

国外液体火箭推进技术的发展趋向

王 惊 中

摘 要

本文重点从国外运载液体火箭推进技术、空间轨道级液体火箭推进技术以及液体火箭发动机类型等方面的发展趋势,来阐述液体火箭推进技术在本世纪末和二十一世纪的航天事业中的应用和发展。

一、前 言

世界航天技术发展到今天,液体火箭推进技术已不像过去那样只是战略导弹和运载火箭的推进技术,而更主要的是航天空间开发的推进技术。预计它在人们开发、占领空间,特别是在空间运输系统的各项推进领域中,都将发挥愈来愈大的作用。从分析国外的有关材料来看,在今后二十年间,液体火箭发动机在应用和技术上都将有较大的发展。其发展趋向分述如下。

二、运载火箭推进技术的发展趋向

发射空间飞行器的运载火箭今后将继续采用大推力的液体火箭发动机作为推进装置。在运载火箭技术上,要使空间利用得到充分发展并大幅度降低航天运行的总费用。如航天飞机的改进型号可把送入低地球轨道(LEO)的有效载荷从29.5吨增加到45吨以上。

在新型推进系统研制成功之前,可能在八十年代继续使用一些大推力(120吨以上)发动机作为发射器(助推器)。目前要考虑提高发动机的性能,如用高密度烃类燃料(譬如RJ-5)来代替煤油(RP-1)。

今后应致力于高压烃燃料发动机的研究。特别要注重使用烃燃料的预燃室和燃气发生器(包括富氧的和富燃料的)。也要考虑用烃燃料和液氧两者作冷却剂。应该考虑在不同压力下的整个系列的双燃烧室发动机。

三、空间轨道级液体火箭推进技术的发展趋向

空间飞行器由运载火箭送入轨道后,还要用自身的推进系统去执行机动飞行、变轨(如从低地球轨道进到地球同步轨道)及将速度增到第二宇宙速度以上的航天任务。推进系统将有所发展。

八十年代空间拖船的推进系统要采用高性能氢氧发动机、高压补燃循环的空间发动机、气动塞式喷管发动机或高容积密度的液体火箭发动机(推进剂采用 N_2O_4 /胺、液氧/胺、液氧/烃等组合)。推力将在2~15吨的范围内。九十年代后,除改进上述发动机外,可能会采用氟化氧化剂或混合型的发动机。混合型发动机是先用液氧/RJ-5、后用液氧/液氢推进剂的补燃循环发动机;或用液氧/甲基肼和液氧/液氢的双燃料发动机。

轨道转移飞行器比空间拖船大,今后的一些任务可能要用这些先进的飞行器,很可能在1985~1995年得到应用。这种飞行器的推进系统要求高比冲、小尺寸、长寿命和重复起动能力。目前考虑的有高室压氢氧发动机和液氧/甲基肼发动机,它们的推力范围为10~20吨。

八十年代末期,从LEO转移到GEO的航天载荷将从目前的2.26吨增加到4.53吨以上。到九十年代后,空间往返任务将要求运载能力提高到11.32吨以上。

美国考虑用于低推力运载器的低温 OTV 方案(表1) 能把很大的空间装置从航天飞机运至更高的轨道上。飞行器用低推力(226.5公斤)在低加速度下平稳地运送载荷,这样就可采用轻型结构,获得更大的有效载荷。

表1 可供选择的低温OTV的方案

	低 推 力 方 案	后 货 舱 方 案	空 间 基 地 方 案
用途/好处	•用于大型航天系统的缓慢加速 •使大型航天器固定在LEO上	•使轨道器与 OTV 的对接面减到最小 •具有更大的容纳有效载荷空间	•作为 OTV 从轨道来和往轨道去的运输终点站 •有更高的运输效率
未解决问题	•环形液氧贮箱 •小型氢氧泵压式发动机	•严重的热/声环境 •飞行中与航天器的组合	•空间维修 •加长在空间暴露的时间
前景	•下一代加生命维持系统 •综合基本OTV的特性	•需要进一步的方案性研究	•下一代是将运输与宇宙活动中心(SOC)的研究结合起来

