

单机入轨，多次使用的航天飞机的动力装置很可能采用“双工”（或双燃）高压补燃发动机系统。这是一种采用补燃循环的混合式推进方案；即在单机飞行器中，分段使用不同密度的推进剂，使推进剂密度、推进剂性能以及两种不同推进剂组合的燃烧顺序最佳化，以便能够在给定的飞行器重量下，获得最大的有效载荷，这样就大大降低航天飞机的成本。如选用液氧、煤油和液氧、液氢作为推进剂组合，发动机在起飞和低空（助推段）飞行段，使用低密度推进剂组合液氧/煤油，而在高空和入轨段，使用液氧/液氢，就能获得比单独使用其中任何一种方式都高的性能。

多个高压补燃发动机与塞式喷管是构成大推力、高性能、体积小的航天飞行器较理想的动力装置。

到目前为止，液体火箭发动机是战略导弹和宇宙火箭的主要动力装置，目前仍在发展着。可以展望，在今后相当长的一段时间里，高压补燃系统将是这类航天动力装置的主要代表。

二、补燃系统及其分类

高压补燃发动机系统可适用于任何液体推进剂组元，而都能获得高性能。从燃气发生器（预燃室）方面来看，可分为双组元富燃低 α （余氧系数）发生器补燃系统和双组元富氧高 α 发生器补燃系统（图1c,d）以及单组元分解器补燃系统（图1b）。双组元富燃低 α 燃气发生器补燃系统，就是使全部燃料进入燃气发生器与少量的氧化剂燃烧成富燃的低 α 燃气，吹涡轮后入主燃烧室与其余的氧化剂进行补充燃烧。而双组元富氧的高 α 燃气发生器补燃系统，则是使全部氧化剂进入燃气发生器与部分燃料燃烧，组成富氧的高 α 燃气，吹涡轮后入主燃烧室与其余的燃料进行补充燃烧。这里，为什么要使全部燃料（低 α ）或全部氧化剂（高 α ）进入燃气发生器？这是为了简化系统和燃烧室头部结构。这样，进入主燃烧室的推进剂是以“气—液”方式，不然，就得以“液—气—液”方式进入，从而使燃烧室头部结构复杂化。当然，这样一来就使得燃气发生器的体积变得大了些。为了使总体布局合理，可以用几个小的发生器。

单组元分解补燃系统指的是燃气发生器为单组元燃料分解器，其热分解产物吹涡轮后入主燃烧室与氧化剂进行补充燃烧。但是，由于大型热分解器在技术上实现起来较困难，所以实际上这种系统很少应用。

本文主要讨论可贮存液体推进剂补燃系统。

三、补燃发动机的特性及主要技术问题

1. 高压补燃发动机的燃气发生器（预燃室）

发生器工作的特点是：压力高（15~30MPa），低 α （ $\alpha = 0.002 \sim 0.006$ ）（或高 α ， $\alpha = 7 \sim 9$ ），大流强（ $g > 0.13 \text{ kg/cm}^2 \cdot \text{s}$ ），燃气在室内停留时间短（ $\tau = 0.003 \sim 0.004 \text{ s}$ ），它要求燃气温度低而均匀（ $T < 1200 \text{ K}$ ），工作可靠，体积要小。为此，就需要解决点燃与降温之间和有限的喷射面积与喷雾和混合质量之间的矛盾，在结构上必须采取有效的措施。实验结果表明，“一次喷射”发生器头部喷注器方案在此就不大适用了。须要采用“二次喷射”方案，即在发生器的头部组成高 α 区（对富燃发生器， $\alpha_{\text{头}} = 0.15 \sim 0.2$ ），形成正常燃烧，另一部分燃料，则由身部中段的二次喷射环喷入发生器内腔，与高温燃气混合并气化、分解，使燃气温度下降到涡轮叶片之允许值（图2）。

