吸气式飞行器通用飞行试验平台 技术研究



邓帆*,关键,王毓栋 北京凌空天行科技有限责任公司,北京 100176

摘 要:高超声速技术的快速发展使得对先进技术验证手段的需求日趋紧迫。本文梳理了国外典型高速飞行试验平台的发展历程。针对吸气式飞行器的试验需求,设计了具有强兼容性的通用化运载器,并在2019年成功完成了两次飞行试验;同时形成了系列化的试验平台规划,超声速平台用于Ma6以下飞行器的技术验证,高超声速平台为大尺寸飞行器提供不小于 Ma10的试验窗口。试验平台通过飞机式带翼面布局设计实现对不同试验任务的有效兼容及提供回收段的减速能力,同时 在完成飞行试验服务的过程中逐步提升气动减速和伞降回收技术的成熟度和可靠性,从而为先进布局及新型动力等技术提 供更快速、高效的验证手段,提升国内高速飞行器相关专业领域的技术成熟度。

关键词:吸气式飞行器;飞机式布局;高超声速;通用平台

中图分类号:V417

文献标识码:A

高速飞行器的研制需要数值计算、风洞试验和飞行试验 三大手段的有机配合和互相支撑,其中,飞行试验主要目的 是提升气动、控制、材料、推进、结构等系统的技术成熟度,获 得高超声速科学测量的数据积累,同时掌握其测量方法及测 试技术,并通过飞行数据使得地面设计工具获得有效性及准 确度的持续验证。其特点是实现难度大、准备周期长、经费 需求高,因此,各国在高速飞行器的研发过程中,都把飞行试 验的高性价比方案作为一项关键技术,美国国家航空航天局 (NASA)牵头已开展了半个多世纪的高速飞行器相关技术 的飞行试验验证工作,在X系列飞行器上探索出多项高速飞 行器分系统先进成果,如高速气动布局、耐高温复合材料、轻 质高强度结构等;澳大利亚的Scramspace项目主要是通过飞 行试验验证超燃冲压发动机的工作性能:多国联合的 HyShot以及HyCause项目同样是冲压发动机的类型及布局 组合研究工作[1-2]。高速飞行器验证的趋势逐渐从单项技术 验证转变为一体化系统级验证[3],吸气式动力飞行器的验证 对飞行高度的要求使得弹道设计呈现出低空高动压的特点, 这对飞行试验平台都提出了更高的要求。

为满足日益增涨的试验需求,2018年美国在第22届

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2020.11.011

AIAA大会上推出了两款可重复使用高超声速飞行试验平台:小型平台Hyper-A及大型平台Hyper-Z,分别定位于马赫数6级和马赫数10级飞行试验平台,均从载机上空射投放,按照既定计划自主飞行,最后采用无动力滑翔方式在常规跑道上水平着陆,平台可支撑大型高超声速飞行器的技术攻关,包括高超声速飞机和可重复使用航天运载飞行器。 平台重复使用的目的是降低单次试验成本,空射方式可更好地提供水平加速模式和助推滑翔两种弹道模式。

本文分析了高速飞行器飞行试验平台的国内外发展趋势,针对吸气式飞行器的技术验证需求,提出了高性价比、高通用性的飞行试验平台设计方案,并在2019年完成了飞行试验考核,验证了方案的可行性。

1 国外技术发展

作为全球领先的航空航天大国,美国在高速飞行技术 验证上的发展思路可作为研究对象,其技术发展路径大致 分为三个阶段。

1.1 高速飞机平台及其搭载技术试飞

为验证冲压发动机在Ma4~8的推力性能以及高空高速飞

收稿日期: 2020-05-25; 退修日期: 2020-09-07; 录用日期: 2020-10-22 *通信作者:Tel.:010-53323070 E-mail: dengfan8245@sina.cn

引用格式: Deng Fan, Guan Jian, Wang Yudong. Research on the technology of universal flight test platform for air-breathing vehicle [J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(11):89-96. 邓帆, 关键, 王毓栋. 吸气式飞行器通用飞行试验平台技术研究[J]. 航空科 学技术, 2020, 31(11):89-96.