未来的提高运载性能、往返飞行和载人飞行将要求不断改进低温推进剂的可贮存性、管理和输送能力;要求在再起动时使用表面张力装置输送推进剂,使用大型和轻质的可重复使用的低温推进剂贮箱和环形液氧贮箱。详见表2。

表2 OTV需要的低温液体推进的技术进展

技 术 进 展	措 施	利 益
A. 主发动机		
提高比冲	高压, 更大的膨胀	比冲提高1秒可增加有效载荷45.3公斤
低推力方案	改进涡轮泵, 喷注器, 热交换器	推进剂沉积, 或有低的加速度
减轻重量	采用复合材料	发动机重量减轻1磅可增加有效载荷1磅(0.453公斤)
可重复使用性	监视和检查设备	在某些飞行任务中节省运行费用
对人的适用性	减少紧张度; 重复设备	满足载人飞行要求
B. 推进剂供应系统		
可重复使用性	检查推进剂贮箱	节省运行费用
减小运载器长度	改为环形贮箱(动力的)	适应尺寸长的有效载荷
零重力下的推进剂处理与输送	制取、混合、排放、绝热和热交换器等	担任各种性质的飞行任务并可在轨道上重新加注
提高推进剂贮存能力	减小低温推进剂的蒸发	延长了空间停留时间

美国目前使用的航天飞机是一种从地面到低地球轨道的运载工具，它只是美国今后空间运输系统的一个组成部分，必须再配上惯性上面级或轨道转移飞行器，才能将有效载荷运送到地球同步轨道或其它高轨道上去。目前使用高单位容积比冲和用泵压式输送可贮推进剂可得到更为小巧的推进系统(长2.59米)，因此在航天飞机货舱中可放进比采用低温级时更长的有效载荷。但要研制几项关键技术：高室压的四氧化二氮再生冷却式推力室、小型高速涡轮泵、价廉的轻型贮箱和推进剂制取设备、便宜可靠的贮箱增压系统以及高推进剂质量比的火箭级等。航天飞机轨道机动系统考虑方案中有用 N_2O_4 /甲基肼的挤压式发动机，也有 N_2O_4 /肼、液氧/烃或液氧/液氢的泵压式发动机。

由于空间飞行器控制要求不断提高，如起动次数和响应特性的要求提高，单组元肼分解发动机已不能完全满足要求。今后在高性能控制发动机的应用上，微型(推力0.1~1公斤)和小推力(推力1~100公斤)的双组元液体火箭发动机会有广阔的前景。但应指出，这些辅助推进曾经是技术发展中被忽视的一个方面。今后的任务要求有新的工作领域，象更高的比冲、更大的总冲和更长的寿命，研究重点将放在设计安全性、推进剂毒性和腐蚀性、污染控制、检修、易换性及运行成本方面。

单组元肼分解推进系统将继续在一些卫星上使用，其比冲低于230秒的重大缺点，用电加热分解肼以产生燃气的方法加以克服，可将比冲提高到300秒左右(如国际通讯卫星V)。当然在用增强式热交换器之前，也可用催化反应器，如萨特康卫星、G星以及空间网通信卫星均将采用这种增强式装置。

地面可贮双元推进剂的反推控制系统(RCS)即航天飞机使用的394和11.3公斤的推力器以及印度卫星(INSAT)和系统运用实验室(SAL)计划所用的45.3公斤推力器，在新的对地静止卫星和空间平台等项的未来用途中，显示出要求研制更低推力器。现美国几家公司正在进行0.226~0.453公斤推力的双元推进剂推力器的研制工作。这类低推力姿控推力器和轨道机动或轨道转移的更大的推力器装在一起，就可获得更大的组合效率和更低的成本。

