

近空间飞行器关键技术及其发展趋势分析*

聂万胜¹, 罗世彬², 丰松江¹, 庄逢辰^{1,2}

(1. 装备学院 航天装备系, 北京 101416; 2. 国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要:未来一体化联合作战将具有陆、海、空、天、临“五维一体”的特点, 临近空间以其在信息支援与远程快速投送两方面的优势在基于信息系统的体系作战中具有重要的战略地位。从技术层面概括了临近空间飞行器的最新进展, 重点分析了其关键技术与发展趋势, 对其发展提出了几点看法。

关键词:临近空间; 关键技术; 发展趋势; 体系作战

中图分类号: V448.2 文献标志码: A 文章编号: 1001-2486(2012)02-0107-07

Analysis of key technologies and development trend of near space vehicle

NIE Wansheng¹, LUO Shibin², FENG Songjiang¹, ZHUANG Fengchen^{1,2}

(1. Department of Space Equipment, Academy of Equipment, Beijing 101416, China;

2. College of Aerospace and Materials Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Integrative joint operation carries “land-sea-air-space-near space” five-in-one character. Near space has an important strategic status in the system combat based on information system, due to two advantages in information support and fast long distance delivery. Research progress of near space vehicle was summarized by considering technology factors. The key technologies and development trend of near space vehicle were analyzed. Several proposals about developing near space vehicle were provided.

Key words: near space; key technology; development trend; system combat

临近空间是航天与航空的结合部, 与现有航天航空技术相比, 临近空间飞行器的主要应用优势体现在区域或战役性持久驻空能力、长航时大范围机动能力、快速进入临近空间响应能力等, 在未来一体化联合作战中具有重大的军事价值^[1]。

自2003年起, 美空军开始发展临近空间概念模型^[2-3]。2005年, 美空军将“联合作战空间”概念定义为“临近空间”与“空间”之和, 并在“施里弗-3”军事演习中首次将临近空间飞行器纳入作战视野。2006年初, 美空军确定了近期(到2010年)、中期(到2020年)和远期(2020年以后)临近空间飞行器的发展路线。此外, 俄罗斯、澳大利亚、英国、日本、以色列、韩国等国也都在积极对临近空间飞行器进行研究^[4]。

1 低速临近空间飞行器

低速临近空间飞行器主要利用空气的浮力和飞行器运动产生的升力来运行, 可分为临近空间浮空器(平流层飞艇、浮空气球)、高空长航时无人机、高空侦察机等。其主要特点是隐身性能好、

驻空时间长、生存能力强, 既可作为高精度持续信息支援平台^[5-7], 也可作为临近空间常驻火力打击平台或进入空间的中转平台^[8]。

1.1 发展现状

(1) 平流层飞艇

2005年, 美国高空飞艇(High Altitude Airship: HAA)计划进入原型艇制造与演示验证阶段, 2009年底完成了HAA缩比验证艇“HALE-D”的研制, 2011年7月25日进行了HALE-D的首飞试验, 试飞高度达到了9700m, 持续了约140min。HALE-D飞艇主要用于战场监视及数据中继, 是HAA飞艇项目的阶段性产品。此外, 2010年, 美国开始进行HAA任务艇开发, 留空高度大于20km, 留空时间为半年到一年, 可携带3000kg的监视雷达或激光武器等载荷。HAA飞艇的最终型号艇长将达91.44m, 可覆盖面积达770 000km², 美陆军战略兼空间导弹防御司令部赋予其的使命是执行如在阿富汗这样的低威胁区域的实时监视及通信中继任务, 以取代部分卫星平台, 降低情报成本和提高反应速度。

* 收稿日期: 2011-07-01

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51076168)

作者简介: 聂万胜(1969—), 内蒙古丰镇人, 男, 教授, 博士, 博士生导师, E-mail: nws69@sohu.com

2005 年 11 月,作为“高空哨兵 HiSentinel”平流层飞艇计划的一部分,美国成功放飞约 27kg 载荷的 HiSentinel20 飞艇,进入 22.55km 的高空飞行 5h。HiSentinel50 于 2008 年 6 月进行了飞行试验,飞行高度约 20km,飞行时间超过 24h。

