

变推力液体火箭发动机综述

岳春国^{①*}, 李进贤^②, 侯晓^②, 冯喜平^②, 杨姝君^③

① 第二炮兵工程学院, 西安 710025;

② 西北工业大学燃烧、流动和热结构国家级重点实验室, 西安 710072;

③ 中国兵器工业集团公司 203 研究所, 西安 710065

* E-mail: <mailto:wsgangzi802@qq.com>

收稿日期: 2008-07-24; 接受日期: 2008-09-31

国家高技术研究发展计划(“863”计划, 宇航专项基金)资助项目

摘要 随着人类探索太空活动的逐年增加, 发展变推力推进技术的重要性愈发明显. 本文综述了变推力火箭发动机国内外的发展现状与趋势, 分解了发展变推力火箭发动机的关键技术, 最后提出适合我国国情的变推力液体火箭发动机技术的发展设想.

关键词

变推力发动机
针栓式喷注器
火箭推进技术

1 前言

研究现代火箭技术的先驱之一 R.H.Goddard, 早在 20 世纪初就提出了火箭发动机推力控制的必要性. 具有推力控制能力的火箭发动机在航天运输及空间机动飞行的许多情况下都具有技术上的优越性. 航天运输系统的动力装置采用变推力发动机, 可以实现最佳推力控制, 从而使运载能力达到最大; 载人航天的主动段飞行使用变推力发动机进行推进, 可以严格控制宇航员的过载, 确保宇航员的飞行安全; 对于空间飞行器的交会对接与轨道机动, 变推力发动机可以提高操纵控制的灵活性. 如果导弹系统采用变推力发动机进行推进, 则可以改善导弹飞行轨道的机动性, 从而提高导弹武器的突防能力. 在诸如月球等无大气天体表面的软着陆及机动飞行中, 变推力发动机是目前唯一可用的动力装置. 由于火箭发动机是高密度的能量释放器, 对其推力进行设计和控制时需要解决诸多技术上的难题, 因此变推力液体火箭发动机的研究与发展具有不同于普通推力液体火箭发动机的独特的技术问题^[1~4].

已有的液体双组元火箭发动机运行中的推力控

制技术主要包括^[5]:

- 1) 改变固定的喷注单元上游供应系统的压降(如控制阀门);
- 2) 在喷注前将气体喷注到液流中;
- 3) 通过可选择的歧管来调节喷注单元的面积;
- 4) 通过可移动的喷注单元来调节喷注单元的面积;
- 5) 采用毛细管, 或类似流控的流动压力消散器(如涡流装置, 粘性喷射装置);
- 6) 改变燃烧室喷管喉部面积;
- 7) 一个完整的发动机上采用多个独立工作的燃烧室;
- 8) 用中到高速率脉冲宽度调节(开-关循环), 平均得到所需的稳态推力水平;
- 9) 上述 2 种以上方法的组合.

现今, 大多数液体双组元火箭发动机, 采用了第 1 项技术, 即采用推进剂供应系统控制阀来调节经过固定几何形状喷注器的推进剂流量.

2 国外发展历史、现状与趋势

变推力液体火箭发动机设计中, 喷注器的设计

尤为重要. 针栓式喷注器(原理见图1)与用在双组元液体火箭发动机上的典型的撞击式或同轴式喷嘴比较, 具有独特的几何特性和喷注特性. 针栓式喷注器能够产生很高的燃烧效率(96~99%), 并具有如下工作特性: 很强的调节能力、面关机特性、成本低、可靠性高以及操作安全等, 因此, 国内外关于变推力发动机研究主要集中于使用针栓式喷注器的变推力发动机.

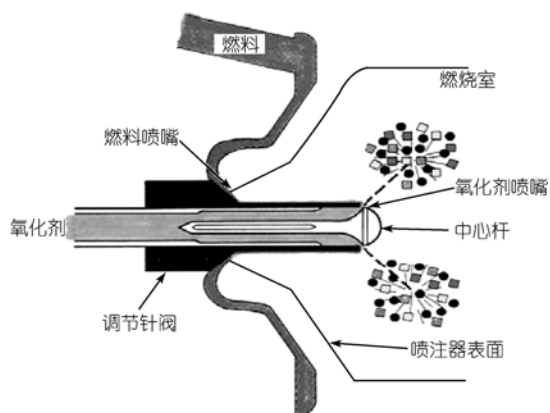


图1 针栓式喷注器原理示意图

美国TRW公司在过去的40多年中, 已研制出60多种不同的针栓式喷注器^[2]. 针栓式喷注器在火箭中的应用可追溯到1957年, 美国加利福尼亚理工学院喷射推进实验室为了分析火箭推进剂的特性所做的试验, 试验简单但设备一流. 这项工作由Art Grant的监督下由Gerry Elverum负责进行, 后来的理论分析和工程技术问题由Dr. Pete Staudhammer和Jack Rupe完成.

