

组合循环动力系统面临的挑战及前景

张蒙正, 李 平, 陈祖奎
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 介绍了组合循环动力系统的基本原理和类型, 分析了其关键技术和潜在用途, 提出了关键技术突破的途径。TBCC (涡轮基组合循环) 动力系统是未来两级入轨运载器第一级最有希望的动力系统, 并在高速飞机和巡航导弹上有良好的应用前景, RBCC (火箭基组合循环) 动力系统有可能在临近空间高速飞行器中得到应用。

关键词: TBCC; ATR; RBCC; 关键技术; 应用

中图分类号: V43

文献标识码: A

文章编号: (2009) 01-0001-09

Challenge and perspective of combined cycle propulsion system

Zhang Mengzheng, Li Ping, Chen Zukui
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: The principle and types of combined cycle propulsion system were introduced in this paper. The key techniques and potential applications were analyzed and the researched methods of key techniques were also put forward. TBCC was expected to be the most possible power choice for first stage of the two-stage-to-orbit vehicle and would have a bright future for high speed airplane and cruise missile. RBCC would mostly be used as power system of high-velocity aircraft in near-space altitude.

Key words: TBCC; ATR; RBCC; key technologies; applications

0 引言

现有动力系统, 包括各类航空发动机、冲压发动机、火箭发动机和活塞式发动机, 均有各自

的性能优势和理想的飞行空域。航空发动机的特点是性能高, 但很难用于高度 20km 或速度 3.0 马赫以上飞行器的动力系统; 冲压发动机有较高的性能和飞行马赫数, 但飞行机动性较差, 且需借助助推器解决初始速度问题; 火箭发动机工作

收稿日期: 2008-12-02; 修回日期: 2008-12-29。

作者简介: 张蒙正 (1964—), 男, 研究员, 研究领域为动力系统热力过程。

不受高度和初速条件限制,但性能偏低,推进剂消耗大。为能在更广泛的空域工作,且有较好的性能,研究者提出了涡轮基组合循环发动机(Turbine Based Combined Cycle,以下简称TBCC)、空气涡轮火箭/冲压组合循环发动机(Air Turbo Rocket/Ramjet,以下简称ATR)及火箭基组合循环发动机(Rocket Based Combined Cycle,以下简称RBCC)等各种组合循环动力系统的设想,并分别针对不同的研究目标,进行了大量研究工作。就目前研究进展来看,组合动力系统相关的基础技术均取得了较大的进展,但仍有许多问题尚待进一步研究。

1 TBCC 动力系统

1.1 基本原理和结构

TBCC 动力系统由涡轮喷气(或涡轮风扇)发动机与冲压发动机有机结合而成。起飞和加速期间,发动机起常规涡轮喷气发动机的作用。在约3.0马赫以下的飞行状态,加力燃烧室不工作。当飞行器加速通过约3.0马赫时,涡轮喷气发动机关闭,进气道的空气直接进入加力燃烧室,加力燃烧室成为冲压发动机燃烧室。此时,发动机起冲压发动机的作用。就其结构布局而言,TBCC有双通道和单通道两种布局方式。双通道布局中,涡轮和冲压发动机在飞行器机体上下分布,有各自的燃烧室和喷管收敛段,喷管扩张段和进气道外压缩部分共用(如图1所示),通过进气道调节斜板的打开或闭合,实现涡轮模态、冲压模态和共同工作模态。涡轮模态时,通过进气道调节斜板,打开涡轮通道,气流通过涡轮发动机,涡轮发动机做功。此时,冲压通道可以打开或关闭。冲压通道处于打开状态时,可作为多余空气的放气通道,减小飞行阻力,必要时也可在冲压燃烧室内喷入少量燃料,产生适当推力。在冲压模态时,进气道调节斜板关闭,避免高温空气进入涡轮发动机通道烧蚀压缩部件。同时,该调节斜板起到压缩斜板的作用。气流经过下通道的冲压燃烧室和喉部可调的尾喷管,冲压发动机做功。单通道布局中,涡轮和冲压有并联和串联

两种排列方式。并联时,涡轮和冲压发动机有各自的燃烧室和排气喷管,其优点在于在低速段,冲压通道可以参与工作并提供推力;缺点是飞行器迎风面积大。串联排列方式的特点是,冲压发动机置于涡轮发动机后方,两种发动机共用进气道、加力-冲压燃烧室和喷管(如图2所示)。在进气道下游,设置空气调节阀门。低速飞行时,涡轮发动机通道和冲压发动机通道的压差很大,需通过空气调节阀门将冲压发动机通道关闭,发动机完全以燃气涡轮模态工作,此时发动机具有加力涡轮发动机的特性。而在高马赫数条件下,冲压条件下的气动加热对结构有很大影响,为避免发动机受到热破坏,需调节空气阀门关闭涡轮发动机通道,将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态工作。为避免动力系统推力出现剧烈波动,两种发动机需共同工作一段时间,实现模态间的平稳过渡。

