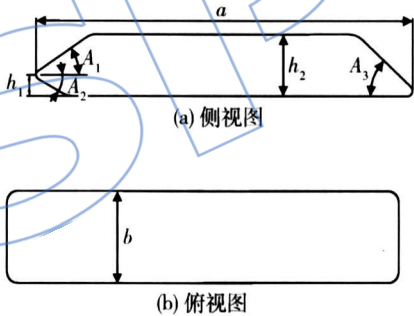


图 2 承载橇体型面示意图

Fig. 2 Schematic plan of the maglev sled

由于承载橇体的底部主要用于提供悬浮力,底部尺寸  $a$  和  $b$  主要由布置于底部的悬浮系统能力水平决定,假设发射装置与承载的运载器质量相当,依据我们在高温超导磁悬浮系统设计方面的经验<sup>[6]</sup>,悬浮 100 000 kg 左右的载荷,承载橇体底部的一个合理尺寸为  $a=30\text{ m}$ 、 $b=4\text{ m}$ .

$A_1$  对空气阻力有很大影响,应取较小的数值,但如果取值太小,前端的三角形区域也加大,对减小空气阻力反而不利.

$h_1$  和  $A_2$  的取值主要影响橇体底部的流动,如果气流能以近似于理想流线的形式快速顺畅地通过橇体底部,不仅可以减小升力,还因能获得较小的尾涡流和能量耗散从而使阻力下降.考虑到橇体与轨道的间距很小,因此越小的  $h_1$  越有利于气流的通过.

为了减小形状阻力,应更好地设计后部型面,避免过早地发生气流分离形成较大的尾涡流.分

离和尾涡的产生不仅和橇体尾部形状有关,还和气流到达尾部之前的经历有关,橇体整体形状及其上方运载器对气流的干扰均对分离和尾涡的产生有直接或间接的影响,因此  $A_3$  是非常重要的一个设计参数.

针对以上主要型面参数,采用标准的 Fluent 计算流体软件,进行三维数值仿真计算,以减小气动阻力作为优选准则,通过改变磁悬浮橇体的气动外形参数,得出一组优化参数方案( $A_1, A_2, A_3, h_1, h_2$ )为( $20^\circ, 0^\circ, 40^\circ, 0\text{ m}, 2.0\text{ m}$ ).

2.2 支撑分离机构外形分析

支撑分离机构用于运载器的支撑、定位和分离操作.考虑到运载器背驮式分离发射的特点,我们采用了同时滑离导轨式定向器分离机构方案<sup>[7]</sup>,如图 3 所示.由于分离机构在磁悬浮发射过程中可能承受很大的气动载荷,我们为支撑分离机构设计了整流罩,以减小其气动阻力.整流罩的外形截面采用梯形和相切圆弧的形式,如图 3(a)所示.高度方向上的尺寸根据运载器下表面和承载橇体上表面的形状确定,这里简化设计为楔形体,如图 3(b)所示.根据运载器飞离时最小安全高度要求,通过计算楔形后部的高度确定为 1 m.

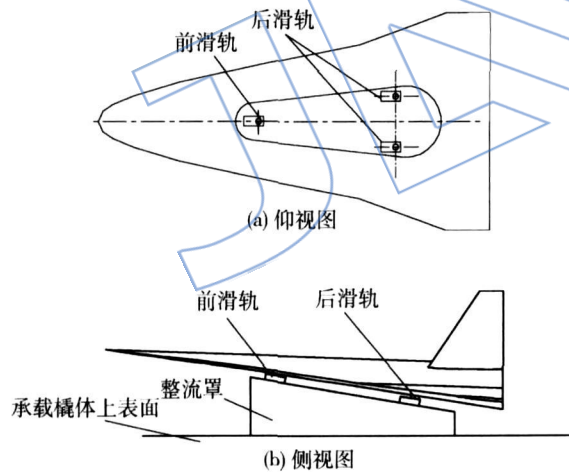


图 3 整流罩外形

Fig. 3 Profile of the false ogive

3 风洞试验设计及数据分析

在初步确定了磁悬浮发射装置的优化气动外形后,为了验证计算分析方法的有效性和得到更为准确的运载器和发射装置整体的基本气动特性,我们进行了缩比模型风洞试验.试验选择了北京空气动力研究所的 FD-06 亚、跨、超声速风洞,其试验段横截面积为  $0.6\text{ m} \times 0.6\text{ m}$ ,试验段长度为  $1.575\text{ m}$ .根据亚跨声速风洞模型堵塞度不大

于 2% 的要求,确定试验模型的缩尺比为  $1/59$ .