2006 年 4 月,美国开始启动“探测器与结构一体化飞艇”计划,飞艇可留空 1 年以上,在 595km 之外跟踪最先进的巡航导弹,在 322km 之外跟踪敌方战斗部队。2009 年 4 月,开始研制原型应用艇,并计划于 2013 年开展应用演示,目前正处于关键技术攻关阶段。

2009 年,美国计划研制一种能在将近 20km 高空飞行 10 年、提供对地监测的巨型飞艇,可在 15 天内飞抵地面任何地区的上空,并计划于 2014 年前完成长度为实际飞艇三分之一的样艇。

美陆军、空军还计划近期在阿富汗同时试验部署两种具备监视、数据链中继、短程弹道导弹预警能力的无人飞艇系统,分别是 LEMV 长航时多用途飞艇载具和“蓝魔”-2 飞艇。

除上述常规平流层飞艇外,还有一种升浮一体式平流层飞艇,如 2005 年 5 月美国已完成预定计划的军用飞艇原型演示验证的“平流层卫星”、2008 年初,美国正式实施的“海象”飞艇计划。此外,俄罗斯“金雕”平流层飞艇、欧空局高空长航时飞艇、英国 StrtSat 软式飞艇、以色列巨型侦察飞艇、日本平流层试验飞艇等研究计划也正在开展验证艇或实用艇的研制工作。

(2) 浮空气球

美国“战斗天星”计划利用自由浮空气球以及自由浮空气球与无人机的组合来完成临近空间的通信和监视任务。2005 年 1 月,成功进行了战斗天星高空气球通信距离扩展试验。2006 年 4 月,美空军再次对战斗天星进行了验证。目前,“战斗天星”的供应商——空间数据公司即将完成临近空间通信系统的研发。此外,美国 NASA 正研制的超长周期气球,工作高度为 20 ~ 37km,寿命约 1 ~ 2 年,有效载荷 1t,可用于监测地球环境、预报自然灾害、大气研究、天文观测和其他科学研究。

(3) 高空长航时无人机

美国国防部高级研究计划局 2009 年版战略规划中的 8 个重点领域之一“先进的无人和有人系统”,增加了两项临近空间飞行器的计划,一是“秃鹰”计划,目标是研制一种无需加油和维修,在 18 ~ 28km 高空可驻留 5 年的飞行器;二是“快眼”无人机计划,目标是利用火箭在 1h 内把具有

远程续航能力的临近空间无人机从美国本土发射部署到全球任何地点,用于完成长时间监视、侦察与通信任务。目前,美国“太阳神”无人驾驶太阳能飞机已发展到了第四代,最大飞行高度约 30km,巡航高度约 15 ~ 21km,巡航速度为 32 ~ 170km/h。

(4) 高空侦察机

美国约翰·霍普金斯大学的应用物理实验室正在自行开展“高空侦察飞行器(HARVe)”的研究工作。按照设计,将一个气球形状的飞行器及其他传感器装载在飞机或不带战斗部的导弹上,用飞机或导弹将其运送到高空后释放。HARVe 将自行充气并启动它的推进系统和传感器,然后自行进入自己的工作区域,执行监视、通信等任务。这种飞行器运载方案,解决了飞行器从地面飞入高空可能会遇到的一些难题,如强风或漩涡对飞行器的破坏^[9]。

1.2 关键技术

(1) 高效动力与自主控制技术

临近空间螺旋桨推进性能决定了低速临近空间飞行器的驻留与机动能力。临近空间大气稀薄,造成螺旋桨功耗大、推力小、效能低,难以满足飞行器驻留、机动、巡航要求。而增大螺旋桨直径、转速、数量等常规手段,不能有效提高效能。所以,需提高螺旋桨效率,为浮空器平台长时间、稳定工作提供可靠、高效动力。目前,国外 20km 高度以上低密度稀薄气体工况条件下的高效螺旋桨设计和制造技术发展比较成熟,效率已达到 85% 左右^[10]。高空高效螺旋桨推进技术是低速临近空间飞行器的一个关键技术。

此外,等离子体推进系统和表面电磁波推进也可广泛用于临近空间飞行器推进系统^[11-13]。在临近空间相对较低高度采用螺旋桨推进比较合适,但是当进一步提高工作高度时,使用等离子体推进器就相对比较合适,其根本原因在于,当海拔越来越高时,大气变得越来越稀薄,容易实现电离,采用空气动力学的方式推进不如等离子体推进有效^[11]。不同大气压力条件下的体积力实验研究表明^[14],在距海平面约 31 ~ 40km 之间的高度,等离子体气动激励诱导产生的体积力随气压降低逐渐增大,说明基于等离子体气动激励的相关推进技术可能在低气压环境的临近空间中具有很广阔的应用前景。