行器技术,X-15自1959年以来进行了199次有动力的飞行,掌 握了火箭动力、高超声速飞行的气动加热与飞行控制、再入稠 密大气的制导与控制,以及高空姿态控制等关键技术。

1.2 地射火箭助推试飞

为给战术巡航导弹及吸气式跨大气层飞行器做技术攻 关,同时在经费约束的前提下利益最大化,美国2006年开 启了合作模式下的HIFiRE项目^[4],联合多国科研机构,采用 成熟廉价的商业探空火箭,如图1所示,以"经济、可行、原 理性试验手段"对带超燃冲压发动机的乘波体的高超声速 性能进行验证。为满足不同的试验窗口对探空火箭采用了 多级组合方式,多个平台的缺陷在于试验数据的统一性,目 前项目的最终有动力巡飞HIFiRE-8未见飞试计划安排。





(a) Terrier-Orion火箭

(b) VS-30 Orion火箭

1.3 空射火箭助推试飞

2016年美国空军研究实验室(AFRL)发布了《高速作战 系统支撑技术》(ETHOS)报告,启动高速作战平台技术的识 别、研发及验证等工作,核心是研制可高频次、低成本开展高 超声速技术验证的通用平台,衍生出HyRAX项目,首要目标 是通过飞试验证重点方向的高超声速技术和科学测量方法, 并通过大规模的飞行试验,将高超声速飞行器涉及的相关技 术迅速提升到6级技术成熟度,为后续空射型以及水平起降 作战装备提供技术支撑。值得注意的是,空军引入了 Generation Orbit Launch Services 公司的 GOLauncher1 飞行器 作为平台并命名为X-60A,用于常态化地提供马赫数Ma5~8 速度下高动压的真实飞行环境,以进一步开展相关基础研 究、技术研发与风险降低等科研活动。



(d) Terrier-Terrier-Oriole火箭

图1 探空火箭试验平台

Fig.1 Test platforms of sounding rocket

美国60年以来在高速飞行器领域技术推进过程中脉 络清晰,关注点从技术本身逐步到成本控制,最后期望达到 二者兼顾的有利平衡,以高效率的方式分步推动技术积累。 HIFiRE项目集中体现出了这个特点,见表1,对于高超声速 领域基础理论的研究,如圆锥体边界层转捩、激波/边界层 干扰以及乘波体滑翔飞行器布局等,采用Terrier-Orion及 VS-30 Orion 二级火箭,以高抛弹道的形式完成飞行试验, 获取试验数据,由于探空火箭的特点,弹道倾角较大,使得 有效试验窗口时间较短,主要适用于无动力飞行器在气动、 材料、控制等方面的技术验证。

对于高速飞行器动力性能测试而言[5],则分两步走,第 一阶段带飞点火,考核高空高速环境下的发动机工作性能, 需要试验平台提供恒定动压,如HIFiRE-6;第二阶段是分 离后自由飞,测试发动机自主加速性能,如HIFiRE-8,这两 类都需要试验平台提供高度和速度控制精准的平飞弹道。

如Terrier-Terrier-Oriole三级火箭的飞行弹道,如图2

表1 探空火箭性能参数 Table 1 Sounding rocket performance parameters

火箭	类型	项目	推力/	载荷	直径/m	弹道高
			kN	质量/kg		点/km
Terrier-Orion	两级	HIFiRE-0,	85	300	0.46	300
		HIFiRE-1				
VS-30 Orion	两级	HIFiRE-5	102	260	0.56	434
VSB-30	两级	HIFiRE-4,	240	400	0.58	260
		HIFiRE-7				
Terrier-Terrier-	三级	HIFiRE-2,	258	680	0.56	320
Oriole		HIFiRE-6				

所示,通过前两级的助推滑翔,可为吸气式飞行器提供在 30km高度水平起滑的巡飞试验窗口(速度 Ma6~7,动压 50kPa)16-71,考核进气道的自启动范围,并测试自适应飞控 系统在高超声速阶段的控制能力。