由于针栓式喷注器能够获得高性能, 以及不同工况下固有的燃烧稳定性, 很快便应用于变推力发动机. 1961年12月, 第1个针栓式喷注器用在MIRA500火箭发动机上, 推力变化为111.2~2224 N. 1962年5月再次被用于MIRA5000发动机, 推力变化为1112~22240 N. 1963年美国还研制了MIRA150A, 推力变化为133.5~667 N.

最著名的是1963年7月, 美国TRW公司负责研制的登月舱下降发动机(LMDE), 如图2所示. 最大推力为44.52 kN(推进剂为 N_2O_4 +混肼50), 且具有10:1的推力调节能力. LMDE采用针阀机械定位喷注器与可变截面的汽蚀文氏管阀一起使用, 保证在调节范

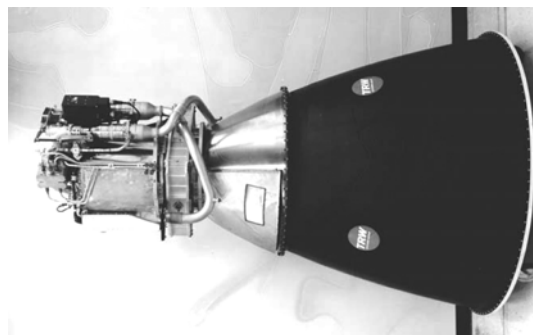


图2 美国登月舱下降发动机

围内进行等混合比的流量控制. LMDE被成功的用在阿波罗9号到17号的载人飞行系统. 在研究LMDE的同时, TRW公司还发展了低推力的针栓式发动机, 包括1966年开发的URSA (universal rocket for space applications)系列. 这类发动机采用可贮存推进剂 $N_2O_4/A-50$ 或 N_2O_4/MMH , 产生111.6 kN或890 N的固定推力, 选择烧蚀或者辐射冷却的燃烧室. 这些发动机能够在35 Hz的脉冲下工作, 设计稳定点火寿命超过10000 s(辐射冷却燃烧室). 计划应用这些发动机的还有Gemini, Apollo, Dyna-Soa, 载人空间试验站, 多用途双组元推进系统等.

一种结构更为简单、从LMDE演化而来的发动机被用在Delta 2914和3914飞行器的第2级上(1974~1988). 这种44 kN固定推力的烧蚀冷却发动机称作TR201, 拥有100%的飞行成功率(包括69次非秘密飞行). 此发动机和登月舱下降发动机十分相似, 但使用了简化的头部/阀组件, 这些组件不具备可调能力. 登月舱发动机的原理及其技术基础还被应用于NASA/TRW轨道机动飞行器(OMV)计划的变推力可调发动机的研制工作.

为了适应航天发展和商业竞争的需要, 美国从20世纪80年代开始, 对针栓式喷注器进行了一系列的改进. 传感器、控制和导弹技术的发展表明对杀伤性导弹武器进行拦截已经变成可能. 但是, 这样的导弹需要姿态控制和后期的“转向”, 这就要求火箭具有快速响应、脉冲工作的能力和对推力进行线性调节的能力.

