

组合动力技术的未来应用

张旭辉

中国运载火箭技术研究院, 北京 100076

摘要 组合动力将两种或以上单一类型的动力有机结合, 结构相互融合, 功能相互补充, 大大拓展了飞行包线、提高飞行效率, 在临近空间高速飞行器、重复使用航天运输系统等领域具有重要应用。介绍了组合动力基本分类及工作原理, 综述了组合动力技术在临近空间高速飞行器、重复使用航天运输系统等领域的应用, 总结了组合动力飞行器发展趋势及主要关键技术。

关键词 组合动力; 临近空间高速飞行器; 重复使用航天运输系统

随着航天技术的不断发展, 单一类型的动力形式在满足天地往返运输系统快速、廉价、自由往返空间和临近空间高速飞行器灵活、多任务飞行等需求方面存在的差距越来越明显^[1], 发展新一代低成本、高效可重复使用的航天运输系统成为未来航天领域发展的必然趋势^[2], 对非对称制空权的争夺也驱使各国不断推进临近空间高速飞行器^[3]的研制和技术攻关。组合循环动力(以下简称“组合动力”)技术将两种或以上的动力类型有机结合, 各动力单元结构相互融合, 功能相互补充, 针对不同飞行阶段, 采取最高效的动力推进方式, 最大限度地发挥不同动力的优点, 从而大大拓展飞行器的高度-速度包线^[4]。组合动力技术应用于航天运输, 可为空天运载器提供低成本、高性能的动力系统方案; 应用于临近空间高速飞行器, 可显著拓宽飞行包线、提高机动能力^[5]。

1 组合动力分类及工作原理

组合动力技术是液体火箭发动机、涡轮发动机等技术与冲压发动机技术的有机结合。与单一类型的动力相比, 组合动力可发挥不同类型动力在各自工作范围内的技术优势, 具备工作范围宽、平均比冲高、使用灵活等特点。目前组合动力类型主要有: 火箭基组合循环动力(RBCC)、涡轮基组合循环动力(TBCC)、预冷类组合动力(SABRE)等, 其基本分类如图1所示。

1.1 火箭基组合循环动力

RBCC发动机^[6]将火箭发动机和冲压发动机有机结合在一起, 与传统的火箭发动机相比, RBCC在整个推进过程中具有较高的平均比冲, 而与冲压发动机相比, RBCC能够从零速启动且具有较大的推重比, 因而可同时满足飞行器大推力加速、高效

收稿日期: 2019-11-01; 修回日期: 2020-03-21

作者简介: 张旭辉, 研究员, 研究方向为新型飞行器总体技术、弹道与制导技术, 电子信箱: zhangxh0215@126.com

引用格式: 张旭辉. 组合动力技术的未来应用[J]. 科技导报, 2020, 38(12): 15-24; doi:10.3981/j.issn.1000-7857.2020.12.002

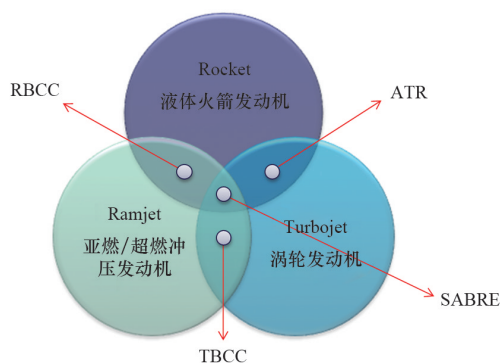


图1 组合动力基本分类

率巡航以及全空域、全速域飞行的需求。由此可见, RBCC 具有大幅提高航空航天推进系统经济性与高效性的潜在优势, 是临近空间高速飞行器以及重复使用航天运输系统的理想动力装置。

RBCC 发动机在入轨飞行过程中根据飞行马赫数的不同, 一般会经历4种工作模态(图2): 引射模态、亚燃冲压模态、超燃冲压模态及纯火箭模态。4种模态高度集成于同一流道中接替工作, 平稳转换。