另一种思路是采用空射平台替代多级火箭方案中的一 级助推,使得飞行器以跨声速在对流层顶部高度开始加速,



Fig.2 Flight trajectory of Terrier-Terrier-Oriole

以改善由于低空高速弹道造成的高热流,对于吸气式飞行器 而言,可以有效降低头部及唇口小尺度前缘的热环境,如新 一代试验平台 X-60A 即是由改装过的"湾流"III公务机从空 中发射,采用单级液体火箭发动机,通过压低弹道开展高马 赫数高动压飞行试验,可用于投放类似X-51A 的吸气式飞行 器,也可用于投放类似HTV-2 的助推滑翔式飞行器,其自身 也可以作为高超声速巡航平台,提供 1min 高超声速(高度 26km,速度*Ma*6,动压48kPa)试验窗口。

梳理已开展过的高速飞行器技术验证项目,可见低空 高动压试验窗口主要聚焦在15~40km高度、Ma4~10速 度的飞行包线范围内,如图3所示,这是气动布局、高速系 统推进和控制涉及的核心研究区间。



美国所开展的飞行试验主要以空基平台为主,平台选择空间大,技术成熟,尤其是需要在高超声速范围的试验, 在助推段可由载机平台替代一级助推。X-51项目的载机 交班点是15km及Ma0.8,助推器进一步加速到Ma4.8,分 离后飞行器依靠冲压发动机最终加速到18km及Ma5.1; X-43A的运载器(HXLV)是一个经过改装带有专用压载和 航空电子模块的"飞马座"第一级火箭发动机,升力体布 局,由此可以在弹道上实现更为精准、平稳的交班条件,从 而满足其最大速度*Ma*9.68、最大高度32km的试验窗口要 求。HIFiRE-2在低成本的思路下,则采用了三级助推 Terrier-Terrier-Oriole发射^[8],在86.2kPa的恒定动压下将 马赫数从5.5加速到8.5,带碳氢燃料超燃冲压发动机的试 验飞行器在24km高度、*Ma*6~8的加速飞行条件下工作了 12s,发动机成功实现从亚燃到超燃的模态转换测试。

2 试验平台设计

我国现实情况是空基平台较少,除军用型号外,高校及 科研院所的技术验证主要依赖在主型号上进行搭载的方 式,缺点是周期长、约束多、经费高。

近些年,随着国家政策的变化及发展先进技术的迫切需 求,科研院所及高校出现了技术验证独立开展的趋势,如图4 所示,例如,MF-1飞行试验^[9-10],采用单级固体火箭助推不分 离无控方式,通过在试验模型特定部位安装的温度、压力等传 感器,对飞行试验全程参数变化历程实现测量,研究边界层转 捩、激波边界层干扰机理,其飞行弹道如图5所示;国防科大的 凌云通用试飞平台,系列化地验证了冲压发动机的多项关键 技术。从2015年开始,商业航天公司相继成立,并逐步形成各 自的商业模式。

2.1 超声速平台

具有回收功能的超声速平台主要可用于验证先进布局、防热材料、控制方法以及亚燃冲压发动机,同时在民用方面可为超声速客机的一些关键技术,如抑制声爆、典型部位热防护以及流动控制等进行技术验证,运载器上翼面的存在使得试验窗口结束后可通过拉起迎角开展快速气动减速,为伞降回收创造亚声速开伞条件,从而完成对任务载荷的完整回收。

基于此思路,设计并制造了TXI-Y1带翼面火箭,并于 2019年4月23日在靶场开展了首次技术验证,火箭飞行全 程最大速度*Ma*3.53,最大高度26.2km,最大射程64.1km,如 图6所示,横坐标起始点为发动机关机点17.6s,主动段初期 通过燃气舵矢量控制以10°迎角实现低空快速转弯,从而压 低弹道高度,之后火箭进入零升迎角飞行段,保证任务载荷 的试验窗口,完成试验后弹道上采用了C形机动、大迎角减 速设计,实现了侧向大机动飞行,侧向机动距离大于20km, 迎角从0°拉起到10°以上,如图7所示,由于机翼的存在,由 迎角增加产生升致阻力,与0°迎角相比较,超声速阶段火箭



图4 技术验证飞行试验 Fig.4 Flight test for technical verification



图5 MF-1飞行实测弹道与设计弹道对比

Fig.5 Compare of as-flown and design flight trajectory of MF-1



阻力升高60%,当速度减小到亚声速阶段,阻力增量进一步 增加到110%以上,飞行速度在215s内顺利从Ma3.52减速 至Ma0.5,火箭利用机翼的气动减速效果明显。



