

近空间飞行器研究发展现状及关键技术问题

崔尔杰[†]

中国航天空气动力技术研究院, 北京 100074

摘 要 本文概述了近空间飞行器的研究现状与发展趋势. 讨论了低速与高速近空间飞行器面临的基础科学与关键技术问题, 对近空间飞行器的未来发展, 也作了一些简要的讨论.

关键词 近空间飞行器, 现状与发展, 关键技术

1 引 言

近空间 (near space) 是指距地面 20~100 km 的空域, 由于其重要的开发应用价值而成为国际上非常热门的一个话题^[1~12].

近空间领域, 参照工程实际应用的可能性, 按高度可分为 3 个层次: (1) 低层近空间 (20~30 km), 包括从对流层到平流层的一部分空域. (2) 中层近空间 (30~70 km), 包括平流层和中间层空域. (3) 远层近空间 (>70 km), 包括中间层和一部分热层空域.

近空间飞行器特指能在近空间作持续飞行并完成一定使命的飞行器, 因此不包括只是穿越该区域飞行的飞行器. 近空间飞行器按其飞行速度, 可分为两类: (1) 低速近空间飞行器, (2) 高速近空间飞行器.

近空间飞行器有别于一般飞机和航天器, 有其自身的显著特点. 在近空间区域, 虽然空气密度已经比较低, 但仍有一部分气动升力和大气层中的氧可以利用, 由于长时间飞行空气阻力尚不能完全忽略不计, 因此, 还难以完全实现离心力平衡重力的轨道力学原理飞行.

与传统飞机相比, 低速近空间飞行器的优点是: (1) 留空时间长, 可持续工作. 近空间飞行器的留空时间可以达到几天到几十天, 目前正在研制的近空间平台预定留空时间长达 6 个月, 规划中的后续平台预定留空时间可达 1 年以上. 易于长期、不间断地获得情报和数据, 及时地对紧急事件迅速做出响应. (2) 覆盖范围广. 近空间飞行器

的飞行高度比传统飞机大, 因此覆盖范围也比传统飞机更宽广. (3) 生存能力强. 由于气球或软式飞艇以及一些低速无人机的主要部件采用非金属材料制成, 因此雷达反射截面很小, 传统的雷达难以跟踪和发现. (4) 制造和运行维护费用低, 需要的保障人员少、后勤负担轻. 当然, 近空间飞行器也存在一些明显的缺点, 与传统飞机相比, 气球或软式飞艇充灌氦气的时间较长, 费用高, 体积庞大, 机动性差, 存放时需要占用很大的机库; 在放飞、回收和通过平流层上升、下降过程中, 容易受到风和湍流的影响等.

与卫星相比, 由于近空间飞行器运行高度低, 一般只是低轨卫星的 (1/10)~(1/20), 容易实现高分辨率对地观测, 可有效弥补卫星观测局部盲点. 对侦察、观测设备要求低, 采用一般的数字相机, 就可能获得与高精度卫星质量相当的照片; 制造成本低, 不需要复杂昂贵的发射设施, 对地面支持设备要求也比较低, 大部分部件和有效载荷可回收重复使用, 因此效费比高. 发射过程较为简单; 有效载荷技术难度小, 易于更新和维护. 其缺点是: 视野小, 观察范围有限, 还要受到相关国家领空权的限制.

高速近空间飞行器多采用升力体外形, 以尽可能利用气动升力和采用空气动力和轨道力学相结合的原理, 实现高速长距离持续飞行; 以吸气式发动机为动力的近空间飞行器, 在飞行过程中, 还可以利用空气中的氧, 以代替自身携带的氧化剂, 在同样的起飞载荷状态下, 提高有效装载能力和运行效率, 是人们实现“空天往返”和追求“全球

收稿日期: 2009-02-27, 修回日期: 2009-09-24

[†] E-mail: ejcui@httx.com.cn

及时到达”理想目标的一种较为现实的选择。从作战使用角度看,近空间目前还是一片尚未充分开发的“空白”,各类空天攻防武器难以在该空域有效发挥作用,更加突显其开发利用价值。

近空间飞行器的用途是非常广阔的。

军事上可用于:情报搜集、通信保障、侦察监控,武器装备系统的远程战略投送,做到“全球即时到达”。近空间飞行器被认为对于增强陆、海、空、天、武器装备的无缝连接,扩展信息优势,提高联合作战能力,具有十分重要的应用潜力,并且有可能进一步发展成为空基作战武器。

民用方面主要可用于:环境变化和气象数据探测,交通及环境污染监控,洪水、火灾或地震等灾害监视和指挥救援,局域通信,数据传输中继,移动通信等,以及发展成为未来超高速空中交通运输平台。

2 近空间环境

在物理上,根据大气层热力结构随高度分布可划分为:对流层、平流层、中间层、热层和散逸层等 5 个层次^[2~4,13~17]。

对流层高度随纬度与季节等因素变化。低纬度地区其高度大约为 16~18 km,高纬度地区高度只有 8~9 km。对流层中风速、风向经常变化;平均风速在 2 km 附近达到第一个最大值,以后逐渐减小,20 km 以后又开始较快增长,在 70 km 附近出现第二个最大值,风速可以达到 60~70 m/s。空气的压强、密度、温度、湿度也是变化的,风雨雷电等天气现象也发生在这一层。

平流层距地面高度大约为 20~50 km。由于大气密度是随高度逐渐减低的,到达 32 km 高度,密度只有地面时的 1/100 左右,在 50 km 处,密度已不足地面的 1/1000。该层中大气基本没有上下对流,也没有雷电等天气现象,水平方向的环流风速均匀,一般为 10~25 m/s,冬季与夏季方向完全相反,冬季为西风、夏季为东风。在 20~40 km 高度存在一个臭氧层,在 30 km 左右,臭氧的密度达到最大浓度,其值可达 $10^{12}/\text{cm}^3$,处于分子态,能吸收 99% 的紫外线;40 km 以上,几乎没有臭氧,使大量紫外线穿过而未被吸收,紫外线强度极高;大气在紫外线作用下开始电离,形成大量正、负离子和自由电子,其含量约为大气层平均含量的 30 倍。在平流层中,宇宙射线通量高,高能粒子辐射强度大。

中间层高度大约为 50~80 km,层中大气已经非常稀薄,在 80 km 高度上,空气密度只有地面的

五万分之一,层中大气总质量大约只占地球大气总质量的 1/3000。80~800 km 为热层,在 300 km 高度,气温可高达 10000°C。800 km 以上为散逸层。

临近空间包括了平流层、中间层和热层下边界的一部分。

3 低速近空间飞行器

新军事变革和军事思想的发展,使得在提高作战效果方面对低速近空间有着强烈的需求,同时相关技术的进步,为近空间平台发展提供了可能。目前,低速近空间飞行器已是美国联合作战概念的有机组成部分,其中心思想是将近空间作战能力融合到联合军事作战中,以获得持久性的指挥、控制、通信、情报、监视与侦察(command, control, communication, computer, intelligence, surveillance, reconnaissance, C⁴ISR)能力。近年来在技术方面虽已取得很大进展,但仍有一些关键问题需要进一步研究解决,以不断扩展和增强其应用价值。

低速近空间飞行器类型主要有:气球、飞艇、无人机和太阳能飞机等。近年来的主要进展可归纳如下:

(1) 近空间飞行器概念引入作战演习、逐步加深实用化研究^[9,10,18,19]。

2005 年初,美国空军航天司令部向空军研究实验室下达了近空间军事应用研究任务,分别就近空间平台与有效载荷以及近空间平台投入战场使用后对指挥、控制和后勤的影响进行研究,并对近空间平台的军事应用价值与脆弱性进行评估。其研究结论是:近空间确实具有军事应用价值,除用作通信中继外,还有许多其他用途。

2005 年 2 月,美军在内华达州内利斯空军基地秘密进行了“施里弗-3”太空战模拟演习,首次将近空间飞行器引入演习。这次演习的重点是探讨假想在 2020 年发生的反恐战争中,如何使用航天装备支援陆海空联合作战。“施里弗-3”还演习了空间系统防护。

2005 年 6 月,美国空军航天司令部委托美国国防工业协会对近空间的任務应用、军用价值以及部署近空间系统所面临的技术挑战开展深入研究。美国国防部导弹防御局在高空飞艇计划中提出,要将平流层用于国土防空、战区监视以及在加装激光武器后用于弹道导弹防御。

美国国防部 2005 年 8 月,公布《2005 年~2030 年无人机系统路线图》,首次将无人飞艇列入无人

飞行器系统范畴,其中包括:高空飞艇(high altitude airship, HAA)和近空间机动飞行器(near space maneuvering vehicle, NSMV)两种近空间飞艇。

(2) 大型高空飞艇和平流层信息平台研制取得重大进展^[7,20~47]。

美国、欧洲、俄罗斯、日本、韩国等都在大力发展。

美国:20世纪60年代以后,由于技术和安全等方面的原因,飞艇曾一度停止了发展。90年代以后,开始发展“哨兵”系列预警飞艇。1996年,美陆军开始执行“浮空器先进技术演示计划”。1999年10月,研制 STI 反恐飞艇,长 61 m,容积 7 200 m³。2003年初,美空军施里弗基地和空间作战实验室开始实行“近空间机动飞艇计划”,第一个试验型叫做“攀登者”。2003年伊拉克战争之后,加紧“海象”巨型飞艇研制,可一次运送 1 800 名士兵和 500 吨装备,航程可达 11 000 km。2003年9月洛马公司得到国防部大型 HAA 研制合同,经费 4 000 万美元,计划 2006 年交付第一架样机,作为美导弹防御系统的预警和信息平台。与此同时,美国导弹防御局“高空飞艇先进防御技术演示计划”(advanced concept technology demonstration, ACTD) 启动。2004年,公布的“军事行动快速响应空间”(operationally responsive space, ORS) 和“联合作战空间”(joint warfighting space, JWS) 线路图中包括了近空间发展计划内容。