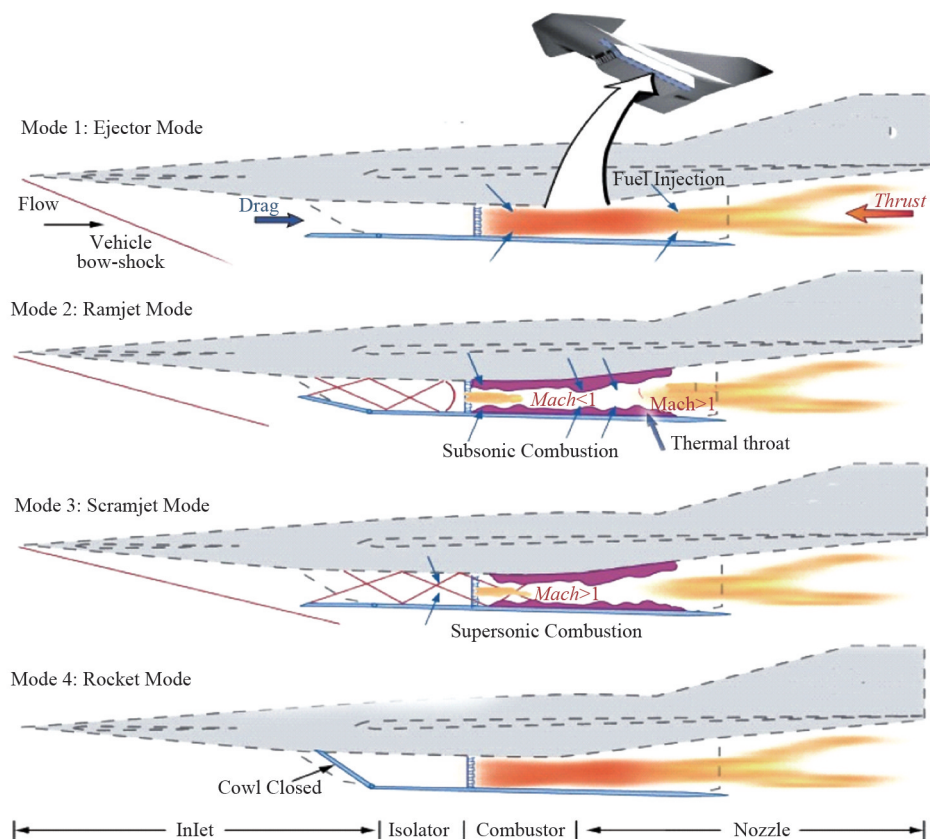


图2 RBCC发动机4种工作模态

引射模态(ejector mode), 工作马赫数范围为0~3。流道中的火箭以高室压、大流量工作产生足够的推力, 二次空气流在火箭高速射流的引射抽吸作用及来流空气的冲压作用下进入燃烧室, 并在燃烧室内与火箭射流中的富燃成分或二次燃料组织二次燃烧, 获得推力增益, 提高发动机比冲, 实现飞行器的零速起飞和加速爬升。

亚燃冲压模态(ramjet mode), 工作马赫数范围为3~6。火箭关闭或以低室压、小流量富燃状态工作作为引导火焰, 来流空气经过进气道减速增压以亚声速进入燃烧室, 在燃烧室内组织亚声速燃烧, 并在燃烧室出口处形成热力喉道, 气流在尾喷管中膨胀加速产生推力, 维持飞行器的加速。

超燃冲压模态(scramjet mode), 工作马赫数范

围为6~10。高速来流经过进气道的适当压缩后以超声速进入燃烧室,燃烧室内的燃烧过程为混合燃烧(亚声速燃烧、超声速燃烧共存)或超声速燃烧,燃料喷射位置相比以上两种工作模式靠前,燃烧组织位置也靠前,最后气流在尾喷管中膨胀加速,实现高马赫数飞行。

纯火箭模式(rocket mode),工作马赫数范围为10以上。随着飞行器逐渐飞出大气层,空气越来越稀薄,来流空气量逐渐减少并趋于零,超燃冲压方式对发动机的推力贡献越来越小甚至无法正常工作,此时关闭进气道,结束超燃冲压模式,再次启动火箭,以高室压、大流量工作完成入轨任务。

以上各工作模式的转换马赫数(3、6、10)只是

概数,具体值与飞行任务、燃料体系及RBCC发动机的构型有关。随着对RBCC研究的不断深入,对RBCC发动机的使用更加灵活多样化,不再拘泥于4种模式全部依次工作。根据不同的飞行任务和应用背景选取合适的工作模式,多种工作模式灵活组合,大大拓宽了RBCC发动机的应用范围,有利于充分发挥RBCC发动机应用灵活的优势。

1.2 涡轮基组合循环动力

TBCC发动机^[7]可以从零速起动,通过涡轮发动机和冲压发动机的组合工作,实现高速飞行,克服了涡轮发动机和冲压发动机单独工作时的工况限制。TBCC发动机从结构布局上可分为串联式和并联式,如图3所示。