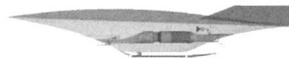


图1 涡轮冲压发动机双通道布局示意图
Fig.1 Sketch of double channels TBCC



图2 涡轮冲压发动机单通道布局示意图
Fig.2 Sketch of single channels TBCC

1.2 潜在用途

TBCC 的主要特点在于利用空气中的氧气,能自主起飞和着陆,且飞行轨迹比较灵活,因此决定了其可能的用途有:

(1) 轨道飞行器的第一级动力系统

无论是美国的“空天飞机计划(Aerospaceplane)”、“国家空天飞机(NASP)”、“先进航天运输计划(ASTP)”、日本的“高超声速运输机推进系统研究计划(HYPR)”,还是德国的“Sanger”计划,TBCC研究均是围绕可重复使用的天地往返运输系统而开展的^[4],TBCC的技术优势就在于以其为动力的高速飞行器在满足未来向太空运送有效载荷方面具有相当的优势。

(2) 低成本高速飞行试验平台的动力系统

目前, 高速飞行器实验时, 飞行器的起飞一般是用火箭助推或飞机携带完成的。对来流进行预冷却的 TBCC 发动机做动力的飞行器可以达到 6 马赫的飞行速度, 基本能够完成新型高速飞行器的飞行试验, 且能重复使用。美空军对预冷却的涡轮基组合循环动力系统 (MIPCC-TBCC)^[9] 感兴趣的原因之一就是希望其能成为小型高速飞行试验平台的动力装置。由此可见, 即使在近期无法实现轨道飞行器动力系统这样的远大目标, TBCC 技术研究还是可以得到一些其它有用的“副产品”。

(3) 高速侦察机的动力系统

发展高空高速有/无人侦察飞机是未来战争一个新方向, TBCC 动力系统作为该类飞机的动力是最理想的。事实上, 半个世纪前, J-58 发动机的出色表现已经展示了 TBCC 动力系统的可行性、优势和战术用途。

(4) 高速巡航导弹的动力系统

超燃冲压发动机是当前研究的热点, 其飞行马赫数可达到 6 马赫以上, 但作为巡航导弹的动力装置尚有时日, 并存在飞行器难以制导、机动和控制方面的问题。TBCC 动力系统是巡航导弹动力装置的理想选项^[9], 优点在于飞行器飞行剖面选择余地较大, 飞行速度可快慢兼顾, 便于机动变轨, 既克服了目前涡扇发动机为动力的亚音速巡航导弹易被拦截的不足, 又避免了超燃冲压发动机为动力的巡航导弹难以机动和控制的问题。

1.3 面临的主要挑战

发展 TBCC 的初衷是希望能发挥涡轮和冲压发动机的优点, 将发动机的工作高度和速度延伸到 30km 和 6 马赫, 甚至更高, 与此配套的飞行器可以在大气层内实现自主水平起飞、着陆, 且有低的使用成本。当飞行器以 6 倍音速以上速度在大气层中飞行时, 急剧上升的空气阻力要求其外形应高度流线化, 前机身需容纳发动机进气道, 后机身要包容排气喷管。飞行器机身与动力系统一体化设计中最复杂的是能使进气道与排气喷管的几何形状随飞行速度而变, 以调节进气量, 使动力系统在低速时能产生额定推力, 高速

时可降低耗油量, 并保证进气道有足够的刚度和耐高温性能, 能经受住高速气流和气动力热的作用, 不致发生明显变形。一般而言, 高速飞行器的飞行轨迹是按等动压 (q) 线设计, 最可能使用的等 q 值范围为 $q=37.3\sim 50\text{kPa}$, 如英国的 HOTOL 航天飞机的 q 值选为 37.3kPa, 德国的 Sanger 取 q 值为 49kPa。确定飞行轨迹上限 (最小动压) 主要考虑的是载机在巡航或无动力返回时所需的最大升阻比; 下限 (最大动压) 主要考虑载机所能承受的气动力和气动热载荷; 飞行器过渡到超音速飞行的高度应在噪音标准所允许的飞行高度; 超音速巡航高度尽可能高, 以减小对臭氧层的破坏。