低速临近空间飞行器为了满足驻留、机动、巡航要求,除需要具有高效动力外,还需要具有自主控制能力。为保持浮空器的外形和进行升/降浮

力控制,需采用压力控制技术;为减小平流层昼夜温差造成太阳能电池效率降低、囊体材料老化、艇体内气温和气压变化、机载设备不能正常工作等不利影响,需采用温度控制技术;为克服浮空器因体积巨大、升空与下降所经历环境复杂等不利因素,需采用特殊的放飞与回收技术;为克服浮空器所处高空环境对其定点位置的扰动,需采用特殊的长时定点悬停技术等^[15]。

(2) 高效太阳能电池与储能技术

平流层飞艇等低速临近空间飞行器通常以太阳能电池为电源系统,但高空稀薄环境下,应尽可能降低动力与能源系统等服务载荷的重量,且在没有补给的长时间工作过程中,必须为有效载荷以及服务载荷提供足够能源以维持飞艇的正常工作。因此,先进的能源技术是浮空器能投入使用的关键环节^[16]。高效化合物半导体柔性薄膜太阳能电池具有柔性和轻重量的特性,特别适合作为浮空器平台的电源系统。柔性薄膜太阳能电池的主要缺点是它们的转换效率比单晶硅小得多,目前批量生产的太阳能薄膜电池的效率小于10%。而目前国际上柔性薄膜太阳能电池的比功率已达到640W/kg,能满足平流层飞艇的使用要求。因此,柔性薄膜太阳能电池是平流层飞艇平台关键技术之一。

传统的太阳能-蓄电池能源体系已不能适应平流层飞艇对能源系统的要求。随着国内外燃料电池关键材料及其研制技术的进步,再生燃料电池发电系统的研制有望解决这一难题。以水为储能介质的再生燃料电池系统,与太阳能电池阵配合使用,能实现重复使用及储能。所以,再生燃料电池发电系统与太阳能电池配套,可构成可靠的平流层飞艇供电系统。另外,先进的飞轮储能充放电系统单位储能可达到20~60W·h/kg,而镍氢电池储能密度小于10W·h/kg,采用飞轮蓄电池可减轻飞行器能源舱的重量。

(3) 高性能高效率结构与材料技术

临近空间飞艇或浮空器靠其气囊内所充入的氦气获得升力,从而克服其自身的重量达到在高空定点飞行的目的。而氦气又具有较高的渗透性,要长时间维持平台在高空定点停留,则氦气囊材料气密性必须非常高。对主气囊材料,除气密性要求外,还要承受所有的气动、结构载荷。囊体材料的结构重量是整个飞艇平台重量的主要部分,减小材料单位面积的重量是提高整个平台设计水平的重要环节。另外,由于在高空环境长期工作,对囊体材料还有抗紫外线、抗老化的要求,

各种因素加在一起,高性能材料技术成为低速临近空间飞行器发展的一个关键技术。

为提供足够升力,临近空间飞艇或无人机囊体或翼展通常很大,以颤振、抖振和结构弹性/控制系统耦合为核心的空气弹性问题变得非常严重,先进的结构设计技术对低速临近空间飞行器至关重要。此外,临近空间无人机有效载重低,也需发展超轻质、高强韧材料,以满足无人机飞行需要。因此,高强度轻质低透氦率囊体材料与结构技术、超大展弦比轻质量结构设计技术等成为低速临近空间飞行器发展的关键技术^[17,19]。

(4) 新概念气动布局与总体设计技术

由于高空空气稀薄,单纯依靠静升力的低速临近空间飞行器材料尺寸往往很大,而巨大材料的尺寸会超过材料张力的极限,因此,应寻求具有较高体积效率的气动外形^[19]。另一方面,在大气层自然风的作用下,利用高空自然气流速度产生的空气动力学升力也是增加总升力和飞行高度的有效途径。所以,临近空间浮升一体化飞行器气动布局外形的研究具有重要的科学意义和工程应用价值^[20]。气动减阻和升浮一体、外形自适应布局等新概念气动布局技术^[21]成为低速临近空间飞行器发展的关键技术。