2005年5月,美国 Sanswire Networks 公司开发的一种称为“平流层卫星”的近空间飞艇,按计划完成了原型机的演示验证,该飞艇可用于国家安全和其它军事目的。2005年11月在美国陆军空间和导弹防御司令部资助下研制的高空哨兵(HiSentinel)飞艇成功进入近空间,留空达 5 小时,成为继美国攀登者之后成功进入近空间的第二艘平流层飞艇。现在,美国从事近空间飞行平台研制的单位有几十家。主要有:Lockheed Martin(一家以军事电子产品研发为主的公司,在兼并了 Loral 公司后,进入浮空器开发领域);Sanswire Networks(Globe communications Cop. 公司的一家子公司,开发平流层无线电通信平台 Stratellite TM);Aeros(曾参与高空飞艇计划投标,失败后,2005年宣布将开始高空飞艇第二阶段研制计划)等。

俄罗斯:1992年成立的阿夫古力浮空器中心是一个现代化的研制实验基地。2003年研制出长度为 34 m,容积为 1 250 m³ 的双座载人飞艇,可升

空 1 500 m;2006 年又研制成功 8 座的。目前正在研制的高速长航时载人飞艇,长 268 m,载重 180 t,速度为 170 km/h,航程可达 15 000 km。Rosaerosystems 公司是从事系留气球和飞艇研制的专业单位,飞艇研究计划分两阶段:第一阶段是容积 9 000 m³ 的试验艇,升空 4 000 m;第二阶段,升空 20 000 m。此外,阿夫古力浮空器中心还制订了一个叫做“金雕”的平流层飞艇方案,飞艇长 250 m 直径 50 m,容积 320 000 m³ 有效载荷可达 1 200 kg,飞行高度为 20~22 km,两个这样的飞艇即可覆盖整个欧洲,可部分代替静止卫星,用于通信、观测和其它军事目的。

英国:ATG(advanced technologies group,) 公司是从事平流层飞艇研发较早的单位,开发的 Stratstar 飞艇,已完成概念设计,2002 年进行了验证艇低空试飞,现正与马来西亚合作研制平流层目标艇。该公司高空无人飞艇“天猫”(SkyCat) 计划始于 2002 年,包括两种飞艇,其中 SkyCat-1000 型,可装载 15 辆英国的主战坦克,飞行高度 20 km; SkyCat-2000 有效装载量可达 200 t,航速 180 km/h,航程可达 11 000 km。

德国:Sanswire TAO 公司研制链式多气囊平流层飞艇,预研工作在斯图加特大学进行,与国内许多单位有合作。

日本:1998 年成立了由邮政省和科技厅以及许多大学、企业单位参加的飞艇研发国家项目,计划用 15 个平流层平台覆盖全部国土面积。1998 年 JAXA 开始平流层飞艇研究。2004 年,试飞了一艘平流层试验飞艇,长 68 m,容积 10 500 m³,飞高 4 000 m,耗资 2 亿美元。

韩国:1998 年,韩国由信息通信部支持完成飞艇平台可行性研究,开始大型飞艇的研制工作。2003 年试飞了一艘平流层试验飞艇,长 50 m,可在 3 000 m 高空停留 3 h。计划研制长 200 m 的平流层飞艇,2007 年试飞,2010 年投入商业运营,投资约 3 000 万美元。

飞艇未来发展趋势:

(1) 大装载:法国 AVEA 计划载重 200-500 t;美国“海象”军用运输艇 500~1 000 t;英国“天猫”-1000,起飞重量达 1 000 t,能连续留空 30 d。

(2) 超高空:以色列侦察飞艇飞高 21 km。美国“轨道攀登者” 30~50 km。2003 年 11 月间,“攀登者”被放飞到 30 km 高空进行试验,并在地面控制下返回。2004 年 6 月,“攀登者”(ascender) 巨型飞艇装载通信和监视设备进行试验。

(3) 多用途、非常规、组合式、升/浮混合式:“黑暗空间站”组合式飞艇是由多个飞艇单元组成的巨型飞艇(最大长度可达 3 200 m),空浮高度可达 30 km 以上。美国国防部高级研究计划局(defence advanced research agency, DARPA)的近空间探测传感器飞艇计划(integrate sensor is structure, ISIS)。飞艇长 150 m,最大直径 50 m,体积 300 000 m³,升限 20 000 m。把巨大的艇体表面作为监视雷达天线窗口,解决内部空间小,无法安装大口径天线的矛盾。从而大幅度提高天线辐射能力,使其探测距离、分辨率、和多目标跟踪能力大大增强。这一平台能在空中滞留数月甚至数年。

(3) 高空长航时无人机研制有重大技术突破并投入实用^[19,48~53]

无人机包括无人侦察和作战飞机,是无人飞行器(unmanned air vehicle, UAV)中最重要的一类,此外还包括无人直升机和其它无人驾驶航空器。现代和未来战争非常重视和依赖获取信息和掌握制信息权,无人飞行器在这方面显示了巨大优势;无人飞行器可以完成许多有人驾驶飞机难以执行的极其困难而危险的任务,实施复杂作战环境下的空战和对地攻击作战,具有极大的军事应用潜力。

早在越南战争其间,美国就大量使用无人侦察机用于执行战地侦察、作战效果评估和电子干扰等。1982 年叙利亚和以色列的贝卡谷地之战,以军用“侦察兵”等无人机诱使叙军雷达开机暴露目标,摧毁了叙方 10 余个“萨姆-6”地空导弹基地。海湾战争中,美国出动“先锋”无人侦察机 500 多架次,飞行 1 600 多小时,进行战地侦察,炮火目标指示和毁伤评估,发挥了很大作用。1995 年波黑战争和 1999 年科索沃战争以及海湾战争和阿富汗反恐作战中,美方分别使用了“先锋”无人侦察机、“微星”微型无人飞行器、“捕食者”以及尚处于研制阶段的“全球鹰”无人侦察机进行战地侦察,帮助寻找目标、引导攻击和进行毁伤评估,发挥了很大作用。

高空长航时无人机是一种能够在上万米高空长时间(十几小时至数十小时)持续飞行,进行空中侦察、监视的无人飞行器,可用于执行战役或战略侦察任务。因为它可以进入高空或深入敌方纵深,在收集目标区完整情报信息方面具有独特优势,近年来有很大发展,已研制成功多种型号并投入使用。

目前,世界上除美、俄之外,英、法、德、意、

日、以色列、瑞典等国家,都非常重视无人飞行器的发展,已经和正在研制的无人飞行器有 100 多种,小型无人飞机的发展尤为迅速。据估计 2005 年,美国用于无人机投资已达 20 亿美元,到 2015 年,无人机数量将从现在的 250 架,增加到 1 400 架左右。

美国著名军事专家劳伦汤姆逊曾断言:“没有比无人机更有意义的军事技术了。它将给军方带来无穷的效益。不但无需飞行冒险就能攻击敌方目标,而且,将比传统的战斗机更经济有效。”

20 世纪 60 年代末 70 年代初,美国开始研制可执行多种电子侦察和干扰任务的无人机,70 年代以后,注意力逐渐集中于长航时无人机的研发;进入 80 年代,美国研制了一系列中、小型无人机;90 年代是美国无人机迅速发展的新时期。这一时期代表性的无人飞行器主要有:“暗星”(Tier-3)、“捕食者”(predator)、大型的“全球鹰”(global hawk)和较小型的“影子”、“龙眼”等;其中,美国诺斯罗普·格鲁曼公司生产的 RQ-4A/B “全球鹰”,是目前世界上最先进的无人机。RQ-4A 飞行高度在 20 km 以上,续航时间为 36 h,航程可达 5 600 km,并具有全天候适航能力;2005 年以后开始生产 RQ-4B 改进型,任务载荷增加了 50%,达到 1 350 kg,机身长 14.5 m,翼展由原来的约 35 m 增加到 39.3 m。

俄罗斯无人飞机的发展大致从 20 世纪 50 年代中开始。50 年代中到 70 年代初,主要是研制战略无人机,但没有进入实用化;70 年代至 80 年代初,转向研制亚声速战术和战役无人侦察机,主要型号有:图波列夫设计局的 TY-141, TY-143 和 TY-243 等;80 年代以后,重点研制中小型无人侦察机,代表型号有:雅克福列夫设计局的 DPLA-61(熊蜂-1)、熊蜂-1T 等。90 年代初,卡莫夫设计局研制成功卡-137,总重 280 kg,时速 175 km,最大升限 5 000 m,航程 530 km,已于 1993 年首飞成功并少量装备部队。

以色列、英国、法国等在无人飞行器研制方面也取得很大进展。以色列的“侦察兵”、“先锋”、“苍鹭”,英国的“不死鸟”,法国的“玛尔特”(Mart)、“玛露拉”(Marula)都已投入使用,在实战中发挥了重要作用。

无人作战飞机的概念,从 20 世纪中叶开始受到人们的高度关注。目前提出的这类飞机方案大多属于高速飞行器范畴。

1996 年美国空军科学顾问委员会在《新世纪展望》报告中指出:“无人作战飞机可能成为 21 世纪空中作战的主要力量”,并提出一种飞行

Ma 数为 12~15 的无人攻击机方案, 飞行高度为 26~38 km, 最大机动过载可达 20g. 美国空军大学在《2025 空军》报告中提出一种“2025 攻击星”无人攻击机方案, 最大航程可达 1200 km. 波音、格鲁门和洛克希德马丁等公司, 在美国执行的一项无人作战飞行器研究计划中, 分别提出了几种不同的无人战斗机方案, 该项研究计划的目的之一是希望能通过这项研究来验证用无人战斗机取代有人战斗机的可能性.