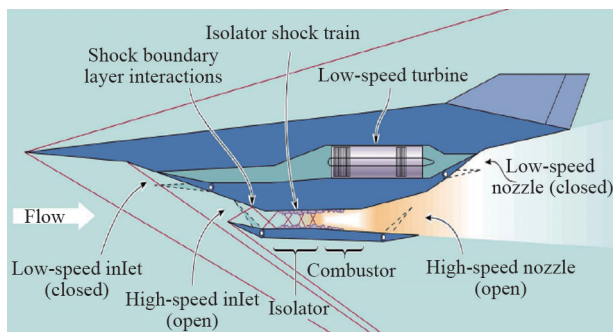
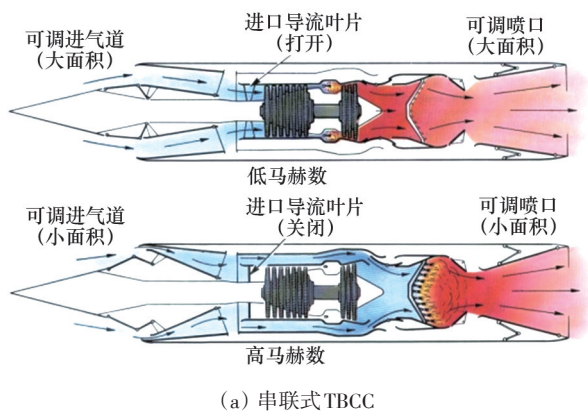


图3 TBCC发动机方案结构

串联式TBCC的冲压发动机置于涡轮发动机之后,两种发动机共用进气道、燃烧室和尾喷管。在进气道下游,设置空气调节阀门。在低马赫数时,涡轮发动机通道和冲压发动机通道的压差很大,要通过空气调节阀门将冲压发动机通道关闭,发动机完全以涡轮加速模式工作,此时,发动机具有加力涡轮发动机的特性。同样,在高马赫数时,因为在冲压条件下气动加热对结构有着重大影响,为了避免发动机受到破坏,空气调节阀门将涡轮发动机通道关闭,使涡轮发动机通道与冲压发动机通道隔离,此时,发动机完全以冲压模式工作,具有冲压发动机的特性。

并联式TBCC的涡轮发动机和冲压发动机分为两个独立的通道,都有各自的燃烧室。在前体预

压缩下游,发动机分为涡轮通道和冲压通道,涡轮发动机和冲压发动机的尾喷管都与公共的二元扩张喷管相连接。在涡轮发动机工作时,涡轮发动机进气阀门打开,气流通过涡轮发动机燃烧做功,产生推力。在冲压发动机工作时,冲压发动机进气阀门打开,同时涡轮发动机的进气阀门完全关闭,以避免高温空气进入通道烧蚀压缩部件。

1.3 预冷循环动力

预冷循环发动机是指对进入发动机的气流进行冷却降温,压缩后输入燃烧室,作为氧化剂进行燃烧的发动机。典型的如“佩刀”(SABRE)发动机^[8],SABRE发动机分成核心机和引擎机舱两部分。其核心机由2个独立的火箭发动机和1个空气供应系统组成。每个火箭发动机各有1套氮循环、

公司正在研制一种马赫数 0~6 的临近空间高速飞行器——SR-72。它是 SR-71 战略侦察机的后继型,可以在短时间内快速抵达全球任意空域,执行 ISR 和打击任务。

2.1.2 典型方案

SR-72 长 30.6 m,最大巡航速度 6 Ma,航程约 5000 km,其外形概念如图 6 所示。SR-72 充分继承 HTV-3X 在构型和飞行控制系统方面的设计经验,在保留发动机流路布局的基础上,着重改进 TBCC 发动机的组合方案。SR-72 采用现货涡轮发动机(0~3 Ma)与双模态超燃冲压发动机(接力速度 3 Ma)的组合循环动力方案,实现 0~6 Ma 的连续推力。在气动设计方面,SR-72 采用了翼身融合体气动布局,大长细比机身和小展弦比大后掠双梯形翼面具有减阻和降热作用,单垂尾布局为飞行器提供航向静稳定性,飞行器前体下表面采用大斜角设计,可以对来流进行预压缩,改善发动机进气性能,机体腹部双发动机采用机体推进一体化设计,保证飞行器具有较大的宽高比,同时维持了翼身融合外形,从而可获得较大的升阻比。

SR-72 在设计时除考虑执行情报、监视与侦察任务外,还考虑携带导弹执行打击任务。从 6 Ma 飞行平台发射的武器无需助推器,将显著减少重量。对于 3 Ma 的 SR-71,被侦察目标仍可提前注