3.1 地面效应模拟的考虑

风洞中模拟地面效应的方法有常规固定地板、固定地板吸除边界层、固定地板吹除边界层及活动地板四种<sup>[8]</sup>.后三种方法适用的马赫数范围有限,这里采用固定地板模拟地面.该方法的缺点是:气流流过固定地板,在其表面上形成不断增厚的边界层,而这种边界层在真实情况下是不存在的,因此造成了绕模型流场与真实流场的差异,从而引进了测量误差.

为了简化试验,本次试验以风洞侧壁作为地面模型,参考固定地板扣除边界层的方法来模拟地面效应,即将地面边界层的平均厚度  $\bar{\delta}$  从模型参考点至底板之间的垂直距离  $h$  中减掉,用无因次参数  $(h - \bar{\delta})/b$  ( $b$  为模型翼展长度)来模拟运载器离地面距离.根据 FD-06 的试验经验边界层的厚度在  $1 \sim 2\text{ mm}$  范围内,如果要模拟运载器距离地面的距离,就应该考虑在运载系统模型与地面模型的高度方向上增加  $1 \sim 2\text{ mm}$ ,来达到与固定地板扣除边界层的方法同样的效果.

鉴于进行风洞模拟时承载橇体与磁悬浮轨道的间隙太小(缩比后为  $0.34\text{ mm}$ ),试验  $Ma$  数较大,承载橇体底面的气流复杂,同时考虑到承载橇体底部和轨道表面的边界层也有一定厚度,但具体数值无法确定,为此设定试验模型的悬浮间隙为  $2\text{ mm}$ ,这样运载器距地面的距离也随之增大  $2\text{ mm}$ ,相当于考虑了地面边界层厚度.使用固定地板扣除边界层的方法所引进的测量误差不会影响系统设计初期的定性分析,待得到试验数据后可通过数值计算进行修正和比对研究.

3.2 试验模型结构及测力天平的布置

磁悬浮助推发射装置模型大致分为四部分:轨道模型、承载橇体模型、支撑分离机构模型、运载器模型,其中后三部分连接在一起组成磁悬浮助推装置模型.由于橇体模型一般与轨道模型平行,要实现试验中运载器迎角变化不能使用风洞中的弯刀形支架,这里采用更换不同的支撑机构模型来实现运载器迎角的改变.

考虑到橇体模型狭长,上部又连接有一定重量的支撑机构模型和运载器模型.若采用天平尾部支撑的方式,尾支杆会受到较大的力矩,在一定风速下也会产生较大的变形和震动.因此,考虑采用腹部支撑的方式,天平安装在不更换和变动位置的橇体模型中.试验模型结构示意图如图 4 所

示. 天平 6 安放在橇体模型 2 内腔中, 轨道模型 1 通过风洞窗盘 8 固定在风洞侧壁面 9 的观察窗上. 橇体模型 2 中间掏空, 安放天平座 7 和连接件 3, 使天平一端固定在橇体模型上, 另一端固定在轨道模型上, 并保证橇体与轨道之间间距为 2 mm. 运载器模型通过可更换的支撑机构模型连接在橇体模型上. 图 5 为试验模型在风洞中安装后的照片.