TBCC 动力系统设计与飞行器飞行剖面上关键点的性能要求是密切相关的, 在整个飞行范围内, 净安装推力的平衡是影响动力系统设计的主要因素, 动力系统设计参数和工作模式选择首先要保证的是飞行剖面关键点处飞行器安装推力足够大。起飞阶段, 大的起飞重量和转速要求初始加速段有高的推力。同时, 起飞和亚音速加速过程中需尽量减小动力系统噪音, 这就决定了起飞和亚音速巡航应为不加载力状态。低超音速区, 飞行器阻力和安装阻力都很大, 动力系统净推力小, 这构成了确定涡轮风扇发动机尺寸的设计准则。在涡轮风扇发动机向冲压发动机工作模式转变马赫数附近, 转换马赫数取决于涡扇发动机内部温度以及进气道可能达到的压力恢复情况。进气道温度的升高, 引起压气机换算转速下降, 使涡扇发动机的推力下降; 另一方面, 由于燃烧室面积限制了通过冲压发动机的流量, 其推力也很低。该点决定了冲压加力燃烧室面积的大小。超音速巡航高度应尽可能高, 以减小对臭氧层的破坏 (20 公里附近, 臭氧层浓度很大)。同时, 由于飞行马赫数越大, 相应的热问题越严重。因此, 巡航马赫数应该限制在 5 马赫以下, 巡航高度不大于 30km。接近最大马赫数, 加速或巡航所需推力决定了进气道捕捉面积。由此, 对涡扇发动机来说, 主要设计参数为: 涵道比、涡轮前温度和增压比。当打开加力时, 加力燃烧室温度也是一项主要设计参数。涵道比选择主要考虑到

推力性能、燃料消耗率以及发动机的重量尺寸。低的涵道比可获得高的单位推力,但其低速条件下的燃料消耗率却不如高涵道比的发动机;高的涵道比对应较大的结构尺寸。一般而言,涡扇发动机在整个飞行范围内只起加速器的作用,使飞行器达到冲压发动机单独有效工作的飞行速度,在飞行过程的大部分时间里并不工作。因此,对加速器的动力,即涡扇发动机,重量和尺寸应尽可能小,而燃料消耗是次要因素。故,TBCC动力系统应选择带加力的小涵道比涡扇发动机作为加速器。涡轮前温度对加力风扇发动机单位推力的影响呈单调函数关系,随涡轮前温度的提高,单位推力明显增加,如涡轮前温度从900K提高到1600K,单位推力将增加2.5~3.0倍。在超音飞行条件下,涡轮前温度增加不仅可改善单位推力,而且可降低单位燃料消耗率,但关键在于涡轮前温度受涡轮叶片材料和冷却技术限制,且影响发动机寿命和可靠性。目前,涡轮前温度控制在1600~1900K以内。在一定涵道比和涡轮前温度条件下,单位推力与压气机增压比有一最佳关系,随着涡轮前温度的提高,对应于最大单位推力的增压比增加。但高增压比会带来发动机重量的增加,而且当飞行马赫数高时,高增压比涡扇发动机的推力特性不如低增压比涡扇发动机的推力特性好。因此,增压比的选择需综合考虑。目前使用的燃料主要是航空煤油,可以考虑的还有液氢、甲烷和碳氢燃料。对燃料考虑的主要因素是密度、热值及冷却性能。使用氢燃料获得的比冲和冷却性能远高于煤油,这正是一些研究人员推崇氢燃料的主要原因。

实际上,飞行速度从0马赫到6马赫,飞行高度从地面到30km,如此大的飞行速度和工作环境变化无论对飞行器和发动机都存在很大的困难,就动力系统而言,面临的主要挑战包括:

(1) 进气道的新技术:减少发动机起动敏感性;满足亚、跨、超甚至高超音速条件下进气量、压力损失和波系组织要求,且出口气流畸变度小;共用通道和双通道中不同推进模式间的模态转换控制。