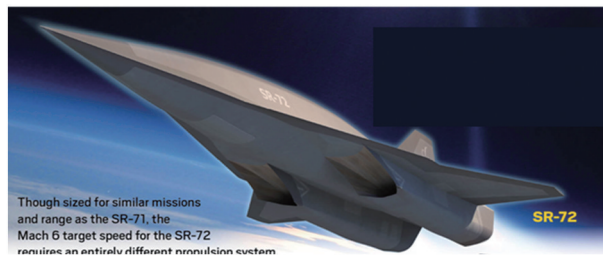


图6 SR-72 飞行器概念

意到飞机的来袭,但是对于 6 Ma 的 SR-72,根本没有足够的时间来隐藏移动目标。因此,SR-72 能探测和打击更加敏捷的目标。目前,SR-72 项目由洛·马公司自投经费发展,正处于由部件缩比试验向大规模试验转变的研发阶段,后续可能寻求 DARPA 和空军的经费支持。洛·马公司称,SR-72 的缩比尺寸验证机于 2018 年开始工程研制,而全尺寸 SR-72 飞行器有望在 2030 年服役。

2.2 重复使用航天运输系统

2.2.1 发展历程

适应进入空天所经历的全速域、全空域飞行是组合动力技术概念提出的最主要原因。组合动力重复使用航天运输系统能够从普通机场起飞和着陆,可实现低成本、常规化、灵活可靠的航天运输,具有军事和民用的双重意义。组合动力重复使用航天运输系统技术发展路线如图 7 所示。

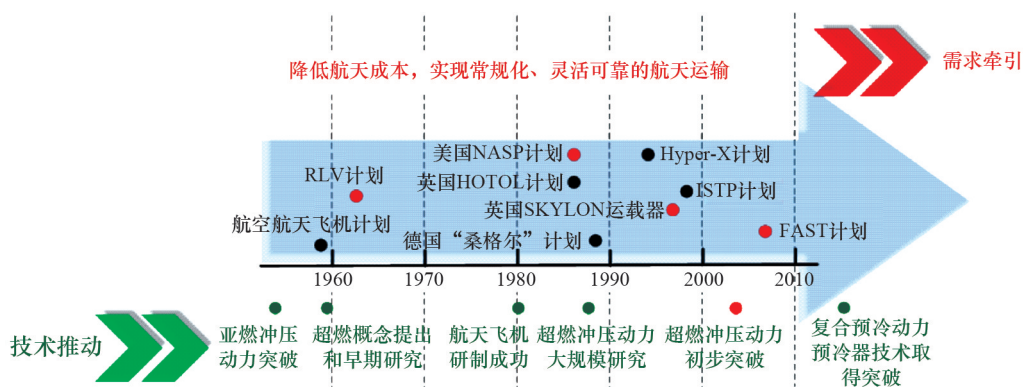


图7 组合动力重复使用航天运输系统技术发展路线

20 世纪 60 年代,美国提出重复使用航天运输系统(RLV)研究计划,重点开展了 ERJ、SERJ 两型 RBCC 发动机研究,验证了引射和亚燃冲压模态性

能^[9-10];20 世纪 70 年代,由于大量经费用于航天飞机研制,RLV 计划终止,组合动力技术陷入低谷;20 世纪 80 年代,基于航天飞机的成功研制经验以及

吸气式动力的初步进展,各国掀起了组合动力天地往返运输系统的研究高潮。美国提出国家空天飞机(NASP)^[11]计划及X-30单级入轨飞行器,对多种RBCC动力系统开展了大量研究;英国提出HOTOL单级入轨空天飞机,以一种新型吸气式火箭发动机作为动力系统^[12];德国提出桑格尔两级入轨运载器,其中一子级采用TBCC动力,二子级采用液体火箭发动机^[13]。20世纪90年代初,由于技术水平无法支撑完全重复使用天地往返运输系统的研制,各国组合动力天地往返运输系统研究计划相继终止,但其研究成果为后续的关键技术突破奠定了良好的基础。NASP计划后,美国主要聚焦于组合动力关键技术及制约组合动力应用的超燃冲压技术研究,并在NASA、DARPA和空军的支持下,相继通过Hyper-X、ISTP、FAST、CCEC、AFRE等多项计划对超燃冲压动力及以RBCC、TBCC为代表的组合动力技术开展研究。英国在HOTOL计划终止后,在其基础上,成立了英国反应发动机有限公司(REL),开展了SABRE发动机及SKYLON单级入轨运载器研究^[14]。