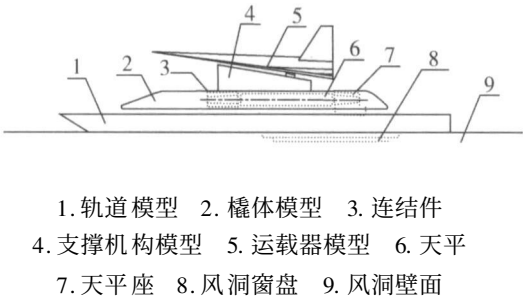


图 4 模型结构示意图  
Fig. 4 Schematic plan of the test model

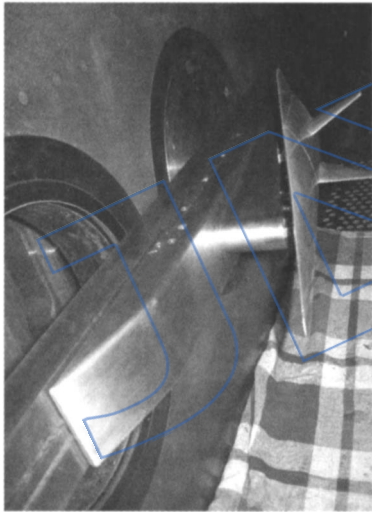


图 5 模型安装完成照片  
Fig. 5 Photo of the installed test model

3.3 试验方法、内容

试验时, 天平不动, 运载器的迎角通过更换支撑机构模型来改变. 每个单次试验迎角固定, 风洞流场稳定后记录六分量天平的示数.

模型实验应包括地面助推发射的速度范围, 同时考虑到实验的经济性. 确定本次试验的马赫数为: 0.4, 0.6, 0.8. 各马赫数下, 运载器的迎角为: 0°, 2°, 4°. 共 9 次试验.

3.4 试验数据分析

对得到的试验数据进行了如下处理: 对轴向力单元进行了天平及模型重量影响的修正; 跨声速马

赫数不圆整; 对设定的磁悬浮系统的重心取矩.

不同的运载器迎角、对应马赫数 ( $Ma$ ) 下得到的升力系数 ( $C_l$ )、阻力系数 ( $C_d$ )、俯仰力矩系数 ( $M_z$ ) 和升阻比 ( $K$ ) 分别绘制曲线, 如图 6~ 图 9 所示.

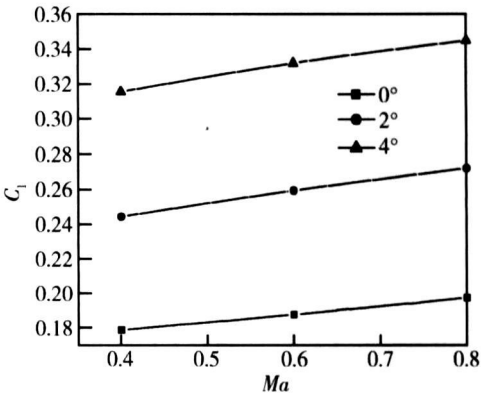


图 6 升力系数( $C_l$ ) 随马赫数变化曲线  
Fig. 6 Lift coefficient ( $C_l$ ) along with the variation of Mach number

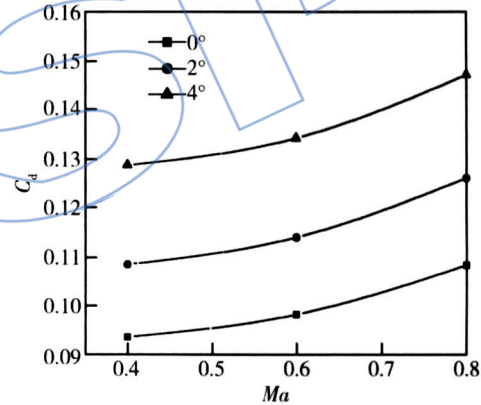


图 7 阻力系数( $C_d$ )随马赫数变化曲线  
Fig. 7 Drag coefficient ( $C_d$ ) along with the variation of Mach number

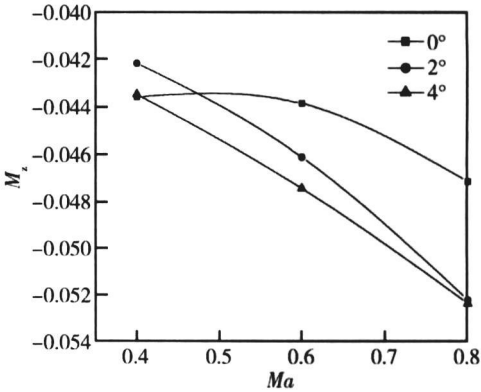


图 8 俯仰力矩系数( $M_z$ ) 随马赫数变化曲线  
Fig. 8 Pitching moment coefficient ( $M_z$ ) along with the variation of mach number