(2) 旋转部件的新技术:包括轻质的高压比

压气机,陶瓷/复合材料涡轮部件等。

(3) 燃烧室新技术:燃烧室内的燃油分布、火焰保持、主动及被动燃烧控制,扩展燃烧部件的适用范围,使动力系统能在更宽广的条件下工作。

(4) 先进的冷却:包括新的冷却系统、燃烧室的热管理和新型燃料。

(5) 新的可控喷管:高效率、推力矢量能力,包括研究几何和化学反应的喷管设计方法。

(6) 涡轮发动机模式向冲压发动机模式平稳转换的合理方式及涡轮冲压发动机稳定工作的条件。

(7) 冲压工作模式下,涡轮发动机处于风车状态的效益和性能特性。

(8) 加力/冲压燃烧室进口总压流场畸变情况下,加力燃烧室的性能。

(9) 加力/冲压燃烧室与空气冷却系统共同工作的条件,被冷却的加力冲压燃烧室的特性。

(10) 加力/冲压燃烧室空气冷却对涡轮冲压发动机推力性能的影响。

1.4 关键技术突破途径

发展TBCC动力系统,首先需有良好的涡轮/涡扇发动机和冲压发动机技术基础。涡轮发动机的设计增压比应在10~12左右,且应能在3.0马赫以上范围工作,以适应涡轮向冲压模态转换的约3.0马赫的范围,冲压发动机也应有宽的工作范围。就研究方法而言,理论分析、地面实验和飞行实验需相互兼顾,互为补充。无疑,TBCC需要较大的经费投入,直接使用实际发动机进行地面实验会带来经费和技术风险。比较而言,涡轮模拟器也许是可行的方法之一,关键在于涡轮模拟器应能真实的模拟涡轮发动机涡轮出口诸参数(总温、总压、流速、流量和气体物性等参数及其空间分布)及其随工作高度的变化,以确保地面实验能准确模拟TBCC动力系统不同模态冲压加力燃烧室的性能、部件匹配,尤其动态的模态转换过程,从而在接近实际条件下研究TBCC动力系统加力/冲压模态过渡段燃烧室的工作稳定性、热力参数变化与部件间匹配关系,内外涵静压平衡、喷管喉部和内外涵流量总和之平衡等与模态转换的关系,冲压涵道阀门开度、喷管喉部面积的匹配关系等关键技术。发展组合推进动力

系统的初衷自然是发展高超声速武器、高超声速远程攻击机、高速运输机和重复使用运载器动力系统。就实用而言,首先应在弹用和机上进行应用,积累一定经验后,再进行重复使用一级入轨飞行器动力系统研制。

2 ATR 动力系统

2.1 基本原理及结构

ATR 动力系统全称为空气涡轮火箭发动机 (Air Turbo Rocket), 也称为空气涡轮冲压 (Air Turbo Ramjet) 系统 (见图 3), 二者的核心组件基本一致, 包括压气机、涡轮、混流腔和燃烧室。空气涡轮火箭发动机的基本工作原理是: ATR 使用独立于空气系统的富燃燃气发生器, 驱动涡轮带动压气机工作, 空气经过压气机增压后直接进入涡轮后的燃烧室, 在燃烧室内和经过涡轮做功后的富燃燃气进行燃烧, 高温燃气通过喷管产生推力。空气涡轮冲压与空气涡轮火箭发动机不同的是, 后面的燃烧室为冲压燃烧室。

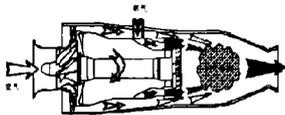


图3 空气涡轮火箭发动机基本原理

Fig.3 Schematic diagram of ATR

2.2 潜在用途

与 TBCC 动力系统相同, ATR 的特点也在于利用空气中的氧气, 能自主起飞和着陆; 使用火箭发动机产生的气体或者膨胀气体驱动涡轮, 使涡轮介质独立于来自压气机的空气, 从而使涡轮工作条件有较大的选择; 通过冲压进气道与压气机组合, 进一步提高来流的压力。计算和分析表明, ATR 利用了环境空气, 和火箭发动机相比可以有效减少飞行器推进剂携带量, 且有较高的比冲; 采用火箭发动机产生的燃气驱动涡轮, 可以通过调节火箭发动机工况, 控制燃气温度, 在同样的做功能力需求条件下, 采用较低温度燃气, 有利于涡轮选材; 对进气道来流进行预冷, 有利于压气机选材和效率高, 从而提高飞行马赫数;

推重比大于涡轮发动机, 结构复杂程度也低于现有常规涡轮发动机。其潜在的用途有:

(1) 轨道飞行器的第一级推进系统

日本尚在研究的基于氢燃料、预冷式膨胀循环的 ATR (ATREX, 见图 4) 动力系统^[67]是围绕可重复使用的天地往返运输系统而开展的, 其特点在于采用轴对称变几何形状的进气道; 设置空气预冷装置, 降低来流温度, 并在来流中加入可冷凝的乙醇和甲醇等, 避免换热管表面结霜, 从而提高来流马赫数; 氢作燃料和再生冷却燃烧室的工质; 涡轮盘和塞式喷管等高温部件采用碳-碳复合材料。这些技术无疑提高了 ATR 的飞行马赫数、高度和比冲性能, 是此动力系统比较希望的应用之一。