2.2.2 典型方案

1) CCEC两级入轨飞行器。

2004年,美国开展组合循环发动机组件(CCEC)计划,主要目的是为军用两级入轨运载器提供第一级动力。该计划中以TBCC为动力的两级入轨飞行器命名为Quicksat,以RBCC为动力的两级入轨飞行器命名为Sentinel。

Quicksat飞行器集成了推进、材料、结构、航空、健康监测等众多先进技术,其外形概念如图8所示。为减轻重量,机身结构大量采用了非金属材料 and 轻质耐高温合金。飞行器一子级采用TBCC发动机,二子级采用液体火箭发动机。Quicksat起飞质量约337 t,全长47 m,翼展24.7 m,可运送5.9 t的轨道机动飞行器到近地轨道,也可进行航程为8000 km的高速远程打击。

Sentinel飞行器采用垂直起飞、水平降落方式,同样包括助推级和轨道机动飞行器,其任务剖面如图9所示。助推级采用RBCC发动机,地面垂直发射后,以引射模态作为低速段动力,到飞行马赫数



图8 Quicksat飞行器概念

3.5时,双模态冲压发动机开始工作,当马赫数达到8时,打开载荷舱门释放轨道机动飞行器,之后助推级返回水平降落。轨道机动飞行器在轨完成任务后,像航天飞机一样再入大气,并返场着陆。Sentinel飞行器比Quicksat飞行器规模略大,起飞重量约343 t,飞行器全长54 m,翼展29 m。

目前,CCEC计划的研究还在进行中,有关地面、飞行的演示验证将在未来逐步开展,CCEC计划的推进将确保美国在空天飞机技术领域的优势地位。

2) SKYLON飞行器。

“云霄塔”(SKYLON)是英国反应发动机有限公司(REL)提出的一种具有单级入轨、完全可重复使用、水平起降、高可靠性及低费用等特点的空天飞行器,其外形概念如图10所示。

“云霄塔”飞行器的概念源于20世纪80年代英国开展的单级入轨水平起降空天飞机(HOTOL)及其所采用的罗尔斯-罗伊斯公司的RB545发动机项目,该研究项目由于资金和技术等原因,于1989年取消。HOTOL项目取消后,原来参与HOTOL项目研究的艾伦·邦德等几位工程师成立了英国反应发动机有限公司,以继续开展HOTOL技术研究。反应发动机公司于1994年提出了“云霄塔”飞行器和“佩刀”发动机,在确定了“云霄塔”飞行器的基本构型后,该公司主要针对“佩刀”发动机开展关键组件基础研究和关键技术验证试验,“佩刀”发动机主要研制历程如表1所示。

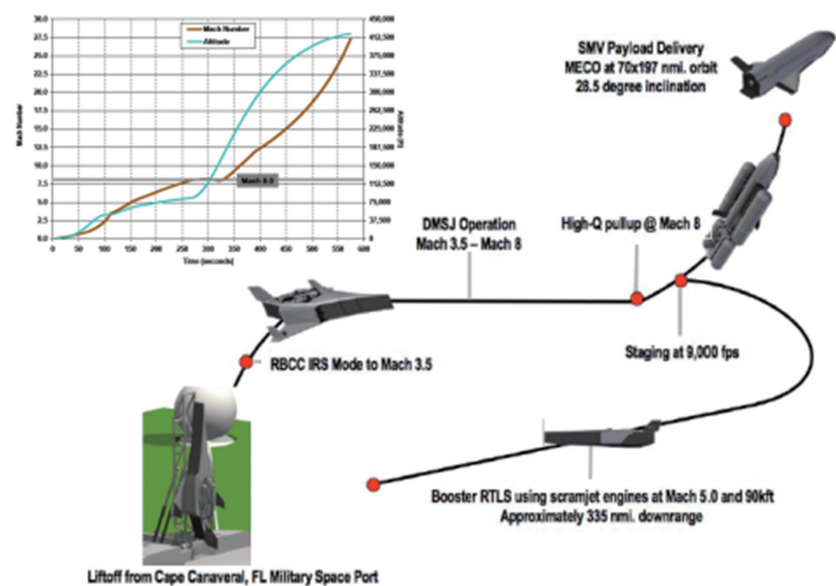


图9 Sentinel飞行器任务剖面



图10 SKYLON飞行器概念

自1994年提出“云霄塔”C1方案以来,“云霄塔”飞行器先后经历了C1方案、C2方案和D1方案^[15]。“云霄塔”D1方案为最新方案,全机长约83.1 m,最大直径6.3 m,翼展25.4 m,额定起飞质量约325 t,有效载荷约15 t。“云霄塔”飞行器设想从机场跑道水平起飞,采用吸气模式加速至5.4 Ma以及26 km高度后,切换至纯火箭模式直至入轨,在释放载荷后再入大气层返回,并在跑道上水平降落。