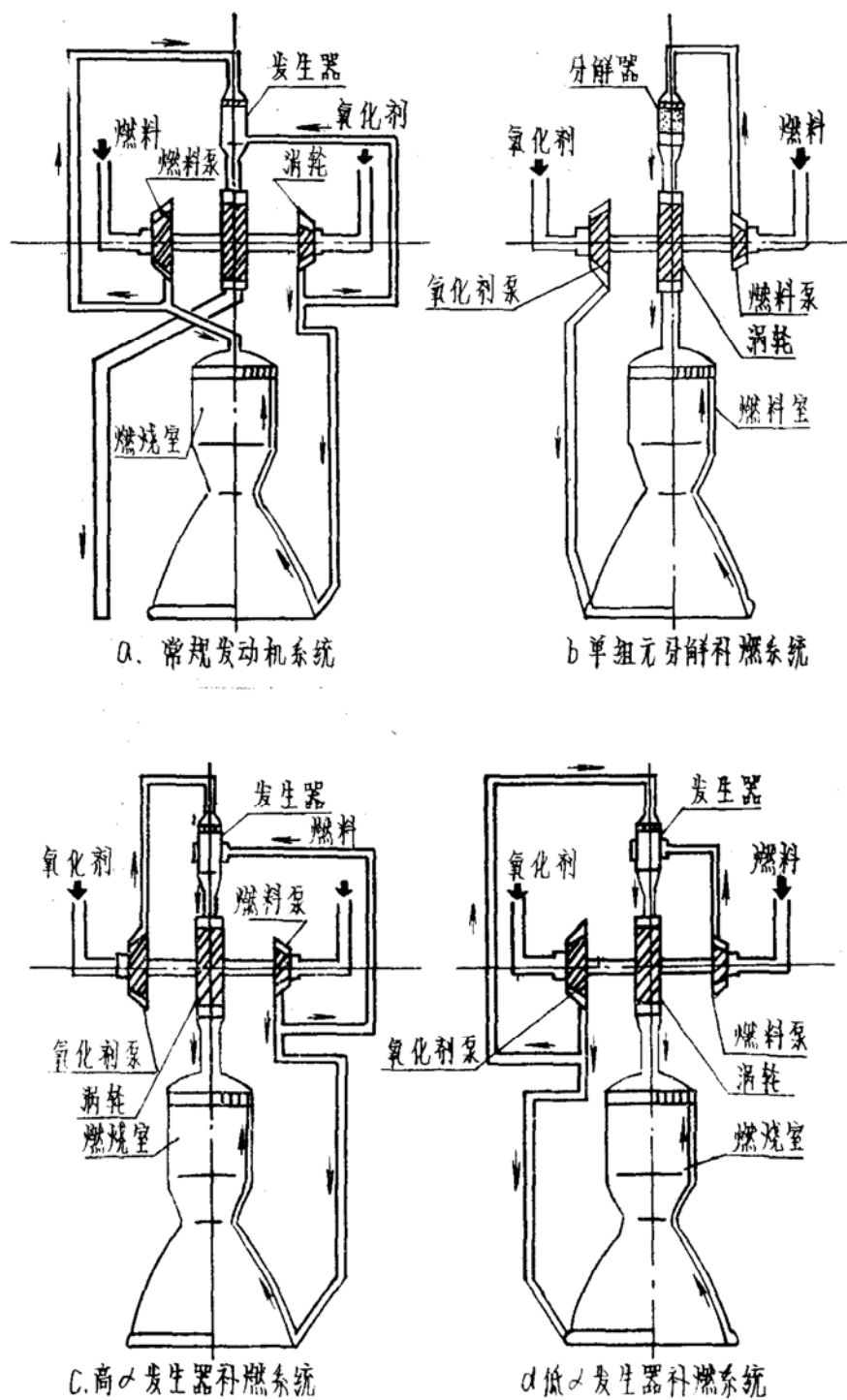


图1 常规和补燃发动机系统原理图

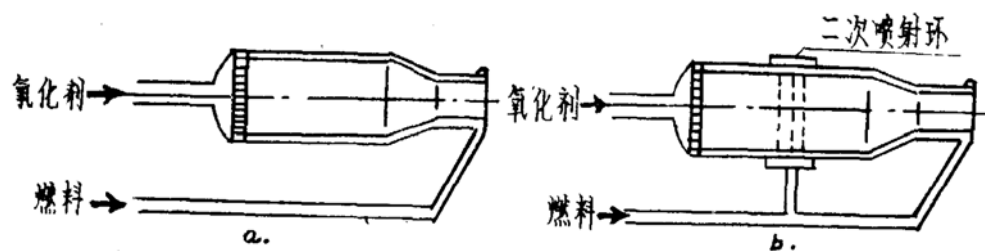


图2 发生器结构方案示意图

2. “气-液”两相燃烧及其稳定性

在高压补燃发动机的主燃烧室内,进行的一般是超临界压力下的“气-液”两相燃烧过程,实际上是高温低 α (或高 α)燃气与高密度汽态组元的燃烧。这是因为,当压力超过其临界压力 P_{cr} 时($P > P_{cr}$),其分子间的内聚力(即表面张力)将消失,此时,该物质则处在汽态,但其密度很高。