图4 ATREX 发动机工作原理

Fig.4 Schematic diagram of ATREX

(2) 低成本高速飞行试验平台的动力装置

(3) 靶机和巡航导弹的动力系统选项之一

由于工质独立于来流, 涡轮的工况和材料就有了较大的选择余地。从而, 在一定的飞行马赫数内, ATR 动力系统就具有了一定的优势, 可以同时适应低速滞空巡航和高速接近攻击的要求, 成为靶机和巡航导弹的动力系统选项之一^[68]。

2.3 面临的主要挑战

在大气层范围内、当飞行速度从 0 马赫到 6 马赫时, 除了 TBCC 系统涡轮机面临的主要问题外, ATR 动力系统还存在以下挑战:

(1) 大范围的火箭发动机调节技术, 初步计算表明, 从地面到 20km 高度飞行, 火箭发动机工况调节能力需达到 10 倍以上。且为保障涡轮的工作环境, 火箭发动机氧化剂和燃料需同步调节。

(2) 为了保证涡轮均匀受力, 需开发环型火箭发动机或者耐高温的环型集气腔技术。

(3) 为利于涡轮选材和工作, 火箭发动机温度应控制在 2000K 以下, 此时, 火箭发动机富燃

工作是有利的。但是,在流量和混合比一定的条件下,涡轮的功率是确定的,由此带来的压气机功率和吸入的空气量也是确定的。压气机吸入的空气流量与火箭发动机燃气中包含的燃料流量并不一定能达到较优或者希望值,此时,工况的调节和参数匹配就是一个需要深入研究的问题。

(4) 燃烧室中,富燃燃气与空气的掺混与燃烧技术。

(5) 对预冷式的空气涡轮冲压动力系统而言,预冷器带来的总压损失和气流畸变,预冷却器表面的结冰及其预防等。

2.4 关键技术突破途径

就 ATR 而言,压气机与涡轮技术的难度相对小于 TBCC,进气道和冲压燃烧室的技术是相当的。TBCC 关键技术及突破途径同样适用于 ATR 动力系统。

3 RBCC 动力系统

3.1 基本原理及结构

火箭基组合动力系统的共同特点是利用大气中的氧气,使吸入的空气与火箭发动机工作过程相互作用,产生推力增益。典型的 RBCC 是将火箭与双模态冲压发动机有机结合形成的组合循环动力系统,主要由冲压流动通道和嵌于流道内的火箭发机构成,如图 5 所示。

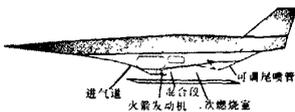


图 5 RBCC 动力系统示意图

Fig.5 Schematic diagram of RBCC

依据推进过程中发挥的功用不同,动力系统的流动通道分为进气道、混合段、燃烧室和喷管。进气道主要功能是捕获来流空气,在超音速情况下对来流进行有效压缩,提高流动静压,为燃烧室内的燃烧提供氧化剂和足够高的燃烧室压强。进气道可以依据飞行器总体,采用不同形式。混合段主要功能在于使火箭发动机一次主流与引入的二次空气流混合。就目前的设计特点来

看,如果是火箭发动机燃气与引射进入的空气充分混合,然后进行燃烧,则混合段应取等截面设计;如果考虑对引射空气进行补燃,使空气一边燃烧、一边与火箭发动机燃气进行混合,则混合段应采取扩张型面。在亚燃冲压模态,喷管需用收扩型喷管(机械式喉道或者热力喉道),在超燃冲压模态,喷管直接用扩张型面。就动力系统工作模式而言,可以分为火箭引射、亚燃冲压、超燃冲压和火箭模态,也可以简化为火箭发动机模态、亚燃冲压模态和超燃冲压模态。

除此之外,已提出的其它火箭基组合循环或者火箭基动力系统还有管道火箭发动机、液化空气循环火箭、深冷空气火箭、液化或者深冷空气/超燃冲压组合发动机、液化或者深冷空气/双模态冲压发动机等,这里不再赘述。

3.2 潜在用途

与前两种系统相同, RBCC 在大气层内也利用空气中的氧气,能自主起飞和着陆。不同在于自身携带了火箭发动机使用的推进剂,故可在大气层外飞行。就目前已提及的单/双级入轨动力系统而言, RBCC 无疑是最吸引人的,其优势在于:

(1) 火箭与冲压优势互补

按照设想的飞行剖面,对系统进行分析发现:起飞及加速阶段,可充分利用火箭发动机加速好的优点,同时,引射而来的空气可产生一定的推力,提高发动机比冲^[10-12];冲压发动机工作阶段,火箭发动机如能保持某种“低工况”,则可在冲压发动机燃烧室中保持一股“火炬”,进而起到稳定火焰的作用,增加冲压发动机工作的稳定性和机动性。同时,利用了冲压发动机的高比冲优势。