目前, 美国波音公司和诺斯罗普·格鲁曼公司正在研发 X-45 和 X-47B 无人作战飞机, 其中 X-45 已在 2005 年 8 月成功进行了飞行试验, 将发展后继型 X-45C, 该机长约 12 m, 翼展 15 m, 巡航飞行 Ma 数为 0.8, 可携带 2100 kg 武器, 飞高超过 12000 m. 在欧洲, 由法国牵头, 瑞典、意大利、西班牙、希腊、瑞士等国参加, 委托达索公司研制的“神经元”无人作战飞机, 2003 年启动, 技术验证机可望于 2010 年首飞, 该机长约 10 m, 翼展 11 m, 最大起飞重量 5000 kg, 飞行速度约为 $Ma \approx 0.8$.

(4) 太阳能飞机进入飞行验证^[54~56]

太阳能飞机是以太阳能作为推进能源的飞行器, 其动力装置由太阳能电池组、直流电动机、减速器、螺旋桨和控制装置组成.

20 世纪 80 年代初, 美国研制出“太阳挑战者”号太阳能飞机, 1981 年 7 月成功地由巴黎飞到英国, 平均时速 54 km, 航程 290 km. 该机空重 90 kg, 翼展 14.3 m, 机翼和水平尾翼上表面共贴有 16128 片硅太阳能电池, 在理想阳光照射下能输出 3000 W 以上功率. 但此时, 太阳能飞机还处于试验研究阶段, 它的有效载重和各项性能指标都还比较低.

以太阳能为动力的长航时无人机的研究, 在这一时期也取得重大进展, 在美国国家航空航天局的支持下, AeroVironment 公司研制成功更先进的太阳能飞机——“太阳神”号 (Helios). 机身长 2.4 m, 机翼伸展时达 75 m, 整架飞机仅重 590 kg, 用碳纤维合成物复合材料制造. 装有 65000 片太阳能电池, 机身上装有 14 个螺旋桨, 依靠机翼上的太阳能电池板产生推进动力. 1999 年在加州试飞成功后, 2001 年运往夏威夷, 在 10 个多小时飞行中, 曾飞至 22800 m 的目标高度. 2003 年 6 月 26 日, “太阳神”号在实验时突然遭遇强湍流, 引起整个机翼诱发严重的俯仰振荡, 导致结构破坏, 在空中解体, 坠毁在离夏威夷群岛附近太平洋水域中.

此后, 瑞士的贝特朗皮卡德, 提出要研制一种

能替代失事的“太阳神”无人机的有人驾驶太阳能飞机, 实现不着陆环球飞行计划, 这就是他的“太阳动脉”计划 (solar impulse). 自 2003 年 11 月首次宣布开始实施后, 第一架原型机已于 2007 年 6 月正式开始动工建造, 预计将在 2009 年首次试飞, 2011 年实现飞越大西洋、经停各大洲的环球试飞行. 据介绍, 该飞机翼展 61 m, 机身重 1500 kg, 平均航速每小时 70 km. 飞机的动力来自于安装在机翼表面, 面积达 250 m² 的光伏太阳能电池板.

(5) 制定近空间飞行器发展规划、确定稳健的发展道路^[5~9,11~12]

2006 美空军科学咨询委员会 (air force scientific advisory board, AFSAB) 发布“在近空间高度持久执行任务”研究项目的报告, 提出了美空军近期 (~2010 年)、中期 (~2020 年) 和远期 (2020 年以后) 近空间飞行器的发展和选择建议. 报告认为, 在近期内, 气球或飞艇还很难在近空间发挥实际作用. 高空长航时无人机是近期利用近空间执行持久高空监视、情报搜集和通信中继等任务的最好选择, 将成为低轨道侦察卫星可行的替代手段. 报告建议: 应针对某些可促使高空飞艇设计在未来不断成熟, 以及可增强高空无人机甚至气球任务能力的技术, 诸如高效太阳能电池、再生式燃料电池、轻质/高强度新材料、高空推进系统和高密度燃料等进行投资.

通过该报告, 可以看出美军在近空间开发利用上的发展动向: 立足现有无人机装备, 以自由漂浮式高空气球为补充, 积极探索运用高空飞艇和新型飞行器的可行性, 在条件成熟时将其用于实战. 这是一条稳健的发展之路.

4 高速近空间飞行器^[57~61]

按照国外流行的说法, 近空间飞行器主要指气球、飞艇、无人机等一类的低速飞行器. 美俄等国家长期以来, 执行了多个高超声速飞行器研制计划, 从它们的特征和飞行空域来看, 实际上是属于近空间飞行器的范畴.

20 世纪末, 中国明确提出了高速近空间飞行器的概念, 并开展一系列基础研究和论证, 现在这种说法已逐渐为大家所接受.

高速近空间飞行器主要可分为两大类: 以火箭为动力的高超声速飞行器 (hypersonic rocket vehicles, HRV) 和以吸气式发动机为动力的高超声速飞行器 (hypersonic air-breathing vehicles, HAV), 如: 高超声速巡航导弹、远程机动弹道导弹、高超声速

飞机、可重复使用的高超声速空天飞行器等。

20 世纪 60 年代以来,以火箭为动力的高超声速航天飞行器(如:各类导弹、卫星、载人航天器、空间实验室、空间站和大型运载工具等),有了很大发展,目前技术已达到成熟。以吸气式发动机为动力的高超声速飞行器,受到广泛关注。从 20 世纪 50 年代末开始对超燃发动机的探索性研究,70 年代后期,出现低潮,几经周折,到 80 年代后期、90 年代初、中期,关键技术问题取得突破性进展,目前已进入飞行演示验证阶段。

从几个计划看美国高超声速飞行器发展:

1986 年在超燃技术取得进展后,美国宣布执行“国家空天飞机”(national aero-space plane, NASP)计划,本来的意图是一步到位实现空天飞机的目标。但由于在高超声速马赫数范围内,作为动力系统的超燃发动机工程化应用技术储备不足,以及其他方面的技术难题,在短期内难以突破其技术关键,因此不得不于 1995 年下马。历经 10 年时间,花费 30 多亿美元。

NASP 计划虽然不得不终止,其验证机 X-30 也没有被建造出来。但通过计划的执行,积累了大量技术数据,取得了宝贵的经验,使美国基本上掌握了 $Ma < 8$ 的超燃发动机关键技术,为后续发展打下了基础。

以后,美国空军开展了一个范围缩小的“高超声速系统技术项目”(hypersonic systems technology program, HySTP),重点是设计、制造一种马赫数 10~15 的超燃冲压推进系统,并进行一系列火箭发射的飞行试验,以解决国家空天飞机遗留的两个主要技术问题:边界层转捩现象和高超声速超燃发动机在真实大气环境下的运行。经过 10 年的努力,花了大约 20 亿美元后,高马赫数氢燃料超燃冲压发动机技术仍未完全突破。

以后,美国对高超声速飞行器技术的发展进行了调整,确立了分阶段逐步发展的思路,降低了近期的发展目标,相继出台了一系列新的研究发展计划,如:美国宇航局的 Hyper-X 计划。20 世纪 90 年代中期,美国宇航局提出“先进高超音速吸气式推进划”(Hyper-X),其目的是研究并演示可用于高超音速飞机和可重复使用天地往返系统的超燃冲压发动机技术。美国空军的 HyTech 计划,其近期目标是将碳氢燃料双模态超燃冲压发动机应用于 $Ma=(4\sim 8)$ 的高超声速导弹,远期目标是研制 $Ma=(8\sim 10)$ 的高超声速飞机。HyFly 计划,2002 年 2 月,美国 DARPA 和 ONR 联合建立,目标是发展

$Ma = 6$ 的高超声速巡航导弹。

DARPA 和空军联合提出“猎鹰”(falcon)“兵力运用和从本土发射计划”。该计划将采用一种渐进式的技术开发方法,研发高超声速武器系统的通用技术,并进行演示验证。“falcon 计划”超音速武器系统部分包括通用航空器(CAV)、增强型通用航空器(ECAV)和超音速巡航飞行器(HCV)。

上述各种计划中,Hyper-Xs 计划特别受到人们的关注,该计划分为两个阶段,第一阶段主要是发展以 $Ma = (5\sim 10)$ 的双模态超燃冲压发动机为动力的 X-43 试验飞行器。该计划验证机为 X-43A,采用了按比例缩小的 X-30 的设计,以超燃发动机为动力。X-43A 已进行了 3 次试飞,并在 2004 年 11 月最后一次飞行中达到了马赫数 9.7 的速度,创造了新的吸气式非火箭飞行器速度的世界记录。

X-43A 还只是一个试验飞行器,进入实用还有很多问题,例如:超燃发动机的防热问题;采用更实用的碳氢化合物燃料问题;进一步提高推力和飞行 Ma 数也面临更多难题;作为一个飞行器在总体布局一体化设计等方面也还有许多问题有待解决。

美国人在对 X-43A 的总结中曾说过:“虽然超燃冲压发动机飞行演示方面已取得突破性进展,但仍有许多事情要做。燃烧时间必须由秒扩展到分,然后再扩展到小时。超燃冲压发动机的尺度和推力必须从亚尺度发动机演示器增长到能够推动实用性飞行器”,“在材料、热防护、生命支持、控制系统、人的因素和对于实用飞行器的其它要求方面,仍存在许多挑战。现在,超燃冲压发动机技术还需要广泛的实验和检验,此外,为准备飞行也还必须做大量工作”,“尽管为此已经花费了几十年时间,但它仍然还是一种年轻的技术,许多问题尚有待发现,一些意料不到的错误或缺陷仍会成为严重的障碍”。

在此之后 NASA 减缓了对高超声速的研究,没有提出大的研究项目,只提供了一点过渡资金进行基础性研究,暂停了 X-43 的飞行试验。NASA 未来的高超声速研究可能更加注重基础研究,包括材料、热防护结构、进气道、低速到高速的飞行模式转换,以及缩比尺寸验证机如何完全模拟真实尺寸的高超声速飞行器等。

其它几项计划的进展情况大致如下:

“falcon 计划”,2005 年,经国会听证后,DARPA 和空军按照国会的意向,将 falcon 计划中的 CAV 重新命名为 HTV(hypersonic technology vehicle),并

去除了其中有关武器化应用的内容. 但美国军方并未放弃其用于发展远程军用运输和轰炸飞机的目标.