另一方面,与轴对称助推相比,飞机式布局运载器对任 务载荷的兼容性明显提升,首飞载荷为内外双乘波吸气式 飞行器前体,第二次飞行试验TXI-Y2火箭(2019年12月 23日发射)的任务载荷是一个带二元进气道的吸气式飞行 器,内部安装冲压发动机,头部进气尾部背风面泄流。两个 任务载荷从外形到类型均存在较大差异,而从图8的轴向压 心位置比较来看,*Ma*4~3速域阶段两发火箭的压心差异仅在 0.5%以内,当速度降低到*Ma*2时0°迎角仍能保持这个偏差, 4°迎角时二者3%的压心偏差判断为低速段Y2的进气道不 启动所造成的压心前移。总体而言,不同任务载荷对全箭稳 定性的影响很小,这体现出飞机式布局运载器对试验任务的 强适应,满足载荷对通用型试验平台的技术指标要求。





2.2 高超声速平台

根据近年来国外高速领域内技术发展的趋势,对于高超声 速阶段技术验证的需求也主要来源于吸气式动力飞行器,如图 9所示,其中机体/推进一体化设计是吸气式高超声速飞行器的 关键技术,以美国X-43A和X-51A代表的吸气式高超声速飞 行器围绕冲压发动机的技术验证(见图10),分别于2004年和 2013 成功地完成了飞行演示验证试验,标志着在吸气式高超声 速飞行器技术的工程实用化方面取得的重大进展^[11-13]。

从这两个项目的试验方案设计情况来看,吸气式飞行 器验证主要关注的是以下几个方面。

(1) 速域

根据燃烧室内发生充分燃烧所需的当地流速外推飞行器迎面来流速度需求,亚燃模态吸气式动力飞行器来流速度一般在Ma6以下,超燃模态下所需来流速度最快提升到Ma10左右。

(2) 空域

飞行高度主要由发动机进气道的空气捕获流量决定, 一般高度在40km以下,同时,高度的下限由热流密度限制, 相同飞行速度下,高度的降低意味着热流的上升,对飞行器 热防护形成压力。

(3) 动压

受冲压发动机工作效率、飞行器升重平衡能力、飞行过 载及热流密度等约束,飞行动压一般设计在50kPa左右,由 此形成总体方案中弹道设计的飞行走廊约束条件。其上边 界由冲压发动机的工作效率和升重平衡能力决定,下边界 由飞行器热防护的热流密度、结构承载能力的过载以及飞 行动压等共同决定。

(4)尺度

X-43A 质量为1359kg, 机长3.66m, 翼展为1.52m, 高 0.61m, X--51A 质量为671kg, 机长4.2m, 机身宽度为0.58m。



Fig.9 Hypersonic scramjet-powered air-breathing vehicle



(a) X-43A

(b) X-51A

图 10 吸气式试验飞行器 Fig.10 Air-breathing test vehicles

由于超燃冲压发动机推力裕度小,由此多采用机体/推进一体 化的气动布局形式以实现飞行器的推阻平衡,发动机的尺寸 基本决定飞行器的几何外形,此类飞行器长度一般在5m以 内,同时,为提升飞行器性能,头部多采用类乘波设计,机身 采用面积率进行优化,以达到减阻增升的目的,机身宽度一 般在1m以内,考虑到未来武器化的应用背景,根据任务需求 的不同,飞行器自身质量通常设计在1t以内。

对于吸气式动力飞行器的考核,核心是验证发动机的 启动/工作性能以及飞/发一体化的布局匹配性,试验窗口以 动压为第一指标,试验要求一般分为带飞和自由飞。试验 平台设计要求飞行空域大、飞行速域宽,涉及大空域宽速域 气动布局、飞行控制技术以及大热流高温热防护技术等关 键技术,气动、控制、结构、材料、动力等专业高度耦合。通 用化运载器设计思路如下。

(1) 以控制能力覆盖气动偏差

吸气式动力飞行器与滑翔飞行器的区别在于增加的内 流道影响,其中进气道与燃烧室的流态反映到飞行器上主 要是阻力及力矩的差异,为保证飞行器的操控能力,布局设 计上重点提升控制余量,以平衡进气道壅塞/启动以及发动 机冷态/点火状态变化带来的气动影响。试验平台可采用 飞机式布局,与轴对称布局相比较,以增加的气动阻力换取 火箭的稳定性,解决发动机工作状态变化造成的力矩差异, 同时具备回收段的气动减速能力。