3) 基于“佩刀”发动机的两级入轨飞行器。

2016年,美国空军研究实验室发布了两型基于“佩刀”发动机的两级入轨飞行器方案^[16]。方案A为部分重复使用飞行器,包含安装2台“佩刀”发动机可重复使用的助推—子级和一次性火箭二子级,二子级安装在一子级飞行器的载荷舱内。全机长约46 m,翼展约30 m,起飞质量约144 t,能将2.27 t有效载荷送入高度185.2 km、倾角28.5°的圆

表1 “佩刀”发动机研制历程

时间	进展
1999年	完成小型预冷却器模块传热试验。
2001年	完成预冷却器模块风洞试验。
2003年	成功验证防结冰控制技术。
2005年	成功制造出预冷却器全尺寸试验样件。 成功将空气无霜冷却到-150℃,验证了预冷却系统性能,欧洲航天局对试验结果给予积极评价。
2012年	进入发动机样机研制阶段。
2013年	美国空军研究实验室正式确定了“佩刀”发动机概念的可行性,同年,REL公司公布了优化后的发动机方案,即SABRE 4。
2015年	3月,REL完成“佩刀”发动机验证机全尺寸预冷却器样机在Ma 3.3气流条件下的高温冷却考核试验;10月,完成在Ma 5气流条件下的高温冷却考核试验。
2019年	REL正研制“佩刀”发动机缩比样机,可单独应用于小型空天飞机,亦可作为大型发动机的基本模块。
目前	

轨道,其任务剖面如图11所示。一子级飞行器从跑道上水平起飞,利用“佩刀”发动机的吸气式工作模态加速爬升到高度约21 km、Ma 4~5,此时转换

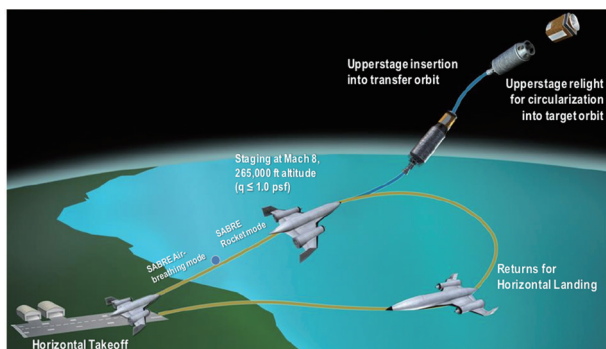


图11 方案A飞行器任务剖面示意

到火箭模态,并继续加速爬升到高度约81 km、Ma 8时,载荷舱门打开,二子级飞行器与一子级分离,并点火爬升直至入轨,同时一子级飞行器滑翔返回并水平降落。

方案B为完全重复使用两级入轨飞行器,其一子级总体布局与方案A的一子级类似,2台“佩刀”发动机使用液氢液氧燃料;二子级充分借鉴空军研究实验室对重复使用运载器的研究成果,安装液氧煤油火箭发动机,起飞时固定在一子级飞行器背部。方案B飞行器外形概念如图12所示。飞行器总长约58 m,翼展约35 m,起飞总重约590 t,可将约9 t有效载荷送入高度185.2 km、倾角28.5°的圆轨道。一子级飞行器起飞、爬升、滑翔、着陆等环节均与方案A相同,二子级飞行器与一子级分离并点火继续爬升,释放载荷后本身不具备入轨条件,在“绕地球一周”后滑翔返回起飞机场。