第一架 HTV-1, 首先由火箭加速至 $Ma = 19$, 之后, 与火箭分离并开始在距离地面 (30~45) km 的高空进行自主飞行. 据估算, 飞行过程中 HTV-1 的表面最高温度将达到约 3000°C , 而受到的压力将相当于航天飞机的 25 倍; 第二架 HTV-2, 将在 2009 年进行试飞. 主要目的是改进飞行器在结构和操控性方面存在的问题. 此外, 还将对高速飞行时的风险进行评估. HTV-2 的最高飞行时速将接近马赫数 22; 第三架 HTV-3, 预计将在 2009 年以后实现首飞. 与 HTV-1 和 HTV-2 不同的是, HTV-3 的最高飞行速度将只有马赫数 10.

通过“猎鹰”高超音速飞行器计划所获取的成果将被用于研制新一代的高速运输工具. 而对美国军方来说, 实施该项计划的目的则是为了开发具备全球轰炸能力的高超音速轰炸机.

以高超声速导弹为背景的高超声速飞行 (HyFly) 计划经过了几年的研究, 2006 年底进入全面的飞行试验阶段. 目的是使导弹的飞行速度达到 $Ma=(4\sim6)$, 发射距离达到 (740~1100) km. 波音公司已经和航空喷气公司用 F-15E 战斗机为载机, 完成了助推火箭发动机的初步试验, 以保证导弹达到冲压发动机开始工作所需的 $Ma = 3.5$ 的初始飞行速度.

近年来, HyTech 计划也取得了显著进展. 普惠公司为高超音速技术 (HyTech) 计划研制世界上第一台实用型碳氢燃料超燃冲压发动机的地面验证机 GDE-1, 其重量只有 68 kg, 采用了标准的 JP-7 燃油. 2002 年 9 月 ~ 2003 年 6 月, GDE-1 先后实施了数十次 $Ma = 4.5$ 和 $Ma = 6.5$ 的地面试验, 并产生了净推力, 证明该发动机具备了在这些速度下高效燃烧和加速飞行器的能力, 同时验证了在这两种速度下的热力特性和结构耐久性.

2004 年 1 月, 美国空军研究实验室 (AFRL) 选择了波音公司 (负责机体) 和普惠公司 (负责发动机) 的联合研制队伍, 要求制造一架 SED-WR 乘波体飞行试验平台. 2005 年 9 月 27 日, 美国空军正式批准将 SED-WR 命名为 X-51A.

X-51A 是一种乘波体外型, 采用楔形头部、后部控制面和腹部进气道, 验证机长 4.26 m, 采用标准的镍合金制造, 空重约 635 kg. 2006 年 4 月, GDE-2 发动机完成了 $Ma = 5.0$ 条件下的地面验证机风洞试验. 这使得 X-51A 朝着飞行试验又迈进

了一步. 7 月 27 日, 普惠公司宣布 CDE-2 在 NASA 兰利研究中心完成了试验, 获得了重要的超音速数据. GDE-2 试验的成功, 标志着超音速技术获得重要进展的里程碑. X-51A 计划于 2009 年进行首次飞行试验, 据估计, 高超音速巡航导弹最快也要等到 2025 年左右才有可能装备.

2002 年美国 15 个学会联名上书布什总统, 提出美国国家空天发展计倡议 (NAI). 其目的是协调宇航局 (NASA) 与国防部 (DOD) 计划, 统筹国家空天技术发展, 并把它列为国家优先发展的地位. 主要任务是: “为了确保美国在航空航天技术领域内的领先地位, 将采用一种综合性的、以提高能力为中心的、动员全国力量的途径”. 实现 3 个领域内的目标: 高超声速: 通过飞行验证, 逐步提高飞行马赫数, 在 2012 年前达到马赫 12; 进入空间: 大幅度提高往返太空的能力和可靠性, 同时降低成本费用; 空间技术: 充分发掘和利用太空潜能和保持美国在太空的领先优势地位. 对于发展高超声速飞行器 “NAI” 建议分 3 步走: 近期致力研发用于打击关键目标的超声速/高超声速巡航导弹; 中期集中发展能够实现全球及时到达的高超声速轰炸机; 远期目标则瞄准经济可承受和能及时进入太空的可重复使用的运载器.

俄罗斯在高超声速研究, 特别是超燃冲压发动机研究方面有着传统的优势. 前苏联早在 1957 年就开始进行了超燃冲压发动机研究. 几十年来, 俄罗斯中央空气流体动力研究院 (ЦАГИ)、中央航空发动机研究院 (ЦИАМ)、图拉耶夫联盟设计局、彩虹设计局、莫斯科航空学院等许多单位都开展了高超音速技术研究. 由巴拉诺夫中央航空发动机研究院等几个单位共同进行超燃冲压发动机研制的“冷”(ХОЛОД)计划, 1991 年 11 月首次在飞行试验中实现超燃工作模态. “鹰”(Орёл)计划目标是研制一种有翼的高超音速实验飞行器, 从飞行器的发射方式, 飞行轨道, 马赫数及航程等方面, 都显示了很高的水平, 被认为是俄罗斯高超音速战略巡航导弹的雏形.

此外, 俄罗斯发展的“白杨-M”导弹, 据分析也是一种能够在近空间高度进行弹道机动的高超声速远程导弹, 据监测这次飞行试验的美军方称, 这枚导弹的飞行轨迹十分特殊, 在与 SS-25 导弹分离后, 即向下滑行, 最后一段在大气层内高速滑翔轨迹的高度约为 33 km. 这一高度低于美国末段“战区高空区域防御”(THAAD)系统拦截高度的下限. 因此可以提高末段突防能力.

5 基础科学与关键技术问题

5.1 气球和飞艇的关键技术 [1~4,20~21,24~26]

(1) 囊体材料与结构. 外蒙皮多采用轻质、柔韧、高强度、多层纤维, 要求轻质、高强度/质量比, 抗雨、雪、雷电、温差、压力等环境的侵蚀、不降解, 高热阻和低温度变形效应, 低氦气渗透性 ($<2\text{liter/d}\cdot\text{atm}\cdot\text{m}^2$), 高连结强度和抗滑移蠕变等. 龙骨骨架 (半硬式、硬式囊体) 多采用轻质合金和碳纤维复合材料. 目前, 国内研制生产的囊体材料尚不能满足要求.

(2) 动力推进和能量管理. 飞艇主要动力系统是太阳能、燃料电池推动的电动机和燃油推动的发动机, 以及组合式动力装置. 要求动力系统质量轻、高效率、方便调节、高可靠性、强空间环境适应性、长使用寿命. 作为推进用的低 Re 数、高效螺旋桨叶型和桨叶都有不同于通常航空螺旋桨的特点.

飞艇的飞行性能与飞行环境、任务要求以及能量的获取和供给方式有直接关系, 要根据能源生产、传输和消耗情况, 结合飞行任务、环境, 及飞艇构造和运行条件等诸多因素, 对能量分配使用和利用效率, 进行评估和管理, 保证能量产生与消耗间的动态平衡, 获得最大的利用效果.

(3) 平衡和控制. 包括压力控制技术, 姿态控制技术, 推进动力控制技术, 放飞、定点和回收控制技术, 温度控制技术等. 飞艇的控制具有不同于通常飞机和航天器的特点和难度: 柔性体、大尺度、惯量大、机动性差、响应缓慢、时滞效应显著; 从放飞到回收, 外界环境参数变化较大; 为适应外界环境温度变化和保持外形, 需要经常充气、放气, 质量和质心位置变动较大; 舵面气动力较小, 要通过囊体压力调节, 改变浮力、控制质心相对于浮心的位置, 调整飞艇的角度和姿态; 因此, 控制系统的参数选取、建模、分析和部件设计与运行都不是一件简单的事情.

(4) 总体设计与优化技术. 综合考虑气动性能、结构重量、运行稳定性、机动性、可操纵性、抗风性能以及太阳能电池板和动力/推进系统布局等, 通过多学科、多目标优化方法, 获得最佳总体设计结果.

5.2 高空长航时无人机的关键技术 [1,12,19,48,49]

(1) 以提高升阻比和操稳特性为核心的空气动力学

包括先进气动布局、增升减阻措施、边界层流

动控制、大攻角气动力、舵面铰链力矩和控制效率、动稳定导数计算等. 由于无人飞行器雷诺数比较低, 一般在 10^5 左右, 出现许多与常规飞机高雷诺数流动显著不同的特征, 因此要研究低雷诺数空气动力学问题.

(2) 超轻质, 高强韧材料与结构设计

减重是提高无人飞行器性能的关键问题之一, 为此要发展超轻质、多功能材料以及新型结构形式和多学科优化设计理论和方法; 研究超轻质材料特性及其力学行为, 仿生材料结构和设计的新概念和新理论. 结构柔性变大, 固有振动频率显著降低, 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.