平流层飞艇结构复杂庞大,采用太阳能薄膜和再生燃料电池作为能源系统,采用轻质高强阻氦材料作为囊体,采用高空螺旋桨作为推进系统,升力和阻力出现强耦合关系,这些因素决定了总体设计技术是关键技术。平流层飞艇总体优化设计直接决定其关键性能参数,只有在分析理论和方法创新的基础上,进行综合优化设计,才有可能实现总体设计突破,选择合理的气动外形和压心、重心位置,实现副囊、推进器、太阳能电池阵、再生燃料电池、有效载荷等的数量和布局优化^[22]。

1.3 发展趋势

低速临近空间飞行器的发展趋势主要体现在智能化、多用途、超高空、长航时以及组合式5个方面。随着信息和电子技术的广泛应用,临近空间飞行器发射升空、展开工作、信息处理、实施打击、返航着陆等一系列行为都将自动完成。一个型号的飞行器可搭载多种有效载荷执行多种任务。飞艇的飞行高度向50km发展,但高度越高未必就越好,关键在于是否满足需求。其工作时间可达数年。组合式主要包括四类:仿生智能变形飞行器、自适应飞行器、升浮一体式飞行器和组合式飞行器,主要目的是增升减阻,提高飞艇的适应能力。

2 高速临近空间飞行器

高速临近空间飞行器主要采用高超声速下的高升阻比气动外形、高超声速无动力滑翔或高超声速吸气式推进技术,包括高超声速飞机、高超声速巡航导弹、通用航空飞行器等,其主要特点是高速、高机动。因此,作战响应快,适于打击时间敏感目标;突防能力强,已有的反导系统还无法拦截;毁伤能力高,可摧毁坚固目标;作战范围广,能够满足战略战术打击需求^[23]。

2.1 发展现状

2004年,美国 Hyper-X 高超声速飞行器试验计划的试验飞行器 X-43A 的两次成功飞行,标志着氢燃料超燃冲压发动机技术、升力体一体化构型设计技术已通过飞行试验。

2005年,“猎鹰”计划中的 CAV 被重新命名为高超声速试验飞行器 (HTV),分别利用 HTV-1、HTV-2 和 HTV-3 来演示验证 CAV、ECAV 和 HCV 所需的技术。其中,HTV-2 是在临近空间、以 20Ma 以上速度滑翔飞行的高超声速演示验证飞行器。2007年,对 HTV-2 火箭助推器进行了试验。

2010年4月,HTV-2 进行了首次试飞,它用“人牛怪 IV 型”运载火箭发射后,在大气层外围的亚轨道最快速度能达到 20 倍音速(约合每小时 2.8 万千米),按照这个速度,它能在 2h 抵达全球任何地点,符合美国“全球快速打击计划”的速度要求。HTV-2 首飞并不完美。HTV-2 的起飞和与火箭分离都很顺利,但进入飞行试验 9min 后,HTV-2 与遥测站失去联系,飞行模式出现异常,触发自主飞行系统命令飞行终止。经过 6 个月的详尽检查,美国一个独立的工程审查委员会已结束了对 HTV-2 首飞异常的调查工作。2011年8月11日,HTV-2 第二次试验飞行再次失败。

2010年5月,美国 X-51A 项目超燃冲压发动机成功进行飞行试验,飞行器在 21.3km 高度超燃冲压发动机点火 110s 后,经历了进气道未启动问题,之后发动机成功恢复正常工作,飞行控制持续至 143s 时,发动机密封失效,导致试验中断。尽管与原定计划有一定差距,不过初步证明了碳氢燃料双模态超燃冲压发动机成功越过 5 马赫“热障”、作为高超声速巡航飞行器推进系统的可行性。

2010年7月,美国 HyFly 计划超燃冲压发动机演示验证飞行器进行了飞行试验,由于飞行控制软件电池电压太低,致使助推器点火失败,飞行器溅落太平洋。

2011年6月,美国进行了 X-51A 高超声速飞行器第二次飞行试验,由于超燃冲压发动机的进

气道未启动,第二次飞行过早终止。

另外,2010年4月和2011年3月,美国两架 X-37B 空天飞机发射升空。X-37B 是在空间飞行的可重复使用轨道机动飞行器的演示验证飞行器。X-37B 是典型的超高速机动再入飞行器,这类飞行器一般具有适应稀薄大气层飞行的超高速高升阻比气动布局,可以有动力(火箭发动机或超燃冲压发动机),也可以无动力,能够依靠很高的再入速度,在临近空间作超高速远距离的直线或波浪式滑翔机动飞行,飞行速度为 5 ~ 25Ma,飞行高度在 30 ~ 100km。