预计航天飞机、空间站或空间平台或其它航天器之间进行载人或不载人的各种形式的空间机动时，都会更大程度地需要能广泛调节的推力系统。

未来的卫星、特别是通信卫星都要求其辅助推进系统工作寿命更长(15年以上)，价格更低。

对于需有巨大发电能力的长寿命空间系统，使用电解法获取氢和氧看来具有不少优点。在水电解式推进系统方面已开展了很多项工作。气体推进剂也能在空间站上液化，以便用于推进、应急发电和生命保障系统中。

今后以空间为基地的推进系统以及推进剂的存放都需要贮存、加注和推护方面的新技术。今后二十年内的飞行模式将要求在轨道上停留5年或更长的时间。有效热控与有效低重力加速度液体管理相结合是长期贮存的关键。美国计划在1989年建造低温液体管理设施(CFMP)，用以进行热防护、液体定位控制、贮箱压力控制、液体输送和加注以及低重力加速度飞行中流体的测量等实验工作。

四、液体火箭发动机类型的展望

1. 高性能高密度推进剂发动机

此类发动机将采用液氧、液氟、氟氧混合物、四氧化二氮或高密度硝酸作为氧化剂；采

用高密度的烃或胺作为燃料。选用高室压和泵压式输送系统。除采用钟形喷管外,还将采用气动塞式喷管或线型喷管。性能上将达到高比冲、大的推重比和紧凑的尺寸。

2. 高性能液氢发动机

此类发动机将采用液氧、液氟、氟氧混合物或二氟氧作氧化剂,液氢作燃料,选用高燃烧室压力、推力在15吨以下用钟形喷管,大推力可能用塞式喷管。性能上达到高比冲、大的推重比和紧凑尺寸。

3. 高性能双燃料发动机

此类发动机的突出优点是推进剂密度高,比冲高,飞行器的速度增量或有效载荷大,特别适合单级入轨的航天飞机。

4. 低费用高密度推进剂发动机

此类发动机的特点是成本低。燃烧室压力低于14公斤/厘米²(挤压式系统)或60公斤/厘米²(泵压式系统),推进剂与1的相同。今后选用此类发动机主要取其经费低廉。

5. 控制用的小推力及微型发动机

双组元控制发动机将继续采用可贮存推进剂(如 N_2O_4 /甲基肼)和挤压式供应系统。按任务分,发动机可以是定推力、变推力、脉冲推力或这些状态的组合。此类发动机要求高性能(比冲、重量、尺寸)、长寿命和快速响应性。

单组元控制发动机今后主要是在研究加温器、改进催化剂和催化剂床的设计方面进行工作,以确保发动机的性能、响应特性和再现能力稳定等。此类发动机还可用于再入机动自导弹头的推进用。

6. 复式液体火箭发动机

此类发动机是单个发动机,用单组元和双组元两种推进剂。用单推力室产生低推力,用来修正轨道、入轨和反推及机动飞行上提供较大推力。为八十年代和其后的星、船设计人员提供很大灵活性。发动机以单组元工作时,肼分解产生低推力和比冲,若把液体氧化剂注入肼分解的气流中,发动机即以双组元工作,产生较大推力和比冲。

参 考 文 献

- (1) Astronautics & Aeronautics, December 1982, PP.87~95.
- (2) Astronautics & Aeronautics, April 1983, PP.46~56.
- (3) 王惊中译张遐圻校:美国液体火箭推进技术展望,《国外导弹与宇航》1984年第2期。
- (4) 王惊中译张遐圻校:1982年国外航天液体推进技术的成就,《国外导弹与宇航》1983年增刊第1期。
- (5) 陈启智:液体火箭发动机技术的现状和展望,1983年国防科技大学。
- (6) 《推进技术》编辑部:国外导弹发动机手册(1982年5月)。
- (7) 《国外导弹与宇航》编辑部:国外导弹与宇航(1980年第9期、1981年第5期)。
- (8) 朱宁昌:美国液体火箭推进技术,出国考察报告(1980年11月)。