

# 液体火箭发动机低成本设计技术

丁丰年, 张恩昭, 张小平  
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

**摘 要:** 简要介绍了国外液体火箭及其发动机的低成本研制现状, 重点论述我国液体火箭发动机低成本设计, 尤其是发动机系统、发动机重要组件的结构简化及可靠性设计经验。发动机系统优化与简化设计方法确保了系统简单、零组件数量和组件品种减少, 操作性方便。关键组件的预先研究和新型密封结构设计提高了发动机的可靠性。指出低成本设计是降低发射费用的重要措施之一; 液体火箭发动机低成本研制应从系统设计着手, 力求系统简单可靠; 对于要求特殊和薄弱环节的结构运用创新和关键技术攻关得以实现。

**关键词:** 液体火箭发动机; 低成本; 系统设计

**中图分类号:** V434

**文献标识码:** A

**文章编号:** (2007) 03-0001-06

## Low cost design technology of liquid rocket engine

Ding Fengnian, Zhang Enzhao, Zhang Xiaoping  
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** This paper described the status of launch vehicle and liquid rocket engine (LRE) low cost development technology worldwide. China's LRE low cost design technology was discussed in detail, including practical experience of the engine system low cost design, structure simplification and reliability design of the engine main components. The engine system optimization design method insured the system simplification, and reducing of elements and components. Preliminary study of key components and new seals increased the reliability. It was pointed out that low cost design was one of the main method of reducing the launch cost and the liquid rocket engine low cost development should start from system design.

**Key words:** liquid rocket engine; low cost; system design

收稿日期: 2006-10-26; 修回日期: 2007-01-10。

作者简介: 丁丰年 (1939—), 男, 研究员, 研究领域为液体火箭发动机系统设计。

## 1 引言

早期研制的一次性使用运载火箭大部分是由原有的导弹武器改进而成的。由于在冷战竞争背景中,运载技术发展追求“最先拥有”,往往忽略了研制成本甚至不计成本。这样以来,导致发射成本居高不下。在国际发射市场竞争日益激烈的今天,发射价格多少、发射可靠性程度、发射信誉高低将是获取航天发射定单的最主要指标,也是航天运载研制部门及公司能否继续生存的关键。部分重复使用的航天飞机研制,试图将发射费用降下来,因研制费用高、工作可靠性、使用维护费用等问题最终没有达到预计的目标。

从世界各国运载器低成本研制出发,探讨作为航天运载器重要组成——液体火箭发动机低成本设计问题。

## 2 国外运载火箭的低成本设计现状

目前,为了降低发射费用,世界各国都在致力于使用和研制新一代一次性使用的大型运载火箭,这些火箭是在现有技术基础上,尽量做到降低研制生产成本。如美国已投入使用的宇宙神 V 火箭和德尔它 IV 火箭,预计可将发射费用降低 25%~30%。

日本早在 1994 年就研制出了 H-2 火箭,因技术复杂、发射费用过高、可靠性较差、市场开发不力,无法吸引用户,而不得不对其大动手术。为了挽救其不利形势,日本宇宙事业开发团以市场为导向当机立断开发 H-2A 火箭。他们通过简化技术、简化制造工艺、简化火箭操作等途径以改善火箭的可操作性、提高火箭可靠性。采取的主要措施包括:简化芯级 L-7、二级 LE-5A 氢氧高压补燃发动机设计,改进型 L-7A、LE-5E 发动机工作更加可靠;简化箱底、取消共底贮箱结构、改变整流罩设计及生产工艺、焊接的零件数由原来的 35 万个减少到 28 万个等使发射费用由 H-2 火箭原来的 190 亿日元降到 85 亿日元,发射费用下降 50% 以上。尽管这样,与其他

火箭相比,终因费用过高而很难得到发射订单。欧洲航天局由于决策正确,目前自行研制的阿里安 5 火箭通过采用发生器循环的 HM-60 芯级氢氧发动机和上面级氢氧发动机, GTO 有效载荷提高一倍,使有效载荷费用下降到 8000 美元/公斤,依靠其费用和信誉,使其在国际发射市场上占据了主导地位。俄罗斯虽然打入国际发射市场较晚,为了争取国际市场,除使用可靠性高的质子号、联盟号火箭和与国外公司联合组建海上发射外,目前正在开发发射费用低的全液氧煤油型新火箭—安加拉火箭。