1981年美国研制了一种用于“哨兵”计划的俯仰偏航发动机——“弗莱威特”变推力发动机(见图3), 该发动机具有高压、可调和快速响应的特性. 这种发

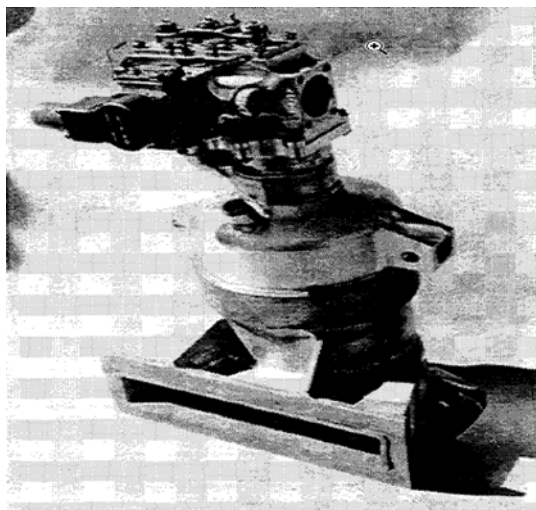


图3 “弗莱威特”变推力发动机

动机是登月舱下降发动机和 TRW 公司的战术武器系统可调发动机的直接改型, 推力变比达到 19:1, 能够以稳定状态和脉冲方式两种模式工作, 且在推力变化过程中发动机响应的脉冲宽度低于 8 ms. 工作室压 15.16 MPa 时, 发动机尺寸和重量比较小 (<5.9 kg). 就整个工作范围来说, 在额定推力时燃烧效率达到 98%, 在额定推力的 10% 时燃烧效率是 94%, 即使在 19:1 这样的调节点, 测得的效率值也有 71%.

该发动机和其他发动机相比有以下特点: a) 实现喷注器面关机; b) 在行程调节为 14:1 的范围内, 推进剂流量与针阀行程呈线性; c) 快速动作的阀作动器带有“硬的”或“软的”阀座; d) 针栓式喷注器能控制喷注速度; e) 推力伸缩范围大、推进剂适用的种类多, 而且不会产生燃烧不稳定, 无需增加声腔和隔板等抑制措施.

“弗莱威特”采用高压流量定位针栓式喷注器, 用一个快速动作的伺服阀和一个专用的阀作动器能得到极快速的响应特性. 为了适应射流干涉作用的某些要求, 在发动机设计中还采用了若干独特的方案, 包括一个能使排气流转折 120°、长宽比为 5:1 的缝隙式短喷管, 一个低成本的烧蚀衬里和喷管^[2].

一个比较简单的、实现喷注器面关机的针栓式发动机(KEW), 被设计用于空军早期的战略防御动力能源武器计划, 并进行过地面试车. 这种发动机的喷管能使气流转折 90°, 推进剂采用 N_2O_4/MMH 、工作室压为 11.71 MPa 时, 可以获得 1334 N 的真空推力、脉

冲响应能力为 12 ms. 为了用于 ERIS(exoatmospheric reentry-vehicle interceptor subsystem 大气层外再入飞行器拦截器子系统), TRW 公司和洛克希德导弹空间公司签定协议决定对面关机喷注器进行改良, 以提供杀伤性武器推进子系统.

面关机喷注器还被成功应用于凝胶推进剂发动机. 凝胶推进剂有着花生酱一样的浓度. 为了增加液体燃料(典型的是 MMH)的能量密度, 典型的凝胶推进剂使用铝粉或者碳粉, 使氧化剂和燃料在温度和流动状况下有很好的匹配. 凝胶推进剂有着接近固体推进剂的能量密度以及液体推进剂的可控性, 具有更好的贮存性、维护性和使用性. 与固体和液体推进剂不同, 凝胶推进剂对灵敏度不高的军需品有着广泛的适用性.

20 世纪 80 年代中期到 90 年代初, 另一个设计上的挑战是使火箭发动机小型化. 作为空军反弹道导弹计划的一部分, TRW 公司研制成功一种推力只有 22 N, N_2O_4 /肼为推进剂、使用针栓式喷注器的推进器. 这种辐射冷却的发动机在 1993 年 8 月试车成功, 而其质量只有 135 g, 喷管扩张比为 150:1, 比冲大于 3000 m/s.

在此期间, 还有一个设计上的改进是使用低温氢作为针栓式喷注器的燃料. 以前采用液氧或者液态氟氧作为氧化剂, 用接近常温的推进剂如甲烷、乙烷、丙烷、RP-1、或肼作为燃料. TRW 公司通过与道格拉斯和 NASA 格伦研究中心合作, 证明针栓式喷注器可以使用沸点为 28 K 的液氢作为燃料直接喷射, 简化高性能助推器发动机的设计. 1991 年底和 1992 年初, 一个推力为 71.2 kN 的 LOX/LH₂ 试验发动机设计成功, 这种发动机总共进行了 67 次热试车, 证明具有很高的燃烧性能, 平均燃烧效率达到 97%^[2].