俄、日、澳、法、德、英等国也正在开展高超声速飞行器相关技术研究。美澳合作的 HiFire 项目,计划在 2008—2012 年进行 10 次飞行试验,2010年3月,进行了 HiFire 项目 10 次试验中的第二次高超飞行器地面试验。在试验中,HiFire 飞行器的速度达到 5.5 马赫。这个飞行器用于检验飞行器在高超声速条件下的飞行稳定性以及研究高超飞行状态下的基础研究。

2.2 关键技术

文献[24]较全面地介绍了临近空间高超声速飞行器的关键技术,如图 1 所示。根据上述高超声速飞行试验情况,这里重点对决定高超声速飞行器成败的超燃冲压发动机技术、一体化设计与流动控制技术进行分析。

(1) 超燃冲压发动机技术

美国 X-43A、X-51A、HTV-2 等高超声速飞行试验计划,其核心任务之一均是验证超燃冲压发动机技术,如 X-51A 采用的是普惠火箭达因公司制造的 SJY61 超燃冲压发动机。可见,超燃冲压发动机技术作为高超声速飞行器“心脏”的重要性,其突出优点包括:能在稀薄大气中俘获氧并燃烧,不用携氧化剂;无运动部件(除燃料泵外),但通过超燃冲压发动机来产生推力之难,就像在飓风中点燃一根火柴并保持燃烧不灭一样。

超燃冲压发动机的工作依赖着极度精确的激波运动和发动机气流。X-51A 飞行试验中进气道不启动的原因主要为激波速度过快,越过进气口前端,导致发动机气流的气压骤减。目前,超燃冲压发动机面临的技术挑战包括:在整个宽广的运行速度范围内(特别是在马赫数超过 8 时)发动机内部流动,燃烧稳定性与过程优化,燃烧增强技术,地面试验和精细流场诊断、飞行试验以及数字模拟技术;质量轻、耐高温的发动机材料和有效的热管理技术;发动机/飞行器一体化设计技术;低速推进模式到高速推进模式的转换技术。

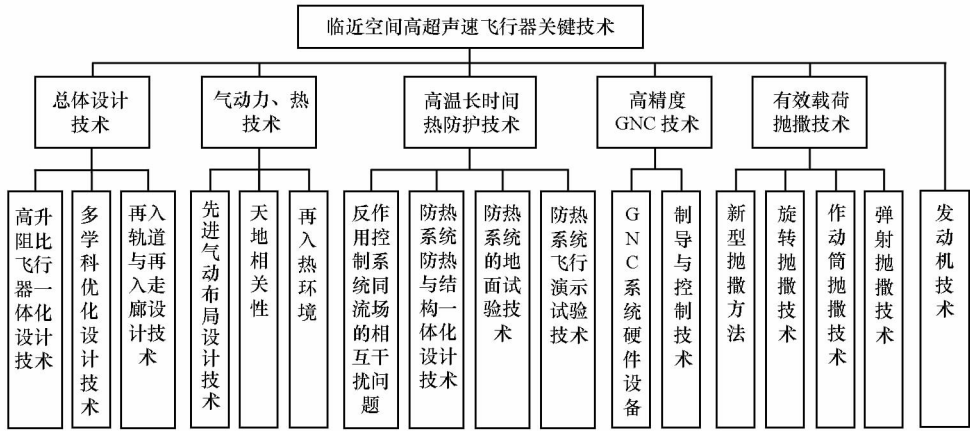


图1 临近空间高超声速飞行器的关键技术

Fig. 1 Key techniques of near space hypersonic vehicle

各国发展高超声速技术还考虑选用组合发动机作为动力系统,组合发动机是将超燃冲压发动机与其他发动机进行组合,以满足高超声速飞行器的大速度范围推进需求,包括火箭基组合发动机和涡轮基组合发动机两种概念。实现临近空间飞行器高超声速动力远程巡航,需根据现有技术水平,由易到难进行不同动力方案关键技术的突破^[25]。