因此,对于高压(超临界压力)补燃发动机主燃烧室的内部工作过程来说,不存在通常液滴雾化和蒸发过程。超临界压力下的“液滴”燃烧,可以看作是一个瞬变的由扩散来限制的汽相过程。在这里,对燃烧过程起决定性影响的因素是两组元的均匀混合,而不是通常的“液——液”系统的液滴雾化和蒸发质量。

由于高压,气体离解被抑制住,因而使放热系数增大,热效应过程加剧,燃烧温度增高,从而使燃烧效率提高,比推力升高,推进剂在燃烧室内的停留时间缩短。这样就使燃烧室尺寸可以变小,重量减轻。

利用高温高速燃气的气动力,将有助于组织燃烧过程。高密度氧化剂(或燃料)喷入高温燃气之中,这就剧烈地强化了它的加热和蒸发过程,而强烈的气流紊流改善了混合质量,从而加剧了两组元的化学反应过程,使热力参数提高。实验证明,高压补燃发动机的燃烧效率比常规发动机的燃烧效率高3%。

在通常情况下,提高燃烧室压力,会明显地增加燃烧不稳定性。但实验结果表明,高压补燃发动机燃烧室的固有稳定性较高。

高速气流利于克服高频不稳定燃烧。根据“相对速度准则”——若两相(“液滴”和燃气)以相差很大的轴向速度运动,则发动机燃烧的稳定性将会得到改善。如果挥发性较大的推进剂以较高的速度喷入,则发动机将变得更加稳定。同样,假如挥发性较小的推进剂组元以较低的速度喷入,则稳定性将进一步提高。

如果一组元之临界压力低于燃烧室压力,而另一组元之临界压力高于燃烧室压力,则由于两者的蒸发速率有较大的差异,将会影响燃烧过程。

当然,“气——液”两相燃烧过程与所采用的喷注器结构形式有直接关系。如果喷注器能提供高质量的“气——液”两相混合(如采用双组元同心圆外混合式喷注器),则能保证稳定燃烧。如果喷注器结构使“气——液”两相混合质量较差(如采用直流互击式喷注器),则燃烧室内容易出现高频不稳定性燃烧。

3. 燃烧室头部喷注器结构方案

实现高压补燃发动机的“气——液”两相稳定性燃烧和高性能,主要取决于采用合理的喷注器结构,使之适应于“气——液”两相燃烧的特点。其基本点是要保证“气——液”两相均匀混合。从上述可知,所谓“气——液”两相,实质上就是两种气(汽)态。作者的经验证明,双组元同心圆式的喷注器结构,是比较理想的方案。其中,双组元同心圆外混合式较内混合式更好(图3)。因为双组元同心圆内混合式喷注器使两组元在喷咀内腔开始接触,结果使火焰面离喷注器面板较近,容易造成面板烧蚀。

确定喷注器结构方案之后,就要考虑喷注器在头部的合理布局;使中心区余氧系数(α_k)与边区的 α_k 值都很合理,保证发动机能获得高性能,同时也满足了燃烧室内冷却的要求。