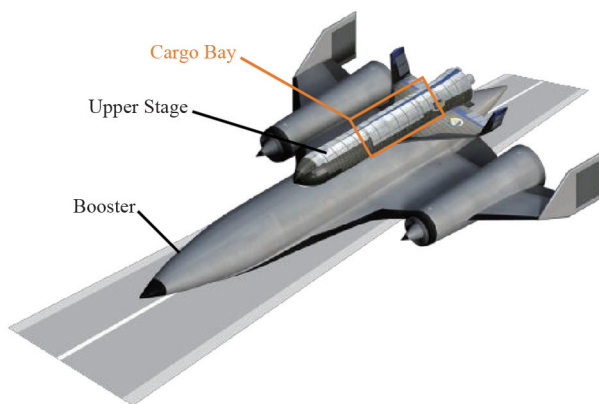


图12 方案B飞行器概念

3 发展趋势及关键技术

火箭发动机和超燃冲压发动机是RBCC动力系统的基础。超燃冲压动力技术经过近20年的发展,特别是通过X-43A、X-51A飞行试验验证,已经实现重大突破。从各种RBCC重复使用单级入轨或两级入轨应用方案来看,起飞引射阶段为获得较好的推力增益特性,需要火箭发动机具有高室压、大推力、小面积比设计状态;而在大气层外纯火箭工作段,又需要火箭发动机具有较大面积比和高比冲;同时,火箭发动机喷管尺寸与冲压发动机流道尺寸还需相互匹配协调。综合考虑,在上述众多约束条件下,RBCC的大范围变工况火箭发动机研制难度较大,是其能否满足重复使用单级入轨应用的关键因素之一。

串联式TBCC发动机虽然具有轮廓尺寸小、重量轻等优点,但受飞行马赫数的限制较大,在高马赫数飞行时难以保护涡轮发动机,且涡轮发动机在气路中会造成较大的性能损失,进而导致高马赫数状态性能欠佳,因此,并联式TBCC才是未来临近空间高速飞行器的潜在动力。事实上,DARPA正在开展的先进全状态发动机(AFRE)研究计划旨在研发一种工作Ma 0~5+、使用碳氢燃料、并联式全尺寸TBCC发动机,以支撑能够在拒止环境下执行ISR任务的高速飞机研制。

“佩刀”发动机的研制在国外已经呈现出加速发展趋势,其工作原理的可行性得到了欧洲航天局、BAE系统公司、美国空军研究实验室等科研机构的认可,高效热交换系统、双喉道推力室、可调进气道与尾喷管等关键技术已不存在不可逾越的鸿沟。但受资金、国家政策等多种因素的制约,“佩刀”发动机及基于“佩刀”发动机的重复使用航天运输系统能否研制成功还有待于各项地面和飞行试验的验证。

综上所述,相比于单级入轨运载器,临近空间高速飞行器和两级入轨运载器技术水平需求相对较低,能降低研制成本和风险,同时对它们的研制可为单级入轨运载器打下基础。因此,基于各种组

合动力的临近空间高速飞行器或两级入轨运载器将在近中期实现,而重复使用单级入轨的终极目标有赖于上述阶段目标的达成。由此可见,持续攻关、分步验证是科学推进组合动力飞行器发展的唯一途径。

随着技术的发展和研究的深入,人们对组合动力及组合动力飞行器的认识越来越深刻。综合来看,组合动力飞行器的发展需突破以下5项主要关键技术。

1) 总体多约束耦合优化设计技术。

组合动力飞行器设计的显著特点在于子系统之间的耦合作用突出,总体优化设计涉及气动、推进、弹道、控制、结构与防热等众多学科,需要研究总体各系统设计参数的相互影响和作用关系,建立飞行器各系统匹配设计方法和飞行器综合性能评估方法,解决强耦合的设计难点。

2) 重复使用组合循环发动机技术。

组合循环发动机工作模态较多,飞行过程中经历广空域和宽速域飞行包线,为了保证飞行全程的性能最优,需要分阶段进行模态转换,因此各模态下高效低阻燃烧组织方式与平稳模态转换是亟需掌握的关键技术。另外,发动机在飞行工作过程中要经受冲击力、振动、高温等恶劣环境作用,防热系统既要保持良好的内形面,又要做好热密封,还需要长期重复使用,维护方便,存在较大的技术难度。

3) 轻质耐高温材料与结构技术。

组合动力飞行器广空域、宽速域飞行时,气动、动力加热问题严峻,防热要求高,而结构系数又是影响组合动力飞行器使用效能的关键参数,需要采用基于先进材料的质轻飞行器结构、高效热防护系统,最大限度降低结构质量,保证热防护系统效能,提高飞行器有效载荷能力。

4) 机体推进一体化设计技术。

机体推进一体化设计技术要求满足组合动力飞行器广空域、宽速域飞行需求,实现气动布局与组合循环发动机的高度融合,适应飞行全程中高度、速度、攻角等大范围变化特点,实现整个飞行包线内的高性能气动特性及推进性能。

5) 先进多模态轨迹优化及控制技术。

组合动力飞行器特殊的气动布局、多模态的动力系统、多样化的飞行任务、极端的飞行环境,使得其轨迹优化与制导姿控问题具有耦合性和不确定性、约束多且严格等特点。在这些情况下如何实现多模态宽包线飞行轨迹优化、实现高精度制导及可靠姿态控制,是该领域亟需突破的关键技术。