另外,超燃冲压发动机可与轨道炮结合使用,使航天器发射入轨^[26]。轨道炮推动超燃冲压发动机飞行器携带的航天器在3.2km的轨道上运行,之后自动驾驶仪点燃高速涡喷发动机,从轨道上发射出去,在61km的高空,两架飞行器分离,超燃冲压发动机飞行器下落,减速,着陆,上面的航天器点燃尾部助推器入轨。一旦航天器将其有效载荷送入轨道,它也会重返大气层,并滑翔落回发射场。两架飞行器可在着陆后24h内发射下一个任务。

除超燃冲压发动机技术外,飞行器表面等离子体推进系统也可能作为高超声速飞行器的高效动力系统,图2所示为临近空间等离子体推进飞行器概念图^[11],可实现的飞行速度达10~25Ma,飞行高度达60.96km。

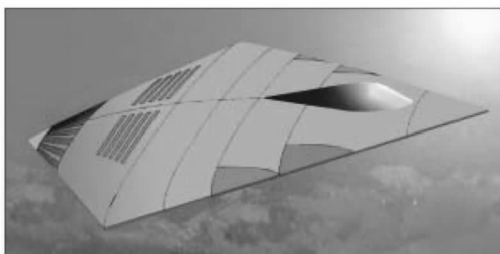


图2 临近空间等离子体推进飞行器概念图

Fig. 2 Concept of near space vehicle with a surface plasma drive system

(2) 一体化设计与流动控制技术

高超声速飞行器要经历亚声速、声速、超声速3个阶段才能进入高超声速,飞行速度跨度很大;同时飞行器要从稠密大气层冲向稀薄大气层,空气密度变化也很大。由此给飞行器设计带来很大困难,需要采取一体化设计技术^[27]。

普惠火箭达因公司X-51A项目经理Thum指出,X-51A的关键技术难题,是把一个用燃料冷却的超燃冲压发动机,一体化成一个能进行高超声速试验的紧凑飞行器。可见,飞行器气动外形与发动机一体化设计成为高超声速飞行器发展中不可或缺的一项关键技术。气动外形与发动机一体化设计的目的是基于对飞行器气动外形和发动机流场耦合影响规律的掌握,合理设计气动外形形状与发动机布局,保证发动机性能和飞行器气动性能,从而实现可控飞行过程中飞行器总体性能在任务指标范围内达到最优。除考虑气动外形与发动机一体化设计外,还应进行总体、气动、结构、防热、动力一体化设计,以使飞行器性能达到最佳。

高超声速飞行器为追求高的升阻比和优异的机动性能,一般外形都较复杂,飞行过程中速度和空域变化范围也很大。高空大气密度稀薄,气动舵面的控制效率显著下降,已不能满足要求,一般要借助于喷流反作用控制技术和推力矢量控制技术,另外还有基于空气放电的非平衡等离子体控制技术^[28]。

2.3 发展趋势

高速临近空间飞行器的发展趋势主要有快速发射、可重复使用、低成本运行、大航程飞行、高机动性。另外,多用途、非常规、组合式也是高速临近空间飞行器一个重要的发展趋势。其中,“动

力先行”仍是高速临近空间飞行器的首要问题,以超燃冲压发动机为核心的各种组合发动机成为高速临近空间飞行器的理想推进系统,短期内以涡轮基组合发动机为主,长远来看为增强高速临近空间飞行器的适应能力,则可以火箭基组合发动机为动力系统。

目前,大部分高超声速研究计划均瞄准一次性高超声速导弹,具有非常明显的军事需求,不过在高超声速技术发展一定阶段之后,类似一般飞机水平起降、具有可重复使用能力的高速临近空间飞行器具有重大发展潜力。

3 发展建议

3.1 深刻认识重要意义

发展临近空间飞行器具有以下三个方面的重要意义:作为信息支援平台,弥补卫星资源和航空侦察预警平台的不足,增强对信息化武器装备的支持力度;作为远程快速投送平台,提高远程精确打击能力;作为进入空间的中转平台,提高航天应用能力。

3.2 科学制定发展规划

临近空间飞行器是一种新型武器装备,缺乏可以借鉴的发展经验,需以创新的作战理论为指导,把临近空间装备体系置于整个武器装备体系中,坚持需求牵引与技术推动相结合,有所为有所不为,“基于效果”稳步发展,从提高整个武器装备体系作战能力的角度论证临近空间装备体系的建设方案,集中力量攻克关键技术,建设配套设备,发展临近空间武器装备。