由于针栓式喷注器被证明有惊人的灵活性和大范围变工况的适应性. 近 10 年来, 针栓式喷注器的应用更加广泛. 在空间推进领域, 1996 年 TRW 公司成功完成了先进的 LAE(liquid apogee engines)的设计和鉴定, 这种发动机推力为 472 N, 额定比冲为 3157.7 m/s, 用 N_2H_4/N_2O_4 作为推进剂. 1999 年 8 月完成 NASA Chandra 航天器的终级入轨发动机 TR308 LAEs, 该发动机可在双模式下工作. 下一代 LAE 发动机 TR312 的设计将采用铱材料的燃烧室, 同时使用 N_2O_4/MMH 的推进剂组合能够产生 3187 m/s 的比冲, 使用 N_2O_4 /

肼推进剂组合能够产生 3236 m/s 的比冲. 使用 LOX/RP-1 作为推进剂, 推力为 57.8 和 178 kN 的试验发动机试车也获得成功^[6].

统计表明飞行器成本的 40% 在于火箭发动机. 为了减少发射航天器的费用、增强商业发射的竞争, 近年来, TRW 公司又研制了一系列 LCPE (low cost pintle engine), 如 71.2, 111.2, 178, 1112 和 2891 kN 发动机, 使用的推进剂都是 LOX/LH₂. 其中 178 kN LOX/LH₂ 发动机燃烧室的压力可以在 1.93~2.62 MPa 之间变化, 没有燃烧不稳定现象. 2891 kN 推力的 TCA (thrust chamber assembly) 被证明有很好的性能, 燃烧室设计压力为 4.82 MPa, 燃烧效率达到 96% 并且没有燃烧不稳定现象^[2].

近年来环保要求越来越高, TRW 公司开始使用无毒或者低毒推进剂代替传统的有毒推进剂. 最近, 为了确定影响燃烧效率的特征参数, Purdue 大学开始研制一种推力为 667 N 的针栓式喷注器发动机, 推进剂采用火箭级过氧化氢和无毒自燃易混燃料. 通过对不同的针阀长度、燃烧室直径以及不同脉冲工作条件下的试验发现, 在试验的针阀孔尺寸范围内性能没有明显变化的趋势, 并且较短的针阀会提高性能. 在脉冲工作条件下, 总动量比对性能没有明显的影响^[7].

针栓式喷注器以其独特的结构和操作性能, 没有飞行失败记录, 而且无论在地面还是飞行中都未发现燃烧不稳定现象, 产生的推力从 22 N~2891 kN 跨越 6 个数量级, 室压变化范围 250:1, 有 25 种不同的推进剂组合可被使用^[2], 由于栓式喷注器具有惊人的灵活性和大范围变工况调节能力, 因此得到广泛应用, 而且将进一步得到发展.

3 国内研究现状

我国变推力发动机研究工作始于 20 世纪 80 年代^[8~10]. 1983 年我国第一台双组元变推力液体火箭发动机在国防科技大学试车成功, 发动机通过调节流量来改变推力. 20 世纪 80 年代国防科技大学又研制出杠杆双调变推力发动机, 利用杠杆带动流量调节锥和喷注器的调节针阀实现推力调节.

1992 年, 航天科技集团六院和国防科技大学合作研制成功混合比和喷注性能同时可控、多次启动、

双组元双调节低压流量定位变推力液体火箭发动机. 该发动机取消了常规双调变推力发动机的杠杆系统, 依靠液压作动的流量调节阀调节流量与控制混合比, 液压联动的喷注器针阀则保持喷注速度不变. 推进剂采用 N₂O₄/UDMH, 发动机推力变比 5:1.

国防科技大学张育林^[10]建立了用于分析喷注器与文氏管双调的变推力液体火箭发动机响应特性的分析模型及计算程序. 李晓滨^[9]对变推力发动机推力室能量转换和控制机理进行了探索, 建立了液滴的蒸发模型, 用于描述喷注雾化区后流场, 但模型未考虑气相化学反应过程.

“十五”计划期间, 航天科技集团六院开展了新型 10:1 推力变比变推力发动机预先研究. 该发动机继承了推力变比 5:1 发动机系统和结构特点, 推进剂采用 N₂O₄/UDMH, 通过室压反馈数控器控制电磁阀的动作以改变调节锥行程来实现流量的调节, 而混合比通过一连接两路流量调节锥的“T 型”梁保证.

4 关键技术

综观国内外变推力液体火箭发动机的研究现状, 发展变推力发动机需解决如下关键技术.