(3) 低速推进高效能源动力系统和能量管理

高效低速螺旋桨设计技术, 包括最基础的叶型问题; 各类发动机 (活塞、涡桨、涡扇发动机等) 的推重比、油耗、增压及长时间稳定工作问题; 提高储能电池的比能量和太阳能电池的转换效率; 高效储能问题; 高能燃料电池等高效新能源的开发、利用和机载能源管理问题.

无人机在 18000 m 以上高度飞行时, 由于空气密度减小, 外部空气对发动机的冷却能力大大减小. 发电机、航空电子系统、通信系统和其它载荷也需要冷却, 通常的解决方法是: (1) 液冷 (使用液体燃料或者液态空气) 或 (2) 给航空电子系统和载荷舱增压, 使它们工作在低海拔工作状态下.

(4) 可靠性和自主控制

对于高空长航时无人机, 可靠性是非常重要的. 动力系统在决定无人机任务和总体可靠性上是最关键的. 高空长航时任务需要无人机自主飞行控制. 因此发展多余度航电系统以及相关软件是必须的. 软件必须有自主识别能力, 在组件或系统失效时提供反馈而不需人为干涉. 在飞行的关键阶段——起飞着陆阶段能够自动控制是必须的.

(5) 高性能、微小型、低功耗任务载荷研制

除导航控制系统, 如 GPS、主控板、磁航向仪、舵机等执行机构外, 还包括各类光电、红外、SAR, 生化物质传感器, 数据采集/处理/传输系统, 通信中继、各类电子干扰装置, 机上电源, 其重量应控制在总重量的 30% 以下, 否则将给设计带来很大困难. 目前国内元器件和设备重量、性能指标还不能达到要求, 这方面的矛盾是非常突出的.

5.3 太阳能飞机的关键技术 [2~4,54~56]

除一般无人机必须考虑的: 低 Re 数、高升阻

比气动布局,低翼载飞行器稳定性和操纵性,轻质高强韧材料、结构一体化技术,小型轻质任务载荷等问题以外,有两个突出的问题分别是:太阳能电池及高效燃料电池技术及柔性结构的气动弹性问题。

太阳能电池是将太阳光能直接转换成电能的一种器件。自 20 世纪 50 年代,世界上第一块实用的硅太阳能电池问世以来,太阳能电池研制工作进展非常迅速。1958 年,太阳能电池首次应用于空间,装备在美国先锋 1 号卫星上。1975 年,美国科学家研制出第一块非晶硅太阳能电池;20 世纪 80 年代初,太阳能电池开始规模化生产。目前,单晶硅和多晶硅太阳能电池的转换效率均已达到或超过了 20%;非晶硅单结薄膜太阳能电池的光电转换效率也超过了 10%。到 21 世纪初,化合物薄膜的铜铟镓硒和碲化镉太阳能电池的转换效率可以达到 16%~18%。在各种类型的太阳能电池中,晶体硅太阳能电池仍然占据着较大份额,其生产技术已趋成熟,但由于高纯晶体硅生产能力和成本方面的因素,其发展受到一定制约。低成本、大面积化的薄膜太阳能电池的研发,引起人们的高度关注,特别是非晶硅和以太阳能薄膜电池(cul in ga se², CIGS)和碲化镉为代表的化合物太阳能电池发展尤为迅速。

由于太阳能是一种低密度的能源,地面上的太阳能密度约为 1kw/m²左右,在阳光充足时,每平方米每天也只能得到不足 10kw·h 的能量。此外,太阳能受一天中早、中、晚日照变化影响很大,夜间使用需要解决储能的问题。

总之,在太阳能电池的研发与使用中,材料、结构设计、制造工艺、降低制造成本、拓宽光谱响应、提高转换效率和储能等方面,还有许多需要深入研究解决的问题。

燃料电池是一种能在一定条件下使存储在其中的 H₂、天然气和煤气(主要是 H₂)与氧化剂(空气中的 O₂)发生化学反应,把化学能转换为电能的装置。燃料电池由阳极、阴极和电解质构成。燃料在含催化剂的阳极氧化,在阴极还原,产生电能驱动负载。工作时只要保持燃料供应,就能不断工作提供电能。它不但能量转换效率高(一般都在 40%~50%)、寿命长、比功率高,而且对环境无污染。世界上许多国家都非常重视燃料电池开发。2003 年,美国政府通过了为期 5 年的氢燃料电池研究的提案,计划投入经费高达 17 亿美元。欧盟在 2005

年至 2015 年期间,计划花费 34 亿美元用于氢能源研究。近年来,由于电极材料、总体重量、制造成本等方面的原因,人们对其短期内进入实用化的可能性提出质疑,因而减缓了研制进度。

太阳能飞机为了提高飞行性能和装载能力,采用了轻质结构材料和减重设计,使结构柔性变得很大,在气动载荷作用下,很容易产生大的变形和振动,气动弹性问题非常突出,美国“太阳神”号空中解体坠毁就是一个典型的例子。

需要进一步研究解决的问题主要有:大变形非线性动力学和气动力简化模型的完善;轻质、高强韧材料、先进复合材料的气动弹性分析、剪裁和多目标优化设计,低速飞行时气动弹性系统建模、非稳定运动形态和稳定性判定、颤振抑制以及气动弹性试验等问题。

5.4 高超声速飞行器的关键技术^[58~67]

这里只重点讨论吸气式高超声速近空间飞行器的相关问题。吸气式高超音速飞行涉及许多重大关键技术问题,但从美国的发展经验看,4 个必须达到成熟化的关键性技术是:吸气式推进系统和飞行试验技术;材料、热防护系统和结构技术;飞行器的一体化设计和多学科设计优化技术;把地面试验与数字模拟相结合的分析综合技术。

在上述关键技术中,吸气式推进系统居于首位。对于各种技术目前的成熟程度美国制定了一些判别的标准。如 NASA 分为 9 级的“技术成熟性级别(technology readiness levels, TRL)”标准,见表 1。

表 1 美国国家航空航天局制定的“技术成熟性级别”标准

技术阶段		TRL 值
检验/批准阶段	实现阶段	9
		8
		7
开发阶段	演示阶段	6
		5
		4
		3
证明可行性阶段	基础研究阶段	2
		1

利用这些标准可以对各技术领域美国的目前发展状况作出一些初步的判断,见表 2。

表 2 高速/高超声速飞行技术支撑领域主要技术状态

主要技术领域	技术组成	成熟性级别
空气助燃式推进	超燃冲压发动机燃烧室	2.5(4~6)
	燃料喷注器/火焰稳定器	2.5(4~6)
	流动通道一体化设计——烃类燃料	3(5)
	——氢燃料	2.5(4~5)
	发动机控制系统	2.5(4~6)
	推进系统/机体的一体化设计	2.5(3~)
发动机材料	金属型燃烧室壁板	3(3~7)
	有冷却的陶瓷基复合材料燃烧室壁板	1.5(2~4)
	整流罩唇部	2.5(3~6)
	燃料喷注器	2.5(4~6)
	密封件	2(3~4)
	传感器	2.5(3~5)
机身材料	铝合金超低温推进剂储箱	2.5(3~5)
	石墨-环氧复合材料超低温储箱	1.5(3~4)
	机身前缘	3(4~6)
	热防护系统	2.5(3~6)
	结构材料	3(3~6)
一体化设计和多学科优化	参数化几何学	3(4~5)
	自动化数据传递技术	3(4~5)
	自动化网格生成技术	2.5(2~5)
	完备的优化技术	2(3~4)
	网格计算技术	3.5(5)
	不确定性管理技术	1.5(2~3)
	高速/高超声速高保真度计算代码程序	1.5(1~5)
地面试验/数值计算 综合技术	高焓地面试验设备	3(5~6)
	光学诊断技术	2.5(5~6)
	大涡模拟计算方法	2(4)
	热化学模型	2(4~5)

注:对于当前的成熟性水平,同时使用了两种评级方法,一种是数字 1~5 的分级方法,另一种是 NASA 的数字 1~9 的 TRL 值(括号内数字)。

从表 2 可以看出:对于美国的具体情况,几项关键技术:空气助燃式推进技术、发动机材料、机身材料、一体化飞行器设计技术和多学科设计优化工具、综合的地面试验技术和数字分析技术,其技术成熟程度大体处于 TRL 4~6 级水平(开发后期和演示验证阶段)部分尚处在 2~3,技术上还不成熟。

以超燃冲压发动机为动力的高超声速飞行器研制面临一系列技术上的难题。美国(包括俄罗斯等国家)为此付出了近半个世纪的艰苦努力,制定了多个不断变化的发展计划,几经起伏,最终探索出一条比较实际的、循序发展的道路。发展高科技工程必须要有基础研究的积累,在关键技术问题上取得突破,否则,可能导致失败的后果。

当前应当抓紧进行的主要研究和关键技术攻关工作包括:

(1) 高温气体动力学^[60,64,68~79]

高温真实气体效应是高超声速飞行器研制中必须考虑的一个重要问题。对于高温气体非平衡流动问题,已进行了大量的研究。对高温气流中化学反应速率的知识不足,特别是在振动自由度激发、分子离解、表面化学反应等各种因素耦合在一起的情况下,更是知之甚少。目前存在的主要问题是:高温气体热力学特性和化学反应速率常数以及化学反应模型的选取,还有一定的不确定性,这将导致头部激波脱体距离、物面边界层速度剖面、密度剖面和物面热流等重要参数预示上的偏差。

美国人在总结 X-43A 经验时曾提出要重点研究高超声速对下列问题的影响:边界层从层流转变为湍流的转捩问题,湍流边界层的流动和剪切层的流动,激波与边界层之间的相互作用,燃料喷