气、液二种喷嘴的流量可以用一般的气体或液体的流量公式计算。

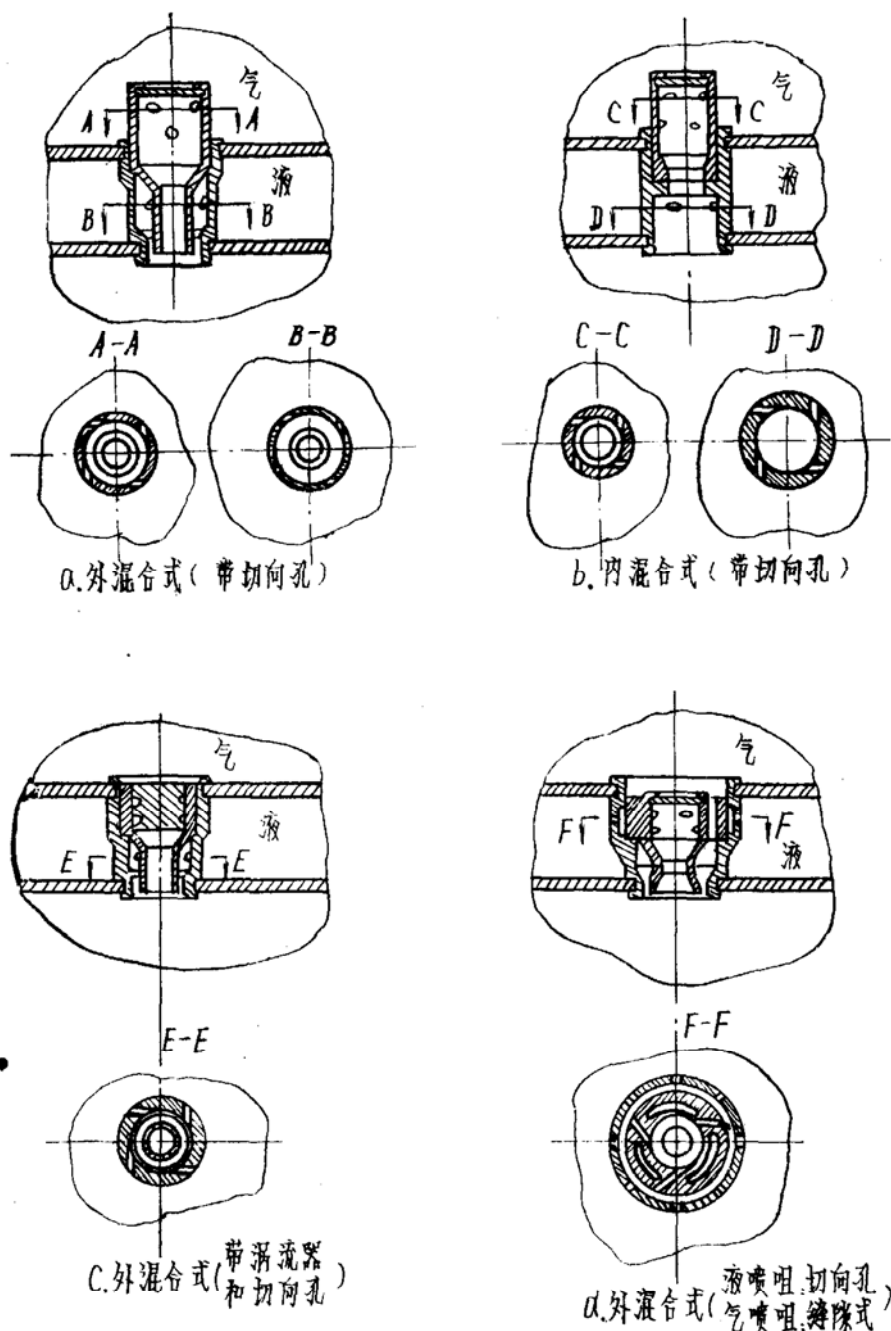


图3 几种双组元同心圆式喷注器结构方案

4. 起动和关机

补燃发动机的起动和关机较常规发动机困难。这是因为发生器(预燃室)、涡轮泵、燃烧室等组成一个封闭的系统, 它们的工作相互直接影响, 这就对两组元间的同时性有更高的要求。它既要保证发生器两组元进入时差的要求, 又要保证燃烧室两组元(其中之一是从发生器来的燃气)进入时差的要求。然而, 通过主活门只能保证其中之一。另一个, 则取决于发动机系统。因此, 对发动机系统设计就有更高的要求。

对富燃低 α 发生器系统, 如果燃料超前氧化剂进入发生器的时差大, 则燃料在室内积存多, 使 α 很低, 就不易点燃。如果氧化剂超前进入时差大, 则氧化剂积存多, 起动段 α 很高,

使燃烧温度提高,会引起烧蚀,或点不着火。根据实验结果,一般要求氧化剂较燃料超前进入,时差为0.1秒左右,可保证起动平稳、可靠。

对主燃烧室,如果燃料(低 α 燃气)较氧化剂超前进入燃烧室的时差大,结果使低 α 燃气在室内大量积存,会引起燃烧室内的爆炸或发生喷管外的“气相爆炸”,导致发动机和试验台的破坏。作者一系列实验证明,两组元进入燃烧室的时差在0.1秒左右,最好使氧化剂超前进入,能保证稳定而可靠的起动。

关机的时差要求,氧化剂较燃料提前0.1~0.5秒断流,能保证可靠停机。

5. 高压燃烧室的冷却问题

高压补燃发动机燃烧室的热流远远高于常规发动机。因为燃烧室压力很高,而热流是燃烧室压力的函数。因此,高压补燃发动机的传热与冷却也是个关键问题。为了推力室的可靠冷却,除了使用再生冷却外,燃烧室内壁还应采用气——液薄膜来组织内冷却保护层。发汗冷却技术可用于头部喷注器面板及身部的保护。