(2) 可以大范围变轨工作

相对 TBCC、ATR 而言,由于自带了火箭发动机需要的氧化剂, RBCC 有更广泛的飞行空域。

(3) 结构尺寸方面的潜在优点

与涡轮机相比,火箭发动机推重比较大,尺寸较小,这就有可能缩小整个动力系统的尺寸。

由此,决定了 RBCC 动力系统潜在的用途有:

(1) 单级入轨飞行器动力系统

RBCC 概念的提出来源于对单级入轨飞行器的渴望。无论先期的水平起飞、水平着陆或者随

后的垂直起飞、水平着陆, RBCC 均是围绕单级入轨飞行器研发而诞生的^[13-14]。研究表明^[15]: 对于入轨飞行器, RBCC 集合了火箭的高推重比和吸气式推进装置高比冲的优势, 结构简单、空载质量小、可靠性高。

(2) 高速飞行试验平台的动力装置

同样, 作为高速飞行器实验平台, RBCC 动力系统的优势就在于加速性好。

(3) 临近高速飞行器动力系统

就目前的动力系统而言, 如果希望飞行器在临近空间领域能高速、且较长时间工作, 比较好的是在 20~30km 高度使用冲压发动机巡航, 而在 30km 以上高度采用火箭发动机工作。采用乘波构型气动布局巡航飞行器, 可以以 10 马赫的速度实现滑跃式飞行^[16]。而就 RBCC 系统而言, 亚燃冲压发动机工作期间, 喷管喉部为“热力喉道”, 而超燃冲压发动机工作期间, 整个流道是扩张型的。如果采用火箭发动机与高马赫数亚燃冲压发动机组合, 需要设计可调的冲压发动机喷管喉部。

3.3 面临的主要挑战

RBCC 在有诱人潜力的同时也存在许多问题尚待研究, 主要如下:

(1) 引射增益和引射条件下的进气道特性

目前, 地面 0 马赫状态的引射增益已经进行了多年的理论与实验研究工作, 并取得了很大的成绩^[11-17], 结果表明引射增益特性随飞行马赫数的增加而增加, 但问题远不至此。

引射特性不是新问题, 但带引射的进气道特性却值得深入考虑。来流速度和密度不断变化条件下, 带引射的进气道的波系组织、喉部位置设计、流量和总压以及附面层特性等不仅与来流的速度、密度、温度、气体性质有关, 且与引射流的速度、温度、密度和压力等参数密切相关, 非常复杂。

(2) 燃烧室的掺混燃烧

高速、高温燃气与引射和冲压进入的相对低速和低温空气的混合和燃烧是动力系统的另一个主要问题。混合长度取决于两种气流的速度、密度、气体成分、气流几何以及混合方式。理论与仿真结果均表明, 两者的混合长度非常长, 图 6 是针对圆型混合段、地面条件、不同火箭发动机

出口马赫数(引射流速度)和径向尺寸条件下, 混合段出口马赫数分布和混合段长度的变化关系。图中, 横坐标 r/R 表示混合室出口截面径向尺寸(r)与出口截面半径(R)之比, 即表示径向位置坐标。如果考虑两者先均匀混合, 再组织燃烧的燃烧组织方式, 动力系统的燃烧室长度将难以接受。但如果考虑富燃气体与空气边混合边燃烧, 或者考虑分层燃烧后再进行混合, 则可以大大减少燃烧室的长度。于是, 如何进行分层组织燃烧将是动力系统面临的另一个重大挑战。

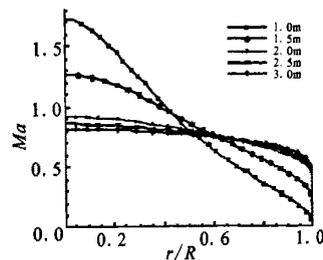


图 6 混合室出口马赫数分布随混合段长度的变化

Fig.6 Curve of Mach number vs r/R

(3) 燃烧室热结构

就吸气式组合动力系统而言, 最理想的冷却方式是用空气对燃烧室进行气膜冷却。气膜冷却的组织与燃烧室的高效燃烧以及推进效率之间存在矛盾, 如何取得燃烧效率、推进效率和可靠冷却之间的平衡是动力系统, 尤其是重复使用动力系统面临的又一个挑战。这里, 主流空气与用于冷却空气气流之间的合理分配和调节措施是问题的关键。