注入气流、燃料与空气的混合、燃料与空气之间的化学反应,机身与推进系统一体化设计的飞行器性能和可运行范围。

对于上述这些问题的研究,都应当充分利用和发挥现代光学诊断技术和高速数值计算技术所具有的优势。

地面模拟试验设施. 目前在美国仅仅存在为数不多的几个可用于高超音速飞行研究的高焓试验设施,而且这些设施在试验范围上都受到种种限制. 各类脉冲型风洞的最高焓值范围可以高达对应马赫数 20 的飞行速度,但都是短持续时间(1~10 ms)的试验设施. 试验时间可以相对较长的一些设施,都是污浊(不清洁)空气的风洞,在这些风洞的自由气流内含有燃烧产物,而且它们的最高焓值范围仅限于对应马赫数 8 以下的飞行速度. 与高焓值状态相伴随出现的一些新的流动变量,例如分子振动自由度的激发、各种分子和离子的浓度等,都可以用现代光学诊断技术进行测量,但目前这些技术仅仅在极有限的情况下,在高焓值的地面试验设施上得到应用. 能够提供更长试验时间(即从几毫秒提高到几秒量级)的高焓地面试验设施和能够提供更高诊断能力的地面试验设施都是必不可少的. 为了能够满足高超音速飞行系统研制开发所提出的要求,可能还需要建设新的地面试验设施。

(2) 超燃基础和新概念推进研究^[80~86]

在能够促使吸气式高超音速飞行实现的各种关键技术中,推进技术占据首要的位置. 对于超燃冲压发动机的研制来说,存在着许多具有挑战性的技术难题,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 的情况下)超燃冲压发动机内部流动,燃烧稳定性与过程优化,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;研究新的发动机技术,以及验证飞行速度大于马赫数 8 情况下的发动机性能;研究发动机/飞行器一体化设计方法(包括进气道/发动机/尾喷管组合;综合气动力与防热一体化;高升阻比与操稳特性的协调;气动特性与结构完整性设计;气动外形与有效载荷容积要求;多学科多目标(multidisciplinary design optimization, MDO)总体优化等.),实现可实际运行的、具有高性能的一体化设计的飞行器方案;如何从低速推进模式转变成高速推进模式的问题,特别是在采用可变几何形状的发动机的情况下,如何实现工况转换的问题。

1991 年~1998 年间,俄罗斯分别与法国,美国,德国等合作进行了超燃冲压发动机的验证性飞行实验. 提出了一系列关键问题. 从美俄的经验教训来看,这些基础性的问题不解决,超燃发动机的研制是不会取得成功的,因此在这方面还需下很大功夫。

各种组合式和新概念动力装置研究. 现有的动力装置,不论是火箭或超燃冲压发动机,对于在 40~70 km 高度,持续、机动飞行的高超声速飞行器都是不理想的. 要积极探索各种组合式和新型动力装置(如:脉冲爆轰驱动、激光/等离子推进、核动力推进等)研究其作用原理和实用化问题在这方面如能取得突破,将为未来自主创新和跨越发展争取到主动。

(3) 新型防热、隔热原理、材料与结构^[72,87~97]

现有飞行器热防护系统大都是针对战略弹头的,特点是:简单外形、短时间、很高的加热率. 采用的主要办法是烧蚀热防护. 新一代空天飞行器热防护问题具有不同的特点:复杂的升力体外形、中低热流和长时间加热. 为了获得良好的气动特性,一般需采用保持飞行器外形不变的非烧蚀热防护技术,还要解决长时间持续飞行的内部隔热问题. 已经建立的宏观热防护理论已不能满足要求,要发展新的热流预示方法;非烧蚀热防护技术;防热结构的一体化设计技术;结构在力/热综合作用下的动态响应特性和破坏机制等. 各种防热、隔热原理,包括:被动式(热沉、隔热、表面辐射)、半被动式(热管传导+辐射)和主动式(发汗、冷却膜、冷气流对流),都是值得深入探讨的问题。

在发动机防热材料技术方面焦点集中在:采用主动式冷却方式的燃烧室壁板材料,以及超低温推进剂贮箱的材料. 需要更加坚固耐用的被动式冷却的或者主动式冷却的(即需要使用冷却剂进行冷却的)热防护系统;燃烧室部分必须采用主动式冷却方式. 虽然到目前为止已经对许多种不同的热防护系统的候选设计方案进行了广泛的试验研究,但是还没有找到一个可以完全满足多种运行要求的解决办法。

(4) 变参数、快速响应、强鲁棒性、高效控制系统设计^[12,98~100]

近空间飞行器为了追求高的升阻比和优异的机动性能,一般外形都比较复杂,飞行过程中速度和空域变化范围也很大. 飞行器在不同速度下,自身的气动特性(升阻比、稳定性和操纵性)也会发

生很大变化,这就为飞行控制增加了新的困难.高机动性要求快速响应的控制系统和大的控制力作用,以产生大过载.

近空间飞行器控制问题研究的重点是,面对飞行器所具有的多变量、时变参数、强鲁棒性、高度非线性、纵横向交叉耦合、气动弹性效应显著等挑战性难题,研究系统的动力学建模、控制律设计及稳定性分析方法,尤其是长时间巡航飞行,严酷力、热载荷环境下的伺服机构的设计问题以及高机动状态下的精确控制问题等.

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,因此要借助于喷流反作用控制 (reaction jet control system, RCS) 和推力矢量控制 (美国的 X-31 验证机、F-22 和俄罗斯的 Su-37 上都采用了这一先进技术). 多个喷流反作用控制单元与气动操纵面以及推力矢量 (甚至包括调整质心位置等其他方法) 相结合形成的复合控制系统,成为对近空间飞行器实施有效控制的重要手段.

俄罗斯首次在 R-73 先进红外格斗近距空空导弹上应用推力矢量与气动力综合的复合控制技术.在尾喷口四周加装 4 片偏转舵面实现推力矢量控制,并与空气动力控制相结合,使导弹的控制通道由传统的双通道控制变为 5 通道控制,即 2 个喷流偏转舵控制通道、2 个空气动力舵面控制通道和 1 个副翼控制通道,从而使导弹在主动段上的最大机动过载达到 60g. 证明了这种方法的有效性.

复合控制系统涉及大量的关键技术问题,如:复合控制系统工作模式优化设计与仿真建模,控制发动机点火逻辑与控制周期的设计,侧向喷流直接力作用和喷流与主流场的气动干扰效应建模与分析计算,控制系统工作频率与舵系统带宽与弹性弹体频率的匹配,复合控制系统的风洞与地面模拟试验等.

(5) 高超声速飞行器的空气弹性问题^[101~108]

现代高超声速飞行器有着比较宽阔的飞行包线,飞行高度和 Ma 数的变化范围很大,为了增加机动航程,多采取复杂的高升阻比构形.由于对结构重量有着严格的限制,因此大量使用超轻质、高强度材料,使机/弹体柔性程度加大.高速飞行时气动加热现象非常突出,控制系统的作用也日益重要,这些因素所造成的高超声速空气弹性问题与传统的亚、跨、超声速相比,不管是在研究、试验或理论计算分析方法上都有很大不同.“空气/伺服/热弹性”耦合因素变得非常显著,高超声速空

气弹性成为不可忽略的重要研究课题,相关技术尚未成熟.

根据国内外工程实践经验,需要开展研究的高超声速空气弹性问题主要有: (1) 壁板颤振, (2) 高超声速翼面/舵面气动弹性特性, (3) 热气动弹性现象, (4) 全机颤振, (5) 弹性-推进系统耦合现象, (6) 弹性-飞行控制耦合问题, (7) 自由分子流气动弹性特性等. 具体研究内容包括: 高速飞行气动加热,热响应、热变形、热模态、热气动弹性的分析预测,运动和弹性振动引发的气动非阻尼效应; 快速变化飞行环境的气动弹性系统建模和动力学特性分析; 复杂升力体外型的抖振与随机激励响应; 气动伺服弹性系统建模、分析、综合和系统优化问题等.

(6) 多学科设计优化

高超音速飞行器必将是由几个高度一体化设计的系统组成的,需要进行多学科设计优化处理,以便获得能够满足所有设计约束条件的、坚实可靠的飞行器设计方案. 飞行器的形状将决定飞行器下列的诸多特性: 飞行器的结构形式; 与机身一体化设计的热防护系统的类型和其所用的材料; 飞行控制系统; 飞行力学特性和飞行轨迹等. 反过来,飞行器的飞行轨迹又会决定飞行器所受到的气动加热、载荷,影响到飞行器的气动弹性力学特性、飞行器的性能和飞行器的重量. 气动和隐身也是相互交叉耦合的. 为了进行多学科设计优化所必不可少的几种能力,目前还都处于不成熟的状态.

(7) 智能变形飞行器技术^[109~113]

近空间飞行器从地面或运载平台上起飞,穿越大气层飞行,执行各种任务使命,其飞行环境 (高度、飞行马赫数等) 变化很大; 固定外形的飞行器很难适应如此广泛的环境参数变化,始终保持优良的使用性能. 因此要采用智能变形飞行器技术 (morphing aircraft technology, MAT). 随着空气动力、智能材料和控制技术的发展,这种设想正逐步变成现实.

智能变形包括两层含义: 对变形进行智能控制和以智能材料与结构为基础实现变形. 需要重点解决的关键技术问题有: 可变形飞行器气动性能预测和气动布局研究,可变形飞行器总体与设计优化,变形过程及变形前后的飞行稳定性与操纵特性,可变形飞行器的飞行控制技术,智能材料与结构的应用技术.

(8) 地面试验与数模拟综合技术^[12,58,59,62,63,71]

把地面试验与数值模拟和理论分析综合在一起的技术,是另一个必须达到成熟化的、具有关键性意义的、能够使得高超音速飞行技术得以实现的技术领域.当飞行马赫数从 3 增大到 8 或者 8 以上时,在一个飞行器的研制开发计划中必须得到模拟的参数数目,会随着马赫数的增大而大幅度地增加.