尽管一次性使用火箭如火如荼发展,但要想将发射费用更大幅度地降下来,就十分困难。如上所述,航天飞机研制的初衷是将发射费用大大降下来,遗憾的没能如愿。但还是给人们以启发。美国 NASA 从 1996 年正式启动的单级入轨完全重复使用运载器 X-33/冒险星计划,是把低地球轨道单位有效载荷的发射费用由现有的价格下降五分之一,即每磅为 1000~2000 美元。NASA 还制定了高度重复使用航天运输 (HRST) 计划,其目标是运输费用降为每磅 100~200 美元。虽然, NASA 在经历了三年以上的关键技术攻关和投入大量资金的情况下,因存在难以克服的技术难度及经济回报问题于 2001 年 3 月而被迫终止和放弃,重新调整了美国的探索空间的天地往返运输系统计划。

2004 年 1 月 15 日,布什总统宣布“空间探测新构想”后, NASA 重新制定了美国未来的航天计划,决定 2018 年实现载人重返月球,并以月球为基地,登陆火星。根据这项计划,执行重返月球任务的探索系统将采用航天飞机和阿波罗登月计划中成熟、安全和可靠的技术。这将大大减少登月的风险和降低费用,从而使能力更高的登月飞行的费用仅为原阿波罗计划的 55%。

## 3 国外液体火箭发动机的低成本研制经验

以往由于导弹武器发展急速膨胀,液体火箭发动机的设计人员常常是在追求高性能而很少顾及研制生产费用情况下进行研制的。目前,在以

市场为导向情况下,对于占航天运载器研制费用四分之一以上的液体火箭发动机研制来说,原来的做法已不能适应,降低发动机的研制费用就显得极为重要了。

美国一次性使用运载火箭发动机的研制贯彻了低成本的设计思想。洛克希德·马丁公司直接从俄罗斯购买了 RD-170 发动机技术,采取美、俄联合研制的方法,在 RD-170 基础上成功研制出 RD-180 发动机<sup>[1]</sup>。这种发动机只需将涡轮泵、发生器作相应改进,发动机循环方式、推力室、自动器、与摇摆相关的组件不作改变。采用成熟的技术,省去了发动机研制费用,加快了宇宙神系列火箭的研制进度,并使发射费用得以较大下降。对于德尔它 IV 火箭,洛克达因公司新研制了大推力氢氧发动机 RS-68<sup>[2]</sup>,该发动机设计完全不同于洛克达因公司研制 SSME 的设计思路。它是以现有设计经验和条件为基础,在满足总体性能要求前提下,尽量降低设计技术要求,减少组件功能。同时尽量采用成熟的技术:推力室采用同轴式喷注器、管束式身部、烧蚀喷管;简化系统:采用发生器循环系统,减少零组件数量(其中,涡轮泵的零件数只有 SSME 的四分之一,发动机的零件数为 SSME 的 20%),简化设计,推力提高了约 50%,而研制费用比 SSME 降低了近 50%。

美国在研制空中发射运载器 X-34 时,马歇尔空间飞行中心首次根据 NASA 制定“快、好、省”(FBC)方针设计与研制液氧/煤油 Fastrac 主发动机。按这一设计思想把材料、工艺以及创新相结合研制的烧蚀燃烧室及喷管构成的推力室性能高、工作稳定、可靠性好、成本低。其中,创新的主喷注器结构简单、成本低,每台不含常平座的喷注器的生产成本(但含常平座的下支座)仅为 42 605 美元<sup>[4]</sup>。

此外,美国私人公司在两级重复使用运载器 K-1 火箭的研制中,承担动力系统研制的 Aerojet 公司干脆直接从俄罗斯萨马拉公司买进数台前苏联的 NK-33、NK-43 液氧/煤油发动机产品进行功能性改进(包括摇摆系统和控制用电器元器件)和研究性试车,计划使整个运载器的研制费