由于热流很大,燃烧室内壁一般不能采用通常的不锈钢材料,而要用导热性好、有足够强度的材料,如铜合金或新的不锈钢材。铜合金在实际使用时,其表面必须用耐高温的材料进行喷涂,如耐火陶瓷等。

6. 发动机系统稳定性及变工况调节

实现稳定的动力学系统,对于高压补燃发动机的设计师来说,是个关键问题。由于燃气发生器、涡轮泵装置和推力室等组件构成一个封闭的循环系统,它们相互之间将产生影响,处理不当,对发动机系统将带来不稳定的工作状态。由于燃气发生器的流强大,余氧系数 α 很低(对富燃系统),容易产生低频振荡。而涡轮是低压比,亚音速的燃气涡轮,燃气通过喷嘴进入主燃烧室,如果发生器内产生低频振荡,则极容易干扰主燃烧室的燃烧过程。反之,主燃烧室内出现不稳定性燃烧,对其它组合件也要产生影响。因此,在系统设计和参数选择中,应考虑整个发动机系统的工作稳定性。有必要采用相应的调节器或文氏管。计算结果表明,补燃发动机系统具有自振稳定的趋势。针对具体的发动机系统,可选择出最佳的结构方案,以确保工作稳定、系统简单。

高压给扩大推力调节范围提供了有利条件。在燃烧室压力降低的情况下,改变推力也不易出现低频不稳定性,而发动机性能也没有大的波动。

用改变喷注面积从而达到改变推进剂流量来调节推力,是办法之一,但这方面的工作还有待开展。对系统的简单性是一个明显的要求。如何保持调节状态下发动机的高性能和稳定性,以及推力室的可靠冷却,是需要研究解决的问题。

参 考 文 献

- (1) High pressure storable engine. Space Propulsion, Vol.3, №9, 15/7-65.
- (2) Space Propulsion, Vol.21. June 19 1971.
- (3) В.П.Глушко: Основные проблемы жидкостных ракетных двигателей. Авиация и Космонавтика, 6.1973.
- (4) В.П.Глушко: Развитие ракетостроения и космонавтики в СССР. 1973.
- (5) Glushko, V. P.; Rocket engines GDL-OKB, USSR Academy of Sciences, 1975.
- (6) Kenden, A.; Soviet rocket engines—some new details, Spaceflight, Vol.18, №6, June 1976.

低温上面级和氢氧火箭发动机的 研制、生产成本

王 惊 中

摘 要

本文概述了国外低温推进剂和氢氧火箭发动机的研制和生产成本问题,可供工程技术人员在设计航天运输系统时参考。

主题词: 1.低温推进剂火箭发动机——成本 2.氢氧发动机——成本

一、概 述

低温上面级和氢氧火箭发动机一直是国内外关注的重大问题,其研制和生产成本更是人们特别重视和感兴趣的方面。因为用低温级作为运载火箭的上面级或顶级可以发挥它的最大效率和功能,今后空间运输系统要运送愈来愈大的有效载荷入轨就必需依靠这种高效能的上面级。低温级的关键部件就是氢氧火箭发动机。几个含低温级的运载火箭型号的研制成本见表1。

表1 几个含低温级的运载火箭
型号的成本

型 号	有效载荷 能力,千克 (同步轨道)	研制成本, 亿美元 (年度)
阿里安 1	2700~4300	10 (1980)
阿里安 2		0.75(1979)
阿里安 3		0.75(1979)
阿里安 4, 42P~44L		2.40(1981) ~2.84(1981)
宇宙神/人马座	2350	6.35(1959~1976)
H-I	3150	8 (1980)
H-II		8.5~12(1984)

到九十年代,西欧要想与美国的航天飞机竞争,就要制造出大推力的运载工具。西欧考虑研制的新型高能运载火箭中,有两种采用液氢液氧级的型号。它们的重量相同,约300吨;推力相仿,能将11吨重的有效载荷射入近地轨道,将5.5吨重的有效载荷射入地球同步转移轨道。研制这种氢氧级的费用比较高,约需40亿马克。

美国发射地球同步轨道卫星,大多利用航天飞机加惯性上面级,有时也用宇宙神/人马座火箭,可供2700千克的有效载荷进入地球同步轨道。为了进一步提高运载能力,美国准备研制新的高能上面级。美国防部期望到1988年能把重4500千克的卫星或航天器送入地球同步轨道。美国国会估计,研制新的高能上面级火箭需花费10亿美元。美国空军认为,人马座RL10发动机可作为研制新上面级的基础。