利用高速计算机进行的数值计算技术,尽管在许多针对低马赫数流动的应用中取得了很大的成功,但是,在高超声速情况下,数值计算技术在目前仍然主要被用作地面试验的补充手段,以它来弥补试验设施方面存在的种种限制.

通过把高超音速高焓试验设施的试验技术和数值模拟技术两者平衡地结合在一起的手段,就可以很好地确定风洞自由流的特性状态,而且能够发现和研究清楚一些新的和重要的效应,这些成果将有助于飞行器设计工具的研发工作.

6 结束语

近空间飞行器是应对未来战争、突破导弹防御系统、能对敌方构成现实威慑力量的重要武器系统,也是发展未来跨大气层飞行和天地往返,实现极高速远程交通,做到“全球即时到达”的可能途径,具有极其重要的军事和民用价值.近空间飞行器研发面临着一系列的关键技术难题,我们在这方面的技术储备和研究基础以及研制条件和能力还比较差.

我们应当从美国和其它国家的曲折发展道路和不断遭遇的种种困难中,认真总结经验、吸取教训,结合中国具体情况,统筹国家空天技术发展,并把它列为国家优先发展的地位;对现有技术能力和发展潜力,做出全面、切实的评估,制订符合中国国情的发展近空间飞行器的正确道路.明确目标、凝聚重点、合理组织和利用国内的资源,高度重视、增大投入、统筹规划、协调发展、特别要加强基础研究,这样就有可能在比较短的时间取得显著进展.

参 考 文 献

- 崔尔杰. 近空间飞行器——关键技术问题与发展建议. 见: 临近空间飞行器的发展趋势和重大基础科学问题研讨会文集, 北京, 2006 年 4 月 17—18 日
- 北京航空航天大学. 2006 年中国浮空器学术年会论文集. 合肥, 2006 年 10 月
- 中国科学院光电研究院气球中心. 2007 年中国浮空器大会论文集. 北京: 航空工业出版社, 2007 年 10 月
- 中国航天科技集团 068 基地. 2008 年中国浮空器大会论文集. 长沙, 2008 年 11 月
- 曹秀云. 近空间飞行器成为各国近期研究的热点(上). 中国航天, 2006, 6: 32~35
- 曹秀云. 近空间飞行器成为各国近期研究的热点(下). 中国航天, 2006, 7: 30~32
- 姚伟, 李勇, 王文隽等. 美国平流层飞艇发展计划和研制进展. 航天器工程, 2008, 17(2): 69~75
- Hampton Stephens. Near-Space. *Air Force Magazine*, 2005, 88(7): 36~40
- 佟舟. 美国空军关注临近空间作战. 国际航空, 2006, 5: 60~62
- 陈有容. 全面透视美军“施里弗-3”太空战模拟演习. http://news.xinhuanet.com/mil/2005-02/23/content_2606978.htm, [2009-11-3]
- 段锋. 临近空间飞行器现状与发展. 航空科学技术, 2007, 6: 22~25
- 崔尔杰. 近空间飞行器研究的新进展. 见: 国家自然科学基金重大研究计划 2007 年学术交流会报告文集, 北京, 2008
- US Department of Transport Federal Aviation Administration. FAA-P-8110-2 Airship Design Criteria, 1987
- 中国民用航空总局. AC-21-09 飞艇适航标准, 1997
- Griffin D K, Giorgio P. Feasibility study of geostationary stratospheric light-than-air platform. *Fluids* 2000, Denver, 2000
- Eward C Robinson et al. Models of the near space geophysical environment. PL-TR-97-2089 Environmental Research Paper No.1207, 1997
- Palmen E, Newton C W. Atmospheric Circulation System: Their Structure and Physical Interpretation. New York: Academic Press, 1969
- 中国航空信息网. 美国军用无人飞艇的发展与应用. <http://mil.news.sohu.com/20070924/n252321442.shtml>, [2009-11-3]
- 吕庆风. 美国无人机路线图的启示. 航空制造技术, 2006, 12: 38~43
- 甘晓华, 郭颖. 飞艇技术概论. 北京: 国防工业出版社, 2005
- 库利 G A, 吉勒特, J D. 飞艇技术. 王生译. 北京: 科学出版社, 2008
- Netherclift O J. Airships Yesterday and Tomorrow. England: The Air-Ship Association Ltd., 1993
- Colozza A J. Initial feasibility assessment of a high altitude long endurance airship. NASA CR-2003-212724, 2003
- 童志鹏. 平流层信息平台. 科技导报, 1999, 3: 8~10
- 王明建, 黄新生. 平流层飞艇平台的发展及关键技术分析. 兵工自动化, 2007, 26(8): 58~60
- 李智斌, 李果, 李勇. 近空间浮空飞艇飞行控制研究现状及问题. 控制工程, 2006, 5: 11~19
- Toshitaka T, Takashi A. Effects of meteorological condition on the operation of a stratospheric platform. In: The 3rd

- Stratospheric Platform System Workshop. Tokyo Japan, 2001
- 28 Munk M M. Aerodynamics of airships. NACA-TR-184, 1936
- 29 Thompson J. Design of small airship. AIAA Paper 85-0827, 1985
- 30 Onda M. Design and application of a stratospheric long-endurance LTA platform. AIAA Paper 2001-5266, 2001
- 31 Lambert D E. Development architectures for high altitude airship. AIAA Paper 2003-6781, 2003
- 32 Colozza A, Dolce J L. High altitude long endurance airships for coastal surveillance. NASA- TM-2005-213427, 2005
- 33 Elfes A, Bueno S S, Bergerman M, et al. A semi-autonomous robotic airship for environmental monitoring missions. In: Proc. IEEE Conf. Robotics & Automation. Leuven, Belgium, 1998
- 34 Sasa S S. Stratospheric platform program in Japan and ground-to-stratosphere flight test. In: 9th UAVNet Meeting. Amsterdam, 2004
- 35 Kim D M, Lee Y G. Korea stratospheric airship program and current results. AIAA Paper 2003-6782, 2003
- 36 Nayler A. Airship activity and development world-wide-2003. AIAA Paper 2003-6727, 2003
- 37 Kanikdale T, Marathe A, Pant R. Multi-disciplinary optimization of airship envelope shape. AIAA Paper 2004-4411, 2004
- 38 欧阳晋, 屈卫东, 席裕庚. 平流层验证飞艇的建模与分析. 上海交通大学学报, 2003, 37(6): 956~960
- 39 王海峰, 宋笔锋, 王海平. 高空飞艇定点控制关键技术及解决途径. 飞行力学, 2005, 23(4): 5~8
- 40 欧阳晋, 屈卫东, 席裕庚. 平流层平台的发展及其自主控制关键技术. 工业仪表与自动化装置, 2004, 1: 64~67
- 41 李智斌, 张芸香, 倪茂林. 平流层飞艇控制与推进技术. 航天控制, 2007, 25(1): 21~25
- 42 Lutz T, Wagner S. Drag reduction and shape optimization of airship bodies. *Journal of Aircraft*, 1998, 35(3): 345~351
- 43 Gomes V B S, Ramos G J J. Airship dynamic modeling for autonomous operation. In: Proc. IEEE Conf. Robotics & Automation. Leuven: IEEE, 1998. 3462-3467
- 44 Mueller J B, Paluszek M A. Development of an aerodynamic model and control law design for a high altitude airship flights. AIAA Paper 2004-6479, 2004
- 45 Schmidt D K. Dynamic modeling of control and station-keeping guidance of a large high altitude near space airship. AIAA Paper 2006-6781, 2006
- 46 Li Y W, Nabon M. Modeling and simulation of airship dynamics. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2007, 30(6) : 1691~1700
- 47 Bessert N, Frederich O. Nonlinear airship aeroelasticity. *Journal of Fluid and Structures*, 2005, 21: 731~742
- 48 计秀敏. 无人机的发展趋势及其关键技术. <http://www.dsti.net/News/12316.htm>. 2002-11-18
- 49 胡晓煜. 国外高空长航时无人机动力技术的发展. 燃气涡轮试验与研究. 2006, 19(4): 56~60
- 50 龚天宁. 无人机的过去、现在和将来. <http://mil.fjii.com/2007-03-12/30971.htm>. 2007-03-12
- 51 爱问知识人网. 美国捕食者无人机、全球鹰无人机有何特点优点? <http://iask.sina.com.cn/b/8589471.html?from=relate>. 2007-03-24
- 52 中国航空工业发展研究中心. 美国无人机研制近况. <http://www.dsti.net/News/5518.htm>. 2009-08-18
- 53 中国航空信息网. 美国无人机系统开发的最新进展. http://military.china.com/zh_cn/critical/25/20051105/12821121_2.html. 2005-11-05
- 54 Boucher R J. Sunrise, the world's first solar powered airship. *Journal of Aircraft*, 1985, 22(10): 840~846
- 55 Colella N J, Wenneker G S. Pathfinder and the development of solar rechargeable aircraft. https://www.llnl.gov/etr/pdfs/07_94.1.pdf. 1994-07
- 56 Thomas E. Noll et al. Investigation of the helios prototype aircraft mishap. NASA Langley Research Center. Jan 2004
- 57 中国国防科技信息中心. 美军开始实施“兵力运用与从本土发射”计划. <http://www.cetin.net.cn/cetin2/servlet/cetin/action/HtmlDocumentAction?baseid=1&docno=203621>. 2003-01-21
- 58 Hunt J L, Laruelle G, Wagner A. Systems challenges for hypersonic vehicles. In: Future Aerospace Technology in the Service of the Alliance. AGARD-CP-6000, 1997
- 59 Walker S H, Sherk C J. The DARPA/AF falcon program: the hypersonic technology vehicle #2(HTV2)flight demonstration phase. AIAA Paper 2008-2539, 2008
- 60 Houchin R F. The hypersonic revolution, case studies in the history of hypersonic technology, vol. II: from scramjet to the national aerospace plane. In: Hallion R ed. Ohio: Aeronautical Systems Division, Wright-Patterson Air Force Base, 1987
- 61 Moses P L, et al. NASA hypersonic flight demonstrators—overview, status, and future plans. *Acta Astronautica*, 2004, 55(3~4): 619~630
- 62 Laurie A Marshall et al. Overview with results and lessons learned of the X-43A mach 10 flight. AIAA Paper 2005-3336, 2005
- 63 温杰. X-51 验证机. 兵器知识, 2007, 3: 46~53
- 64 Morelli E A, Derry S D, Smith M S. Aerodynamic parameter estimation for X-43A from flight data. AIAA Paper 2005-5927, 2005
- 65 Orton G F, Scuderi L F, Sanger P W, et al. Hypersonic aircraft and transatmospheric vehicles. In: Noor A K, Venneri S L, eds. Future Aeronautical and Space Systems. Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1997
- 66 Blankson I M. Air-breathing hypersonic waveriders: a survey of research needs. In: Anderson JD, Lewis MJ, Corda