(1) 大范围流量调节技术. 采用带有可调气蚀管的双组元流量调节阀, 调节推进剂流量和混合比. 流量的调节可通过改变文氏管调节锥的行程, 进而改变文氏管喉部流通面积而实现; 通过调节两个文氏管调节锥的相对位置及精确设计调节锥的型面, 可实现对混合比的精确控制.

(2) 高性能针栓式喷注器设计技术. 开展针栓式喷注器结构参数和工作参数与发动机性能、燃烧稳定性及室壁边区混合比之间关系研究. 优化喷注器参数, 保证大变比条件下, 双组元喷注速度比和混合比周向分布达到最佳, 一方面保证发动机性能, 一方面确保冷却条件变化时室壁和喉部安全, 以利于提高发动机身部和喷管的可靠性.

(3) 长寿命、轻质复合材料烧蚀身部和喷管技术. 辐射冷却身部在变工况下, 特别是在大变比条件下, 液膜冷却组织较为困难. 发动机身部对混合比分布的不均匀性很敏感, 在液膜冷却不充分的条件下, 目前常用的铌合金材料无法适应变推力的要求. 烧蚀材料身部在我国还没有应用于液体火箭发动机

型号的先例, 但它对混合比的不均匀性敏感度比辐射冷却身部低, 在美国的变推力发动机中得到了广泛应用. 应以烧蚀冷却身部作为主攻方向. 烧蚀冷却身部和喷管可考虑采用复合材料, 以减轻重量.

(4) 快速响应与发动机小型化技术. 快速响应的实现包括控制反馈系统、作动系统、冲量的实现与终结系统等诸多环节. 控制反馈系统可采用数字控制器作为发动机的控制中心, 通过控制程序的优化技术, 实现对发动机的快速控制; 采用快速响应电磁阀或小型化步进电机—作动器实现对流量调节阀的作动控制; 通过针栓式喷注器来实现喷注器面关机, 实现“零容腔”充填, 以获得最快的启动和关机响应; 通过提高燃烧室室压实现发动机系统的小型化.

(5) 变推力发动机燃烧流动一体化计算分析. 建立变推力发动机内多相雾化、混合、蒸发、燃烧和流动模型, 开展变推力发动机燃烧流动一体化仿真研究, 深入分析结构参数和工况参数等对发动机总体性能的影响, 为变推力发动机设计的优化提供理论支持.

5 发展设想

针对航天器空间机动、交会、软着陆、返回等需求, 应大力发展针栓式变推力液体火箭发动机技术, 特提出如下几点初步看法和建议.

(1) 优化针栓式喷注器设计, 实现大范围推力变比.

(2) 突破变推力双组元推进剂流量同步调节技术.

(3) 攻克复合材料烧蚀身部和喷管关键技术, 解决烧蚀身部的长寿命和轻质问题.

(4) 实现发动机的高精度、快响应和小型化.

(5) 加强变推力发动机流动、燃烧和传热研究, 缩短研制周期, 降低设计成本.

变推力推进技术可广泛应用于卫星、月球探测器和深空探测器等, 在未来的军用和民用航天器中均具有广泛的应用前景. 同时, 变推力推进技术的发展将大幅提升我国空间推进技术水平, 突破新概念推进技术的瓶颈, 形成具有自主知识产权的高性能推进装置, 缩小同国外先进技术水平差距.

参考文献

- 1 张育林. 变推力液体火箭发动机及其控制技术. 北京: 国防工业出版社, 2001
- 2 Dressler G A, Bauer J M. TRW pintle engine heritage and performance characteristics. AIAA 2000-3871
- 3 Elverum G W. The descent engine for the lunar module. AIAA 67-521
- 4 Tom Mueller. TRW 40 K1bf LOX/RP-1 low cost pintle engine test results. AIAA 2000-3863
- 5 Gavittetc K. Testing of the 650 K1bf LOX/LH2 low cost pintle engine. AIAA 2001-3987
- 6 Gavittetc K. TRW LCPE 650 K1bf LOX/LH2 low test results. AIAA 2000-3853
- 7 Austin B, Heister S. Characterization of pintle engine performance for nontoxic hypergolic bipropellants. AIAA 2002-4029
- 8 邢馥源. 双组元变推力火箭发动机喷注器改进设计. 推进技术, 1990, 11(2): 43—47
- 9 李晓滨. 双组元变推力液体火箭发动机燃烧效率分析. 长沙: 国防科技大学, 1984
- 10 张育林. 喷注器与文氏管双调的变推力液体火箭发动机响应特性分析. 长沙: 国防科技大学, 1984