3.3 尽快突破关键技术

在临近空间武器装备关键技术研究过程中,必须坚持系统集成理念,以满足系统需求、提高系统性能为目标,保证临近空间武器装备的研制进程。第一是要加大基础研究力度,争取早日突破关键技术,包括“临近空间飞行器技术”和“反临近空间飞行器技术”。第二是要加强总体方案论证,重视演示验证。基本原则是由易到难,先专用后通用,从无动力到有动力,持续稳步发展。第三是要综合评估临近空间在未来战争中的作战效能。从现阶段面临的挑战和未来军事需求出发,针对典型的作战背景和作战任务,明确发展重点,牵引整体技术发展。第四是要综合现有装备体系,发挥临近空间的独特优势与协同倍增效应。

4 结论

临近空间飞行器广阔的军事应用前景,将使世界军事格局重新洗牌,将对现有的作战模式造成重大影响。临近空间技术的开发处于起步阶段,成为实现武器装备跨越发展的一个重要机遇。在研究过程中应从国家安全和装备体系建设需求出发,将军用技术与民用技术相结合,加强总体方案论证,注重经济可承受性,加大基础研究力度,突破关键技术,加速推进临近空间武器装备的发展。

参考文献(References)

- [1] 中国宇航学会. 中国宇航学会举办临近空间飞行器发展途径研讨会[J]. 太空探索, 2011(1): 11
Chinese Society of Astronautics. Congress on developing route of near space vehicle conducted by Chinese society of astronautics[J]. Space Exploration, 2011(1): 11-15. (in Chinese)
- [2] Blackington E. United States air force, schriever air force base [R]. Near Space Maneuvering Vehicle, AIAA-LA Section/SSTC 2003-6005, 2003.
- [3] Lt Col Edward B, Phil T D. The paradigm shift to effects-based space: near-space as a combat space effects enabler[R]. Airpower Research Institute, College of Aerospace Doctrine, Research and Education, Air University, 2005.
- [4] 王艳奎. 临近空间飞行器应用前景及发展分析[J]. 国防科技, 2009, 30(2): 20-24.
WANG Yankui. An analysis on application prospects and development of near-space vehicles [J]. National Defense Science & Technology, 2009, 30(2): 20-24. (in Chinese)
- [5] Colozza A, Dolce J L. High-altitude, long-endurance airships for coastal surveillance [R]. NASA/TM-2005-213427, 2005.
- [6] Wang G, He J, Li W M, et al. Area information confrontation system based on NSV [C]// Proc of Second International Conference on Space Information Technology, Proc. of SPIE, 2007, 6795.
- [7] Ruper M A, Mereish R, Corretjer I, et al. High altitude relay and router (HARR) [R]. NRL/FR/5554-08-10168, 2008.
- [8] 李桢, 李海阳, 雍恩米. 临近空间动能武器弹道特性分析[J]. 弹箭与制导学报, 2009, 29(3): 183-185.
LI Zhen, LI Haiyang, YONG Enmi. The analysis of trajectory characteristics of near space kinetic weapon [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2009, 29(3): 183-185. (in Chinese)
- [9] 王亚飞, 安永旺, 杨继何. 临近空间飞行器的现状及发展趋势[J]. 国防技术基础, 2010(1): 33-37.
WANG Yafei, AN Yongwang, YANG Jihe. The status and development trend of near space vehicle [J]. Technology Foundation of National Defence, 2010(1): 33-37. (in