4 结论

能在更大空域、速域内自由飞行,低成本、快响应进出空间是人类的梦想。在更先进的颠覆性动力系统问世之前,对当前成熟动力进行有机结合的组合循环动力必然会成为世界各航空航天大国争相追逐的研究热点。在应用需求牵引和技术创新驱动的双重作用下,组合动力飞行器将是未来先进航空航天技术重要的发展方向,极有可能重塑世界航空航天新格局。现阶段应结合中国实际情况,选择合适的领域发展切入点,对组合动力飞行器涉及的基础瓶颈技术进行持续攻关,通过理论研究、地面试验和飞行试验等途径,逐步提升技术成熟度,为组合动力飞行器技术的最终工程应用奠定基础。

参考文献(References)

- [1] Chiesa S, Grassi M, Russo G, et al. A small-scale low-cost technology demonstrator of a reusable launch vehicle [C]//AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies. Capua: AIAA, 2005.
- [2] Hank J M, Franke M E, Eklund D R. TSTO Reusable Launch Vehicles Using Airbreathing Propulsion[C]//42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Sacramento: AIAA, 2006.
- [3] 王璐, 韩洪涛, 王友利. 2017年国外高超声速技术发展回顾[J]. 国际太空, 2018(3): 41-45.
- [4] 彭小波. 组合循环动力技术在天地往返领域的发展与应用[J]. 导弹与航天运载技术, 2013(1): 78-82.
- [5] 彭小波. 组合动力飞行器技术发展[J]. 导弹与航天运载技术, 2016(5): 1-6.
- [6] Foster R W, Escher W J D, Robinson J W, et al. Studies of an extensively axisymmetric rocket based combined cy-

- cle (RBCC) engine powered single-stage-to-orbit (SSTO) vehicle[C]//AIAA/ASME/SAE/ASEE 25th Joint Propulsion Conference. Monterey: AIAA, 1989.
- [7] Snyder L E, Escher D W, DeFrancesco R L, et al. Turbine based combination cycle (TBCC) propulsion subsystem integration[C]//40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Fort Lauderdale: AIAA, 2004.
- [8] Aggarwal R, Lakhara K, Sharma P B, et al. SABRE Engine: Single Stage to Orbit Rocket Engine[J]. International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology, 2015, 10(4): 10360–10366.
- [9] Ehrlich C F. Early studies of RBCC applications and lessons learned for today[C]//36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Huntsville: AIAA, 2000.
- [10] Hyde E H, Escher W J D, Roddy J E. Marquardt's Mach 4.5 supercharged ejector ramjet high-performance aircraft engine project[C]//36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Huntsville: AIAA, 2000.
- [11] Morris C E K. National Aero-Space Plane achievements and U.S. space-launch goals[C]//6th AIAA International Aerospace Planes and Hypersonics Technologies Conference. Chattanooga: AIAA, 1995.
- [12] Burns B R A. HOTOL space transport for the twenty first century[J]. Proceedings of the Institute of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 1990, 204(2): 101–110.
- [13] Schaber R, Schwab R R. Hypersonic propulsion considerations for a flying testbed[C]//AIAA/ASME/SAE/ASEE 27th Joint Propulsion Conference. Sacramento: AIAA, 1991.
- [14] Longstaff R, Bond A. The Skylon Project[C]//17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. San Francisco: AIAA, 2011.
- [15] 张连庆, 刘博, 李浩悦. “佩刀”发动机技术进展分析[C]//中国航天第三专业信息网第三十八届技术交流会暨第二届空天动力联合会议. 大连, 2017.
- [16] Hellman B M, Bradford J, St. Germain B, et al. Two stage to orbit conceptual vehicle designs using the SABRE engine[C]//SPACE Conferences and Exposition. Long Beach: AIAA, 2016.

Future application of combined cycle propulsion technology

ZHANG Xuhui

China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China

Abstract Combined cycle propulsion combines two or more single types of power organically, with integrate each other in structure and complements each other in function, greatly expanding flight envelope and improving flight efficiency. It has important applications in near space hypersonic vehicle, reusable space transportation system and other fields. This paper introduces the basic classification and working principle of combined cycle propulsion, reviews the application of combined cycle propulsion technology in near space hypersonic vehicle and reusable space transportation system, and summarizes the development trend and main key technologies of combined cycle propulsion vehicle.

Keywords combined cycle propulsion; near space hypersonic vehicle; reusable space transportation system ●



(责任编辑 王丽娜)