(2)局部变形适应宽速域飞行

高超声速试验任务在速度方面跨度大,火箭压心移动量 通常超过15%,再考虑上大气及动力偏差,常规布局的控制 面很难全程适应。采用鸭式布局设计策略,如图11所示,沿 弹道将回收段速域切分为两段(虚线处为*Ma3.5*,虚线左边为 基本布局数据,右边的彩色虚线为基本布局数据,彩色实线 为鸭式布局数据),基本布局以高马赫为设计点匹配质心位 置,试验段为高马赫小迎角状态,火箭小舵偏配平,进入回收 段后拉起迎角减速,考虑舵偏余量以8%的静稳定度为判断 门限值,当速度降低到*Ma3.5*后弹出鸭舵,实现布局状态切 换,保证火箭全程滑翔及回收段的小舵偏配平飞行。

(3) 热环境约束下的弹道优化

对于超燃模态的动力性能测试,单级助推能力很难满 足试验窗口需求,通常采用多级串联的助推模式,如两级方 案设计过程中,通过弹道优化设计尽量改善热环境,减轻结 构防隔热方案的难度,由此非连续助推成为选择路径 之一。

两级方案的连续/非连续助推弹道如图12所示,一级发









动机在70s时关机,非连续助推方案在级间分离阶段有20s 的无动力飞行过程,在此期间速度下降、高度增大,对照图 13的动压曲线,两个方案在进入相同的试验窗口之前,非连 续助推弹道的最大动压降低了近一半,大大减轻了主动段 飞行时火箭承受的力载,结合图14的热流密度曲线分析, 非连续助推弹道在主动段的总加热量减小60%以上,飞行 器典型部位的热载环境明显改善,同时,发动机进气道正常 工作的约束一般为小迎角及小弹道倾角,由此在主动段可 合理调整下压迎角,进入高马赫数阶段后以一定负迎角飞 行,一方面压低弹道,保证到试验段时弹道倾角归零,另一 方面使得进气道处于来流背风面,降低典型部位表面热流,



保护唇口及侧壁等避免长时间烧蚀。

图 13 连续/非连续助推方案的动压比对





Fig.14 Large area heat flow comparison of carrier fuselage

3 结束语

我国在高超声速无动力飞行器技术方向已经突破一些 关键技术,形成了一定的技术储备和作战能力;在高超声速 吸气式飞行器和可重复使用航天飞行器领域仍处于技术储 备阶段,通过大量开展关键技术攻关来推动相关技术成熟, 由此对飞行试验平台提出了明确需求,主要特点如下:

(1) 高效率、高性价比。高校及研究所的高速飞行器技 术多集中于气动、材料、控制方法等专业,传统的验证方式 一般是搭载于主型号之上,在验证效果和时间进度方面约 束较多,而新技术转化的时效性要求较高,采用商业试验平 台可提供有针对性、快速、高效的服务。

(2) 强兼容性,通用化。用于测试的飞行器在外形特征、 几何尺寸上均有不同,从试验成本和数据准确度的角度考 虑,采用有较强兼容性的试验平台来满足不同飞行器的试验 窗口要求,并且从试验平台的布局设计上保证其控制能力。

(3) 宽速域、可回收。部分吸气式飞行器需要考核全马 赫数范围的飞行特性,提出了宽速域的试验能力要求,这需 要通过布局本身的局部变形来实现,而通过对飞行器的回 收,可获得飞行器防热材料真实飞行环境下烧蚀效果更全 面、更丰富的一手试验数据。 **AST**