用加 3 枚火箭产品的费用只有 5 亿美元,创下了美国研制史上的新记录。

美国的重返月球计划,研制了两种运载器。其中,CLV(战神 I)为两级火箭,一级采用可重复使用的航天飞机改进型的 5 段式固体助推器(SRB,航天飞机的助推器采用 4 段式固体火箭发动机),二级采用 1 台 J-2X 发动机;CaLV(战神 V)为两级半火箭,助推级为 2 台 5 段式固体助推器(SRB),一级采用 5 台 RS-68 发动机,二级采用 2 台 J-2X 发动机,而 J-2X 发动机由土星 V 的二、三级发动机 J-2 改进而来。由此可见,美国的重返月球计划的发动机设计方案,继承性好,研制试验大大缩减。从某种程度上说是一个典型的低成本设计方案<sup>[5]</sup>。

## 4 国内液体火箭发动机低成本研制经验

### 4.1 低成本设计原则

液体火箭发动机的设计原则是在满足总体部的性能、可靠性要求的前提下,根据自身的研制经验和国情,采用成熟的技术、简化发动机系统、结构设计简单、尽量采用现有的加工工艺、使用比较成熟的材料、采用轻质化结构、简化可操作性,以市场为导向研制低成本发动机。

### 4.2 低成本设计发动机

#### 4.2.1 长征系列发动机

我国在长征系列火箭液体火箭发动机的研制中,都遵循了上述原则。值得提出的是长征系列火箭的液体火箭发动机既采用了简单的循环系统和结构简单、可靠性高的一次性使用组件,又采用了模块化、“以一代二”的设计方法(即一级发动机用四个单机模块并联而成,二级发动机用相同的单机模块)。这样,长征火箭上的发动机品种少,降低了研制周期和研制费用,我国长征火箭历史上没有出现因发动机故障造成发射失败的记录,确保长征火箭具有较高的成功发射率。我国在上面级发动机初步设计前后,广泛收集了美国阿金娜发动机公开发表的资料,经过对这些资料的分析、整理和研究,吸取了这种发动机的成熟经验和教训<sup>[6]</sup>。到 20 世纪 70 年代具体设计

时,把阿金娜发动机成熟的技术直接用于发动机系统设计上。如设计发动机工作程序时,采用了压力信号器确保氧化剂超前进入燃烧室的程序;为了解决两次启动问题,采用了阿金娜发动机远离热源(涡轮)设置了两个固体火药起动器的方法,并采用类似的推进剂排空系统技术等。实际证明 YF-40 发动机采用阿金娜发动机的经验是成功的,既节省了研制费用,又可以把主要精力集中在上面级发动机的薄弱环节上,并为在某些方面优于阿金娜发动机奠定了基础。如采用泵前摇摆,避免了阿金娜发动机泵后摇摆带来的结构复杂、质量大的缺点;在系统参数平衡的基础上,泵的优化设计,避免了复杂的齿轮箱结构;对于一次启动,因燃烧室中硝酸盐的积存量少,去掉了阿金娜的吹除系统;为了解决高空点火,系统设计上采用了多项措施,避免了高真空点火环境;为了保证两次启动可靠,采取避免热泵启动环境;此外,还进行了四氧化二氮的高真空蒸发试验及机载失重试验;发动机试验进行了高空抽真空启动试车及专门的高空点火试验。可以说发动机设计上突出了高空启动点火这一关键技术,并从理论、机理、感性认识到实际设计都做了全面考虑。正由于上面级发动机设计合理,技术较为先进,发动机性能、可靠性高,研制费用也较少。

#### 4.2.2 液氧/煤油发动机

液氧/煤油发动机是为我国新一代运载火箭自行研制的无毒、无污染、高性能、低成本的液体火箭发动机。这种发动机采用补燃循环技术,化学点火、推力和混合比能够调节,可以单向、双向摇摆的有独立知识产权的创新项目。这种发动机采用的先进高压富氧循环技术是一个全新的技术<sup>[9]</sup>,如何低成本研制已成为新的问题。