- Chinese)
- [10] 聂莹. 平流层飞艇高效螺旋桨设计与试验研究[D]. 中科院研究生院, 2008.
NIE Ying. The design and experiments study on high efficient propeller used for stratospheric airship[D]. Graduate School of the Chinese Academy of Sciences, 2008. (in Chinese)
- [11] Allen E H. The case foe near space[J]. Aerospace America, 2006(2):31-34.
- [12] Sodha M S, Dixit A, Srivastava S. Photogeneration of electrons in duct clouds in near space[J]. Phys. Rev. E, 2009,79: 046407.
- [13] Wilson J, Perkins H D, Thompson W K. An investigation of ionic wind propulsion [R]. NASA TM - 2009 - 215822, 2009.
- [14] Madhan R C M. Boundary layer flow acceleration by paraelectric and peristaltic EHD effects of aerodynamic plasma actuators[D]. Knoxville: the university of Tennessee, 2004.
- [15] WANG H F, SONG B F, ZUO L K. Effect of high-altitude airship's attitude on performance of its energy system [J]. Aircraft, 2007, 44(6): 2077-2079.
- [16] Moomey E R. Technical feasibility of loitering-than-air near-space maneuvering vehicles[D]. Ohio: Air Force Institute of Technology Graduates school of Engineering and Management AFIT/ENY, 2005.
- [17] 谭惠丰,王超,王长国. 实现结构轻量化的新型平流层飞艇研究进展[J]. 航空学报,2010,31(2):257-264.
TAN Hui Feng, WANG Chao, WANG Changguo. Progress of new type stratospheric airships for realization of lightweight [J]. Acta Aeronautica and Astronautica Sinica, 2010, 31(2): 257-264. (in Chinese)
- [18] 高海健,陈务军,付攻义. 平流层验证飞艇结构体系比较研究[J]. 宇航学报,2011,32(4):713-720.
GAO Haijian, CHEN Wujun, FU Gongyi. Comparison investigation for architecture of stratospheric demonstration airship[J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(4): 713-720. (in Chinese)
- [19] Mueller J B, Paluszek M. A Development of an aerodynamic model and control law design for a high altitude airship[R]. ADA451761, 2004.
- [20] 李峰,叶正寅,贺济洲. 临近空间浮升一体化飞行器气动布局研究[J]. 飞行力学,2009,27(6):22-25.
LI Feng, YE Zhengyin, HE Jizhou. Study of aerodynamic configuration design for buoyancy-lifting vehicle in near-space [J]. Flight Dynamics, 2009, 27(6): 22-25. (in Chinese)
- [21] 王晓亮,单雪雄,陈丽. 平流层飞艇流固耦合分析方法研究[J]. 宇航学报,2011,32(1):22-28.
WANG Xiaoliang, SHAN Xuexiong, CHEN Li. Study on fluid-structure coupled computational method for stratosphere airship [J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(1): 22-28.
- [22] 李英堂,张向强,王连泽,等. 飞艇气动特性分析与设计的一种新趋向[J]. 宇航学报,2011,32(4):707-712.
LI Yingtang, ZHANG Xiangqiang, WANG Lianze, et al. A new analysis and design tendency of airship aerodynamics [J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(4): 707-712. (in Chinese)
- [23] Johnson K F. The need for speed: hypersonic aircraft and the transformation of long range airpower [R]. ADA477042, 2005.
- [24] 黄伟,罗世彬,王振国. 临近空间高超声速飞行器关键技术及展望[J]. 宇航学报,2010,31(5):1259-1265.
HUANG Wei, LUO Shibin, WANG Zhenguo. Key techniques and prospect of near-space hypersonic vehicle [J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(5): 1259-1265. (in Chinese)
- [25] 周张华,聂万胜. 近空间飞行器巡航方式对比分析 [J]. 火箭与制导学报,2008,28(6):186-188.
ZHOU Zhanghua, NIE Wansheng. Comparison and analysis of near space vehicle cruise [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2008, 28(6): 186-188. (in Chinese)
- [26] 陈杰. 2010年世界航天发展回顾——航天推进技术发展[EB/OL]. [2011-09-20]. http://www.spacechina.com/zsyzx_gjhtkx_Details.shtml?recno=72765,20110105.
CHEN Jie. Development of space propulsion technology—development of foreign space in 2010 [EB/OL]. [2011 - 09 - 20]. http://www.spacechina.com/zsyzx_gjhtkx_Details.shtml?recno=72765,20110105. (in Chinese)
- [27] 范培雷,杨涛,张晓今. 高超声速飞行器系统的多目标优化设计[J]. 宇航学报,2010,31(4):973-980.
FAN Peilei, YANG Tao, ZHANG Xiaojin. Multi-objective optimization of hypersonic test vehicle [J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(4): 973-980. (in Chinese)
- [28] 车学科,聂万胜,屠恒章. 等离子体控制边界层流动仿真研究[J]. 空气动力学学报,2010,28(3):279-284.
CHE Xueke, NIE Wansheng, TU Hengzhang. Numerical simulation of plasma boundary layer flow control [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2010, 28(3): 279-284. (in Chinese)