(4) 先进的火箭发动机技术

从可重复使用单级入轨(或者二级入轨飞行器的第一级)飞行器规划的 RBCC 动力系统任务剖面来看, 引射阶段, 火箭发动机应取为高室压、大推力, 小面积比设计状态, 以获得较好的推力增益特性; 冲压发动机工作段, 火箭发动机应能维持某种“低工况”工作; 大气层外, 火箭发动机应有较大面积比和高比冲; 再入飞行段, 火箭发动机又可以逐步减小到低工况工作。这样的任务需求势必需要高度变工况的火箭发动机, 仅发动机喷管尺寸与冲压发动机通道尺寸的协调就是一个比较困难的问题。

(5) 高马赫数的冲压发动机技术

飞行器的巡航段, 冲压发动机需要在 0~8 马赫甚至更高范围内工作, 冲压发动机应是双模态超燃冲压发动机。双模态超燃冲压发动机本身就是目前动力系统的重大挑战之一。

(6) 通道面积调节

按给定的飞行轨迹, RBCC 组合动力系统的初步计算表明, 在火箭引射与冲压工作阶段, 随着飞行马赫数增加, 空气流量与燃气流量会在很大范围内变化, 为保证系统有较好的性能, 需要进气道、燃烧室喉部和喷管面积在很大范围变化。

3.4 关键技术突破途径

大范围变工况火箭发动机和双模态超燃冲压发动机是 RBCC 动力系统的基础。一般而言, 研究引射增益和引射条件下的进气道特性的方法有理论分析、数值模拟和实验研究, 数值模拟取决于符合实际的物理模型; 来流速度和密度大范围变化条件下的带引射的进气道特性研究需要多种工况, 大量的实验研究, 就模拟实验所需的实验设备条件、实验效益与经费而言, 采用可重复使用的结构弹的飞行实验进行研究也许是一种可以考虑的比较实用的方法。就引射增益而言, 对引射空气加油燃烧, 使空气一边燃烧一边与当量燃烧/富氧燃烧产生的火箭发动机燃气掺混; 或者, 使空气与富燃燃烧产生的火箭发动机燃气自然混合并燃烧, 何者更佳? 火箭发动机采用何种设计状态有利于引射增益? 等等, 这些问题均需建立实验实施, 依靠实验与理论结合的方法突破。

需求永远是发展的强有力牵引力, 离开明确的应用背景, 任何动力系统均会面临自身发展所需的“动力”问题。吸气式动力系统与飞行器的总体设计息息相关, 就 RBCC 动力系统而言, 临近空间飞行器对动力系统的需求可能是最好的发展机遇。火箭/冲压组合循环动力系统的关键在于与动力系统与飞行器飞行剖面的互动优化, 而火箭与高马赫数亚燃冲压发动机有机组合的关键在于二者的推力、几何匹配及冲压发动机喉部的可调节性。合理推力范围的火箭发动机与变喉部冲压发动机有机结合的组合发动机也许是临近空间高速飞行器可用动力装置之一。

4 结束语

能在更大空域内自由飞翔, 廉价和快捷进出空间一直是人类的梦想。作为动力系统, 受工作原理所限, 燃气涡轮发动机、火箭发动机和冲压发动机均有其优势领域和不足之处。在更先进的“革命性”动力系统问世之前, 组合循环动力系统无疑给人们提供了大空域、高综合性的希望。RBCC 系统是单级入轨飞行器方案动力系统选项之一, 垂直发射、水平着陆比水平起飞、水平着陆能缩短在大气层中的滞留时间, 进而节省推进剂, 但大气层中仅百秒级的飞行时间, 再入大气层飞行对动力系统并无强劲的需求, 由此相关的火箭发动机携带更多推进剂与吸气式动力系统本身质量的增加对飞行器总体带来的效益究竟如何尚待仔细研究。作为二级入轨飞行器之大气层中第一级飞行器动力系统而言, TBCC 和 ATR 可能优于 RBCC, 就前两者而言, TBCC 技术上更为成熟, 但对国家综合科技和工业能力要求更高。就近期而言, TBCC 动力系统将作为高空高速飞机的首选动力装置获得应用, 基于火箭/冲压组合的动力系统可能会作为临近空间飞行器动力系统将受到关注。动力系统何时、何地、在什么样的飞行器上得到应用取决于系统动力自身的性能潜力、技术成熟度、经济性、飞行器任务剖面、国家的科技和工业基础及诸如政治考虑等诸多因素, 但无论如何, 作为动力系统而言, 首先解决自身技术问题是至关重要的, “先行”必定会获得更多的机遇。

参考文献:

- [1] Francis M Curran, Gary L Bennett. An Overview of the NASA Advanced Propulsion Concepts Program [R]. AIAA 92-3216.
- [2] Timothy Kokan, John R Olds, Virgil Hutchison, et al. A TSTO Hypersonic Vehicle Concept Utilizing TBCC and HEDM Propulsion Technologies[R]. AIAA 2004-3728.