研制液氧/煤油发动机前,国内已进行了长达近十多年的论证。这些论证集中在使用什么样的推进剂上(液氧/煤油、液氧/甲烷、液氧/丙烷三种推进剂)。从性能出发,液氧/甲烷似乎更好一些,但从研制经验上看,既有美国与前苏联发生器循环的型号经验,又有俄罗斯补燃循环发动机型号研制经验。在这样的背景下使我们最终

选用液氧/煤油作为推进剂成为可能。长时间的论证,关键技术的逐个被突破,为发动机的研制提供了可能。

在液氧/煤油发动机研制中,进一步贯彻了低成本的原则,为我国很快掌握高压补燃循环发动机技术和尽快研制新一代运载火箭用的大推力液体火箭发动机奠定了坚实的技术基础。

##### 4.2.2.1 系统简化设计

发动机系统设计方案要多样化,通过比较研究,从中选用系统简单的最佳方案。

下面级液氧/煤油发动机初步设计提出的系统设计方案是类似于 RD-120 发动机方案,但也有些不同,其中包括一根或两根点火导管、流量调节器的两级或三级转级、混合比调节用燃料节流阀的不同控制、地面吹除与机上吹除或全机上吹除系统等。进行多方案对比优化,选用系统简单、低成本的一根点火导管、二级流量调节器、高压氮气控制的燃料节流阀、地面与发动机机上混合吹除方案。这种系统方案发动机省去了一根点火导管、减少一个高压氮气瓶,不仅成本低、使用维护简单,还能满足总体的更广泛要求。

在系统低成本设计上,上面级液氧/煤油发动机系统设计方案提出了高压气瓶、自身启动、火药起动器等各种起动方案,分析认为:高压气瓶方案国外有成功的型号经验,但该方案所需气瓶较大,结构重,成本较高;自身启动方案需要大量试车摸索燃料启动流量、转级时间、转级速率、推力室建压时间等相关问题,有可能使研制费用大幅度增加;火药起动器方案,系统简单,有发生器循环发动机的型号经验,也有 NK-33 发动机的成功经验可以借鉴。对比后,选用成熟的火药起动方案。

另外,发动机可操作性的好坏是影响运载火箭可操作性的重要因素之一。为此,液氧/煤油发动机设计时,考虑了可操作性问题。如:

(1) 发动机采用一根点火导管,且安装在箭体外缘,更换方便;

(2) 发动机只设置一个大气瓶,发射前的充气时间大大缩短;

(3) 地面试车后,通过适当的处理,发动机

具有再次试车的能力,一台发动机进行可多次试车;

(4) 液氧系统设计的预冷循环分系统,在火箭加注液氧的同时,通过氧主阀排放路和预冷回流阀进行液氧系统预冷和液氧箱的循环预冷增压,缩短了预冷时间,减少了增压时间与增压系统结构质量,这是典型的低成本设计方案。

减少发动机组件数量和减少发动机总的零件数量也是系统设计和结构设计最重要的工作之一。

系统设计还应考虑发动机的可靠性:

(1) 发动机设置小气瓶是在发动机工作过程中出现异常和大气瓶泄漏仍能保证关机用主动阀(发生器燃料阀)的控制气体供应,确保发动机工作正常。

(2) 为了提高高压补燃推力室的可靠性,采用煤油作冷却剂的双进口、内外与分段冷却方式、铜合金铣槽结构,较好的解决了冷却问题。

(3) 开展故障诊断系统研究。发动机地面试验中采用了紧急关机系统和涡轮泵轴承位移与转速的诊断研究,对于全面开展整台发动机故障诊断研究和提高发动机可靠性将发挥更大作用。

#### 4.2.2.2 结构简化与可靠性设计

液氧/煤油发动机组件设计考虑了如下问题:

(1) 脱开式端面密封设计,减少了因动密封泄漏导致涡轮泵工作故障问题,从而提高了发动机故障可靠性。

(2) 涡轮泵轴向力平衡的平衡活塞设计,这种方案平衡能力强,可靠性大大提高。

(3) 取消了高温富氧燃气系统对接法兰用焊接连接,解决了研制过程中因高温密封问题带来的意外故障,也减少了发动机零件数量。

(4) 发生器和推力室喷注单元的稳定性试验研究工作的开展,为研制更大推力液体火箭发动机作好技术准备。

#### 4.3 研制经验

我国在液体火箭发动机的研制中通常遵循了上面提到的发动机设计原则,同时结合长期的研制实践,在低成本设计上积累了如下的经验:

(1) 液体火箭发动机研制的目标是在满足火

箭总体性能、可靠性要求前提下,力求使维护方便、降低全循环寿命成本。

(2) 系统设计简单、减少零组件数量和组件品种。

(3) 尽量采用成熟的技术和型号研制经验,尽量采用现有的加工工艺。如果可能,可以直接采用以往经过长期飞行考验的型号组件。

(4) 尽量考虑使用国产价格低的材料。如果不是军用上的特殊要求,尽量考虑使用无毒、无污染、性能较高、成本低、国产推进剂。

(5) 采用模块化、通用化、标准化的设计方法。

(6) 针对新研制发动机的特殊要求和可能的薄弱环节(高压、高温、燃烧、高转速、振动),采取相应的措施和设计方法,甚至采用新的关键技术。采用新技术时,应在预先研究并突破了关键技术之后,才能下决心应用。

(7) 做好对与新研制发动机技术要求基本相同或相类似的国内外发动机型号研制资料的收集。

(8) 广泛开展国际合作和技术交流。条件允许时,邀请相关专家来华咨询或派研究设计人员到国外学习,充分利用国外的试验设备和人力资源。

## 5 结束语

(1) 广泛开展低成本、高可靠发动机研究是未来液体火箭发动机研制的必由之路,是降低发射费用的重要措施之一。

(2) 液体火箭发动机低成本研制应从系统设计着手,力求系统简单,尽量采用成熟的技术,学习国内外的研制经验。

(3) 技术创新和继承性,低成本与可靠性是发动机研制的矛盾统一体,既要保证发动机高性能、工作可靠,又要使研制成本降下来。关键是设计,开阔设计思路、发挥设计创造性、参与关键技术攻关是提高设计水平和积累研制经验的最有效途径。

(下转第 25 页)

定理推导式 (6) 的过程中, 未考虑泵腔轴向长度及形状等对速度分布的影响, 给出的计算方法只是初步反映了泵腔中速度及压力分布随泄漏量变化的情况, 从这种意义上讲, 文中所得到的解还很不够。但是其毕竟可使泄漏量及轴向力等的计算不再受假设泵腔流体旋转角速度为叶轮旋转角速度的 1/2 的束缚, 更加接近实际情况。计算结果表明, 该计算方法具有较高的计算精度, 为研究离心泵的泄漏量及轴向力等提供了较符合实际的求解途径。

参考文献:

[1] 查森. 叶片泵原理及水力设计[M]. 北京: 机械工业出版社, 1998.

[2] Pfleiderer C. 叶片泵与透平压缩机[M]. 北京: 机械工业出版社, 1983.

[3] 严俊峰, 陈炜. 基于遗传算法的低比转速高速泵优化设计[J]. 火箭推进, 2006, 32(3): 1-7.

[4] 李金平. 离心泵泵腔-口环间流场的研究[D]. 兰州: 甘肃工业大学, 2002.

(编辑: 马 杰)

(上接第 5 页)

参考文献:

[1] 陈红霞 译. 宇宙神Ⅲ-洛克希德·马丁公司下一代运载系统[J]. 火箭推进, 2001, 27(2): 50-52.

[2] 杜大华 译. 21 世纪的推进动力-RS-68 [J]. 火箭推进, 2003, (5): 38-42.

[3] Wood B K. RS-68: what and how[R]. AIAA 1998-3208.

[4] Shadoan M D, Sparks D L. Low-cost approach to the design and fabrication of a LOX/RP-1 injector [R]. AIAA

2000-3400.

[5] Dumbacher Daniel L. NASA. crew and cargo launch vehicle development approach builds on lessons from past and present missions[R]. AIAA 2006-5549.

[6] 邵德生 译. 重复使用阿金纳推进系统 [J]. 火箭推进, 1978, 4(2): 1-22.

[7] 李斌, 谭永华. 液氧/煤油富氧补燃循环发动机 [J]. 火箭推进, 2003, 29(2): 1-6.

(编辑: 马 杰)