参考文献

- [1] Smart M K, Hass N E, Paull A. Flight data analysis of the HyShot2 scramjet flight experiment[J]. AIAA Journal, 2005, 44(10):2366-2375.
- [2] Walker S, Rodgers F, Paull A, et al. HyCAUSE flight test program[C]//AIAA International Space Planes & Hypersonic Systems & Technologies Conference, 2008.
- [3] 向先宏,钱战森.高超声速飞行器机体/推进气动布局一体化 设计技术研究现状[J]. 航空科学技术, 2015, 26 (10):44-52. Xiang Xianhong, Qian Zhansen. An overview and development analysis of hypersonic airframe/propulsion integrative design technology[J]. Aeronautical Science & Technology, 2015, 26 (10):44-52. (in Chinese)
- [4] Schmisseur J D. Hypersonics into the 21st century: A perspective on AFOSR-sponsored research in aerother-modynamics[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2015, 72(1): 3-16.
- [5] Wiese D P, Annaswamy A M, Muse J A, et al. Adaptive control of a generic hypersonic vehicle[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control (GNC) Conference, 2013.
- [6] Bisek N J. High-fidelity simulations of the HIFiRE-6 flow path at angle of attack[C]//46th AIAA Fluid Dynamics Conference, 2016.
- [7] Stephen E J, Hoenisch S R, Riggs C J, et al. HIFiRE-6 unstart conditions at off-design Mach numbers[C]//53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2015.
- [8] Jackson K, Gruber M, Buccellato S. An overview of the HIFiRE flight 2 project[C]// AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum & Aerospace Exposition, 2013.

- [9] 袁先旭,何琨,陈坚强,等.MF-1模型飞行试验转捩结果初步分析[J]. 空气动力学学报, 2018, 36(2): 286-293.
 Yuan Xianxu, He Kun, Chen Jianqiang, et al. Preliminary transition research analysis of MF-1[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(2): 286-293. (in Chinese)
- [10]杨庆涛,周宇,袁先旭,等. MF-1模型飞行试验表面压力与 温度测量技术研究[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(5):732-741.
 Yang Qingtao, Zhou Yu, Yuan Xianxu, et al. Surface pressure and temperature measurement technology in MF-1 modelling flight test[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(5): 732-741. (in Chinese)
- [11] Marshall L A, Bahm C, Corpening G P, et al. Overview with results and lessons learned of the X-43A Mach 10 flight[C]// 13th AIAA/CIRA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2005.
- [12] Hank J, Murphy J, Mutzman R. The X-51A scramjet engine flight demonstration program[C]//AIAA International Space Planes & Hypersonic Systems & Technologies Conference, 2008.
- [13] 罗金玲,李超,徐锦.高超声速飞行器机体/推进一体化设计

的启示[J].航空学报, 2015, 36(1): 39-48.

Luo Jinling, Li Chao, Xu Jin. Inspiration of hypersonic vehicle with airframe/propulsion integrated design[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(1):39-48. (in Chinese) (青任编輯 陈东晓)

作者简介

邓帆(1982-)男,博士,高级工程师。主要研究方向:高速 试验平台总体设计。 Tel:010-53323070 E-mail: dengfan8245@sina.cn 关键(1988-)男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞行 器气动布局设计及优化。 Tel:010-53323070 E-mail: godolphin@sina.com 王毓栋(1981-)男,硕士,总工程师。主要研究方向:可重 复使用火箭总体设计。 Tel:010-53323070 E-mail: wangyd bmgc@126.com

Research on the Technology of Universal Flight Test Platform for Air-breathing Vehicle

Deng Fan*, Guan Jian, Wang Yudong

Space Transportation Technology Co., Ltd., Beijing 100176, China

Abstract: The rapid development of hypersonic technology makes the demand on advanced technology verification methods increasingly urgent. This paper combs the development history of typical foreign high-speed flight test platforms. In response to the test requirements of air-breathing vehicle, a universal carrier with strong compatibility was designed, and two flight tests were successfully completed in 2019; at the same time, a series of test platform planning was formed, the supersonic platform is used for the technical verification of vehicle below *Ma*6, and the hypersonic platform provides a test window not less than *Ma*10 for large-sized vehicle. The test platform realizes the effective compatibility of different test tasks through the aircraft-style wing surface layout design, which provides the deceleration ability of the recovery section. At the same time, the maturity and reliability of the flight test service, so as to provide faster and more efficient verification methods for advanced layout and new power technologies, and improve the technical maturity of domestic high-speed vehicle related professional fields.

Key Words: air-breathing vehicle; aircraft-style layout; hypersonic speed; universal platform

Received: 2020-05-25; Revised: 2020-09-07; Accepted: 2020-10-22

*Corresponding author.Tel. : 010-53323070 E-mail : dengfan8245@sina.cn