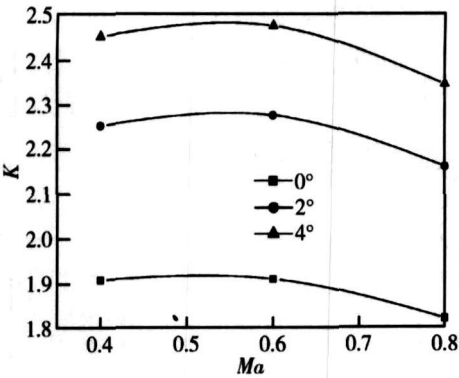


图 9 升阻比( $K$ )随马赫数变化曲线  
Fig. 9 Lift drag ratio ( $K$ ) along with the variation of Mach number

从图 6~ 图 9 中可以看出, 各个迎角下, 模型的升力系数和阻力系数随着马赫数的增大而逐渐增大; 在相同的马赫数下, 模型的升力系数以及阻力系数随着马赫数或迎角的增加而增大, 符合气动规律; 模型的升阻比在 1.8~ 2.5 之间, 在  $Ma=0.6$  时有较大的升阻比; 在各个迎角下, 模型的俯仰力矩系数随着马赫数的增大而逐渐减小 (负向增大), 即模型有上仰的趋势; 迎角为  $0^\circ$  时, 阻力系数较小, 各系数的变化也较小, 适于作为该气动布局下的磁悬浮发射运载器迎角方案。

4 结 论

磁悬浮发射装置受到很强的地面效应影响, 发射装置气动设计时应考虑实现尽可能小的气动阻力并减小气动升力和气动俯仰力矩的变化幅度。本文对承载橇体和支撑分离机构气动外形进行了综合分析, 并得到初步的气动外形和型面参数。风洞试验中充分考虑地面效应的影响, 使用风洞侧壁面模拟地面, 然后进行了 9 个工况的吹风试验。实验结果表明, 升力系数和阻力系数随着马赫数或迎角的增大而增大, 随着马赫数的增加模型有上仰的趋势, 运载器迎角为  $0^\circ$  时, 装置的阻

力系数较小, 各系数的变化也较小。

参考文献:

[ 1 ] 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 magnetic launch assist system for space launch[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31( 1): 105-110.

[ 2 ] Schetz J A. 高速列车空气动力学[J]. 力学进展, 2003, 33( 3): 404-423.  
Schetz J A. Aerodynamics of high speed trains[J]. Advances in Mechanics, 2003, 33( 3): 404-423.

[ 3 ] 张东俊, 王延奎, 邓学莹. 高升阻比乘波体外形设计及气动特性计算研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2004, 30( 5): 429-433.  
ZHANG Dongjun, WANG Yankui, DENG Xueying. Design and computational study of waverider configuration with high performance[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 30( 5): 429-433.

[ 4 ] 刘建新. 高速机车减阻及外型流线化的结构实现[J]. 交通运输工程学报, 2001, 1( 1): 102-104.  
LIU Jianxin. The structure design about the driver's cab of high speed locomotive[J]. Journal of Traffic and Transportation Engineering, 2001, 1( 1): 102-104.

[ 5 ] 傅立敏. 汽车空气动力学[M]. 北京: 机械工业出版社, 1998.

[ 6 ] YANG W J, WEN Z, DUAN Y, et al. Construction and performance of HTS Maglev launch assist test vehicle[J]. IEEE Trans. on Applied Superconductivity, 2006, 16( 2): 1108-1111.

[ 7 ] 刘宇, 杨文将, 段毅, 等. 航天运载器磁悬浮助推发射关键技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32( 10): 1180-1185.  
LIU Yu, YANG Wenjiang, DUAN Yi, et al. Key technologies of Maglev launch assist for space launch[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32( 10): 1180-1185.

[ 8 ] 恽起麟. 风洞试验[M]. 北京: 国防工业出版社, 2000.