- J, et al, eds. Proceedings of the First International Waverider Symposium, University of Maryland, College Park, MD, October 1990
- 67 Orton G F, Scuderi L F. A hypersonic cruiser concept for the 21st century. SAE Paper 985525, September 1998
- 68 Tsien H S. Similarity laws of hypersonic flows. *J Math Phys*, 1946, 25: 24-51
- 69 Lees L. Hypersonic flow. In: Proceedings of the Fifth International Aeronautical Conference. Los Angeles. Institute of the Aeronautical Sciences, New York, 1955. 241~276
- 70 AGARD Fluid Dynamics Panel. Aerodynamics of hypersonic lifting vehicles. AGARD-CP-428, Bristol, 1987
- 71 Bertin J J, Cummings R M. Fifty years of hypersonics: where we've been, where we're going. *Progress in Aerospace Sciences*, 2003, 39(6-7): 511~536
- 72 Bertin J J. Hypersonic Aerothermodynamics. Washington DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1994
- 73 Hirschel E H. Viscous effects. Space Course. Germany: Aachen, February 1991. 12-1~12-35
- 74 Bertin J J, Graumann B W, Goodrich W D. High velocity and real-gas effects on weak two-dimensional shock interaction patterns. *J Space Rockets*. 1975, 12(3): 155~161
- 75 Gazley C. Boundary-layer stability and transition in subsonic and supersonic flow. *Journal of Aeronautical Sciences*, 1953, 20: 19~28
- 76 Reshotko E. Boundary-layer stability and transition. *Annu Rev Fluid Mech*, 1976, 8: 311~49
- 77 Beckwith I E, Bertram M H. A survey of NASA Langley studies on high-speed transition and the quiet tunnel. NASA TM X-2566, July 1972
- 78 Bouslog S A, An M Y, Hartmann L N, et al. Review of boundary layer transition flight data on the space shuttle orbiter. AIAA Paper 91-0741, 1991
- 79 Bertin J J, Graumann B W, Goodrich W D. Aerothermodynamic aspects of shock-interference patterns for shuttle during entry. *J Spacecraft & Rockets*, 1973, 10(9): 545~546
- 80 McClinton C R, Volland R T, Holland S D, et al. Wind-tunnel testing, flight scaling and flight validation with Hyper-X. AIAA Paper 98-2866, 1998
- 81 Engelund W C. Hyper-X aerodynamics: the X-43A airframe-integrated scramjet propulsion flight-test experiments. *J Spacecraft & Rockets*, 2001, 38(6): 801~802
- 82 Billig F S. Propulsion systems from takeoff to high-speed flight. In: Murthy S N B, Curran E T, eds. High-speed flight. Propulsion Systems. Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1991
- 83 Thomas J L, Dwoyer D L, Kumar A. Computational fluid dynamics for hypersonic airbreathing aircraft. In: Desideri J A, Glowinski R, Periaux J, eds. Hypersonic Flows for Reentry Problems, vol. I. Berlin: Springer, 1991
- 84 Curran E T, Heiser W H, Pratt D T. Fluid phenomena in scramjet combustion systems. *Annu Rev Fluid Mech*, 1996, 28: 323~360
- 85 Gregory T J, Petersen R H, Wyss J A. Performance tradeoffs and research problems for hypersonic transports. *Journal of Aircraft*, 1965, 2(4): 266~271
- 86 Bogar T J, Alberico J F, Johnson D B, et al. Dual-fuel lifting body configuration development. AIAA Paper 96-4592, 1996
- 87 Curry D M. Thermal protection systems manned spacecraft flight experience. In: Current Technology for Thermal Protection Systems. NASA CP-3157, 1992
- 88 Kelly H N, Blosser M L. Active cooling from the sixties to NASP. In: Current Technology for Thermal Protection Systems. NASA CP-3157, 1992
- 89 Goldstein H. Reusable thermal protection system development—a prospective. In: Current Technology for Thermal Protection Systems, NASA CP-3157, 1992
- 90 Fahrenholtz W G, Hilmas G E. NSF-AFOSR joint workshop on future ultra-high temperature materials. NSF Report DMR-0403004, 2004
- 91 Upadhyaya K, Yang J M, Hoffmann W P. Materials for ultra-high temperature structural applications. American Ceramic Society Bulletin, 1997, 76 (12): 51~56
- 92 Levine S R, Opila E J, Halbig M C, et al. Evaluation of ultra-high-temperature ceramics for aeropropulsion use. *Journal of the European Ceramic Society*, 2002, 22(14, 15): 2757~2767
- 93 Blosser M L. Investigation of fundamental modeling and thermal performance issues for a metallic thermal protection system design. AIAA Paper 2002-0503, 2002
- 94 Daryabeigi K. Effective thermal conductivity of high temperature insulations for reusable launch vehicles. NASA/TM-1999-208972, 1999
- 95 Daryabeigi K. Thermal analysis and design of multi-layer insulation for re-entry aerodynamic heating. AIAA Paper 2001-2834, 2001
- 96 Reddy J N, Chin C D. Thermomechanical analysis of functionally graded cylinders and plates. *Journal of Thermal Stresses*, 1998, 21(6): 593~626
- 97 中国力学学会. 庆祝中国力学学会成立 50 周年大会暨中国力学学会学术大会论文集. 北京, 2007
- 98 Margason R J. Fifty years of jet in cross flow research. AGARD-CP-534, 1993. 1~41
- 99 Kennedy K, Walker B, Mikelsen C. Jet interaction effect on a missile with aerodynamic control surface. AIAA Paper 99-0807, 1999
- 100 Brandeis J, Gill J, Brandeis J, et al., Experimental investigation of super and hypersonic jet interaction on configurations with lifting surface. AIAA Paper 97-3723, 1997
- 101 崔尔杰, 李潜, 刘子强. 高速飞行器空气弹性力学——几个值得关注的新热点. 见: 第九届全国空气弹性学术交流会邀请报告, 成都, 2005 年 8 月
- 102 McNamara J J, Friedmann P P, Powell K G, et al., Three-dimensional aeroelastic and aerothermoelastic behavior in hypersonic flow. AIAA Paper 2005-2175, 2005

- 103 Spain C, Zeiler T A, Bullock E, et al. A flutter investigation of all-moveable NASP-like wings at hypersonic speeds. AIAA Paper 93-1315, 1993
- 104 Mei C, Abdel-Modagaly K, Chen R, Review of nonlinear pannel flutter at supersonic and hypersonic speeds. *Applied Mechanics Review*, 1999, 52(10): 321~332
- 105 COLE S R, et al. Supersonic Aeroelastic instability results for a NASP-like wing model, AIAA Paper 93-1369-CP, 1993
- 106 McNamara J J, Friedmann P P, et al. Aeroelastic and aerothermoelastic vehicle Behavior in hypersonic flow, AIAA Paper 2005-3305, 2005
- 107 Heeg Jennifer, Zeiler Thomas A, Pototzky, et al. Aerothermoelastic analysis of a NASP demonstrator model, AIAA Paper 93-1366-CP, 1993
- 108 Guruswamy G P, Navier-Stokes computations on swept-tapered wings, including flexibility. *Journal of Aircraft*, 1992, 29(4): 588~597
- 109 崔尔杰, 杨基明, 白鹏. 智能变形飞行器的发展道路. *航空制造技术*, 2007, 8: 38~41
- 110 Kudva N. Overview of the DARPA smart wing project. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2004, 15(4): 261~268
- 111 Rodriguez A R. Morphing Aircraft Technology Survey. AIAA Paper 2007-1258, 2007
- 112 McGowan A R, et al., Recent results from NASA's morphing project. In: 9th International Symposium on Smart Structure and Materials, San Diego, California, 2002. SPIE Paper No.4698-11, 2002
- 113 Cooper J E. Smart aircraft morphing technologies. In: Eurocores S3T Kick-off Meeting, Strasbourg, Sept 2006

RESEARCH STATUTES, DEVELOPMENT TRENDS AND KEY TECHNICAL PROBLEMS OF NEAR SPACE FLYING VEHICLES

CUI Erjie[†]

China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China

Abstract A brief summary is given in this paper on the research status and new developments of near space flying vehicles. Some key technical problems in both low speed and high speed cases are discussed, followed by a brief description of future development trends.

Keywords near space, flying vehicles, status and development, key technical problem

[†] E-mail: ejcui@httx.com.cn