(下转第 15 页)

了氢氧高能推进剂不适于空间推进的难题。

(2) 水火箭不需增压装置,无旋转运动部件,结构简单,可靠性高;燃烧室压强具有很大提升空间,这对于提高水火箭性能有重要意义。

(3) 水火箭比冲、能耗、推力介于常规化学推进与电推进之间,兼具它们的某些优势,且具有较低的结构质量,适用于长寿命、高轨道的航天器。

(4) 水火箭可与航天器储能供电系统、环控生保系统联合设计,实现系统多功能集成和一体化设计,形成综合优势。

(5) 水火箭无毒、无腐蚀、惰性,经济性好,发射使用方便,但应注意水的防冻、多余氧的处理等问题。

参考文献:

[1] Mitlitsky F, Weisberg A H, Carter P H. Water Rocket-

Electrolysis Propulsion and Fuel Cell Power[R]. AIAA99-4609.

[2] Jensen K, Heinitz D, Cater P, et al. Warm-Gas Thruster Development Using Gaseous Hydrogen and Oxygen with Catalytic Ignition[R]. AIAA2000-3163.

[3] Samuel Hollander, Karen Swider-Lyons, Michael Osborn, et al. Water-Based Propulsion for Space Applications[R]. AIAA 2005-4122.

[4] Yasunari Hashimoto, Kyoichiro Toki, Tadashi Ishii, et al. Preliminary Experimental Studies of Water-Energy-Cycle Space Propulsion System[R]. AIAA 2004-3491.

[5] Yasunari Hashimoto, Koji Tanaka. Studies of Water-Energy-Cycle Space Propulsion System-Experimental Study [R]. AIAA2007-5438.

[6] 宋世栋,张华民. 一体式可再生燃料电池 [J]. 化学进展, 2006, 10(10): 1375-1380.

[7] Wim A de Groot, Lynn A Arrington, James F McElroy, et al. Electrolysis Propulsion for Spacecraft Applications[R]. AIAA97-2948.

[8] 塞勃. 理解航天: 航天学入门[M]. 张海云,李俊峰译. 北京: 清华大学出版社, 2007.

(编辑: 马杰)

(上接第8页)

[3] 王占学,乔渭阳. 预冷却涡轮基组合循环发动机发展现状及应用前景. 燃气涡轮试验与研究[J]. 2005, 18(1): 53-56.

[4] Weingartner S. Sanger-the Reference Concept of the German Hypersonic Technology Program [R]. AIAA 93-5161.

[5] 王芳,高双林. 高超声速巡航导弹理想动力系统 [J]. 飞航导弹, 2007 (11): 49-53.

[6] Tetsuya Sato, Nobuhiro Tanatsugu, Hiroshi Hatta, et al. Development Study of the ATREX Engine for TSTO Space-plane [R]. AIAA 2001-1839.

[7] Harada K, Tanatsugu N, Development Study on Pre-cooler for ATREX Engine [R]. AIAA 99-4897.

[8] Matthew E Thomas, Kirk Christense. Air-Turbo-Ramjet Propulsion for Tactical Missile [R]. AIAA 1994-2719.

[9] Henrik Edefur, Fredrik Haglind. Design of an Air-Launched Tactical Missile for Three Different Propulsion Systems: ATR, Rocket and Turbojet[R]. GT2007-27844.

[10] 黄伟,罗世彬,王振国. 火箭基组合循环(RBCC)发动机性能分析. 火箭推进[J]. 2007, 33(5): 6-10.

[11] 刘佩进. RBCC 引射火箭模态性能与影响因素研究[D]. 西安: 西北工业大学博士学位论文, 2001.

[12] 李宇飞. RBCC 引射火箭模态性能研究[D]. 西安: 西北工业大学硕士学位论文, 2004.

[13] 王国辉,王小军,杨军,等. 火箭基组合循环(RBCC)推进系统研究现状[J]. 固体火箭技术, 2003, 26(1): 1-3.

[14] 陈宏,何国强. RBCC 和 TBCC 组合发动机在 RLV 上的应用[J]. 火箭推进, 2008, 34(3): 39-43.

[15] 詹浩,孙得川,邓阳平. 重复使用天地往返运载器飞行弹道计算研究[J]. 飞行力学, 2008, 34(3): 39-43.

[16] 詹浩,孙得川,夏露. 滑跃式高超音速巡航飞行器设计初步研究[J]. 固体火箭技术, 2007, 30(1): 5-8.

[17] 吕翔. 火箭基组合循环(RBCC)发动机性能分析模型研究[D]. 西安: 西北工业大学硕士学位论文, 2005.

(编辑: 陈红霞)