

# 补燃循环液体火箭发动机大范围 工况调节方案研究

段小龙, 刘站国, 王拴虎, 徐浩海, 董锡鉴  
中国航天科技集团公司第六研究院十一所

**摘 要:** 结合液氧/煤油补燃循环发动机的结构和工作特点, 重点探讨了推力室燃料主路节流、涡轮分流以及变发生器混合比等推力调节方案在发动机上的应用, 确定了在发生器燃料路设置流量调节器改变发生器混合比, 实现发动机推力在 50%~110% 范围内调节的方案, 分析了推力调节速率对发动机工作过程的影响及主要组件的适应性。

**关键词:** 液体火箭发动机; 补燃循环; 工况调节

**中图分类号:** V434

**文献标识码:** A

**文章编号:** (2004)03-0001-06

## 1 引言

液体火箭发动机的大范围工况调节是指对发动机推力和混合比实施控制, 使其按一定的规律或既定的程序在较大范围内变化, 从而满足飞行任务对动力系统的要求。这些要求包括飞行器的精确控制、良好的经济性能、能够实现飞行器的各种机动飞行以及贮箱推进剂同时耗尽等。美国和俄罗斯联合研制的液氧/煤油补燃循环发动机 RD-180, 单台推力调节范围为 47%~100%, 不仅简化了火箭系统设计, 而且使火箭上面级和飞船的设计更具灵活性, 降低了设计和发射成本<sup>[1]</sup>。对于载人航天器, 还要求动力系统能够实施过载控制, 如美国的航天飞机主发动机 SSME, 推力调节范围为 65%~109%, 保证了宇航员在整个飞行过程中承受的加速度不超过 3g。可以说, 在人类航天活动日益频繁, 商业运作日益深入的今天, 提高单台液体火箭发动机的工况调节范围已成为现代液体火箭发动机发展的主要方向之一。

我国目前还没有能够大范围调节工况的发动机, 这不但影响了我国航天推进技术的发展, 也不利于我国运载火箭在国际发射市场上的竞争。因此, 开展液体火箭发动机单机的大范围工况调节技术研究很有必要。本文正是以此为背景, 探讨实现发动机工况大范围调节的系统方案。

## 2 调节方案的选择思路与原则

为了实现补燃循环发动机工况的大范围调节, 必须根据发动机的结构和工作特点选择适用的调节方案。以液氧/煤油补燃循环发动机为例, 该发动机采用自身启动、化学点火、利用富氧发生器产生高温高压的燃气对涡轮做功, 做功后的燃气排入燃烧室, 与主燃料继续燃烧, 高温燃气经喷管加速后排出, 产生推力(发动机系统见图 1)。在进行发动机调节方案的选择时, 还必须考虑到工程应用的要求。归纳起来, 调节系统方案选择时应遵循以下原则:

(1) 以保证发动机工作可靠为前提;

收稿日期: 2003-11-28; 修回日期: 2003-12-12。

作者简介: 段小龙(1975—), 男, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机系统设计。

- (2) 调节系统简单、可靠;
- (3) 调节系数大, 即调节参数的变化引起被调节参数的变化大;
- (4) 调节迅速, 即从控制指令发出到被调参数调节到期望值的时间短;
- (5) 调节机构能耗小;
- (6) 研制成本低, 应尽量应用成熟的技术经验, 兼顾新技术、新产品的开发。

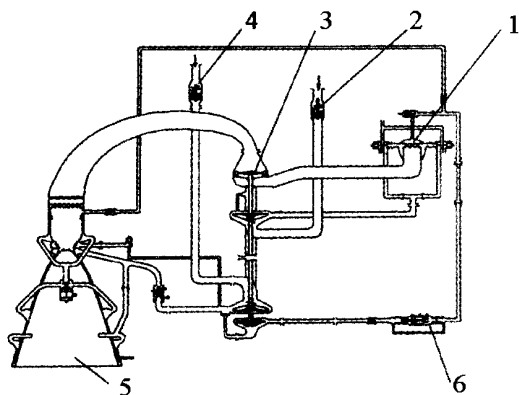


图 1 液氧/煤油发动机系统简图

- 1-燃气发生器; 2-氧化剂预压泵; 3-涡轮泵;  
4-燃料预压泵; 5-推力室; 6-流量调节器

### 3 补燃循环发动机大范围工况调节方案选择

#### 3.1 调节方案设计的技术指标

本文所讨论的调节方案应能够实现液氧/煤油补燃循环发动机推力在 50%~110%，混合比在  $\pm 10\%$  范围内调节。

#### 3.2 推力调节方案

根据发动机推力的计算公式, 影响推力大小的主要因素有发动机流量, 燃气排气速度及喷管结构尺寸, 其中发动机流量与燃气排气速度的乘积 (称为动推力) 占发动机推力的 90% 以上, 是推力的主要组成部分。利用塞式喷管、膨胀偏流 (E-D) 喷管和可伸缩喷管, 可以改变喷管的膨胀比 (或面积比), 使发动机始终处于最大推力状态, 但其结构都比较复杂。对于液体火箭发动机系统来说, 改变推进剂的  $RT_c$  值在工程上有相当的难

度, 主要表现在燃烧室燃烧过程组织更加复杂, 难以控制; 而由于受总装结构的限制和高热流喷管面积变化所带来的复杂的技术问题, 使得这些方案在满足发动机工况大范围调节方面存在可靠性低、需要解决诸多技术关键甚至无法达到要求的调节范围等。从目前现有的液体火箭发动机来看, 主要是采用按给定的程序或某些特定的参数改变推进剂流量, 实现发动机推力调节的方案。一般, 双组元泵压式发动机可采取的推力调节方案<sup>[2]</sup>有:

(1) 保持发生器温度不变, 调节发生器组元流量。如前苏联研制的发生器循环发动机 RD-219, 该发动机利用安装在富燃发生器氧化剂路的压力调节器改变进入发生器的流量, 从而实现推力调节, 同时燃料路的压调器根据控制信号作动, 保证了发生器混合比维持定值;

(2) 调节发生器混合比。譬如由现俄罗斯萨莫拉国家科研生产联合体于 1959~1965 年研制的液氧/煤油补燃循环发动机 NK-33<sup>[3]</sup>, 通过安装在富氧发生器燃料路的调节器改变发生器的混合比, 即燃气的做功能力 ( $RT_{eg}$ ), 实现发动机推力在 23%~115% 的范围内调节; 液氧/煤油补燃循环发动机 RD-180 也采用了这种推力调节方式;

(3) 在推力室供应管路上设置节流装置, 调节推力室组元流量;

(4) 改变涡轮工质的流量或泵分流等方案。

液氧/煤油补燃循环发动机的氧化剂全部进入发生器且流量占整个发动机流量的 3/4, 氧泵消耗的功率占涡轮发出功率的近 2/3。因此, 如果调节氧路来实现发动机推力的大范围变化, 则由于被调流量较大, 调节系统能耗大, 给发动机系统或运载系统带来很大的负担, 这是系统所不希望的。另外, 对氧流量的大范围调节会造成发生器混合比及发动机混合比的较大变化, 导致涡轮及推力室工作条件恶劣, 发动机性能下降, 可靠性降低。如果采用将氧泵出口的氧化剂引至泵前或直接引入推力室, 则可能造成发动机推力调节过程中氧泵汽蚀或推力室发生不稳定燃烧, 甚至烧蚀喷嘴, 造成发动机结构破坏。

下面重点探讨改变推力室燃料流量、涡轮分流以及变发生器混合比等方案在液氧/煤油补燃循

环发动机大范围工况调节过程中的应用。

(1) 在推力室燃料主路设置节流阀, 改变推力室燃料流量。

液氧/煤油补燃循环发动机推力室燃料主路的流量占发动机总流量的约 25%。随着节流阀开度的增大, 燃料流量增加, 涡轮泵消耗的功率增加, 涡轮泵转速降低, 氧化剂流量减少, 发动机混合比降低, 燃气温度下降。根据计算, 当节流阀流阻减小 53.8% 时, 推力室燃料流量仅增加 5.41%, 而发动机混合比却减小了 10.7%, 推力降低了 4.9%; 当节流阀流阻增大 68.4% 时, 推力室燃料流量减少 4.97%, 但发动机混合比却增大了 11.6%, 推力升高了 3.6%。显然, 节流阀流阻的变化对发动机推力的影响有限, 难以达到推力在 50%~110% 之间变化的要求, 但对发动机混合比的影响则较大, 能够实现发动机混合比的大范围控制。

(2) 在涡轮燃气路设置旁通, 将一部分燃气从涡轮前引到涡轮后。

这种方案是通过调节经过涡轮的工质流量, 改变涡轮的做功能力, 使泵后的压力变化, 从而调节进入推力室的推进剂流量, 达到发动机推力调节的目的。经计算, 当涡轮燃气的分流量达到发生器燃气总流量的 23.92% 时, 发动机推力降至额定的 44.65%, 混合比升高约 5.4%。这种方案在理论上可以实现补燃循环发动机推力的调节, 但由于燃气路高温、高压, 要实现推力降到额定的 50%, 需分流 70kg/s~80kg/s 左右的富氧燃气, 燃气调节阀的设计难度很大, 而且调节的可靠性差。如果利用该方案提高发动机推力, 则发动机额定工况工作时, 需要有一定的涡轮燃气分流量, 造成发动机系统负担加重, 发生器温度升高, 发动机工作的可靠性降低。可见, 这种调节方案在设计及实施过程中均存在较大风险。

(3) 变发生器混合比。

利用发生器燃料路设置的调节阀, 改变进入发生器的燃料流量, 使富氧发生器的混合比变化, 导致涡轮的做功能力 (主要是 RT 值) 改变, 泵扬程随之改变, 从而使进入推力室的推进剂流量变化, 达到发动机推力调节的目的。这种方案在许多补燃循环发动机上已得到成功的应用, 如 NK-33 和 RD-180 等。调节阀可采用节流阀和流量

调节器。用节流阀改变发生器燃料路流阻来调节发动机推力, 从理论上讲, 可以实现发动机推力在 50%~110% 的变化 (见图 2)。但在发动机降工况时, 由于推力室点火时滞的延长以及调节机构的调整能力减弱等因素的影响, 会导致发动机本身及调节系统的稳定性随工况的降低而降低。

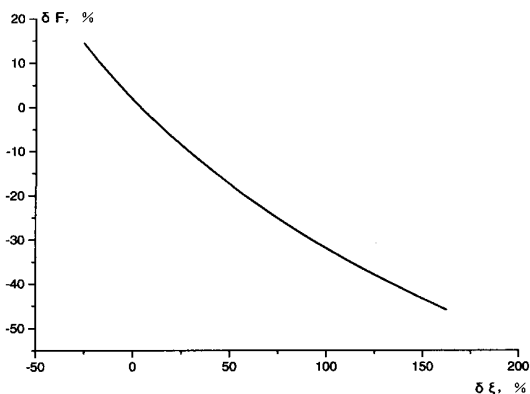


图2 推力随发生器燃料路流阻的变化

据文献[4]报道, 对某些直接作用式压力调节阀来说, 由于干摩擦产生的非灵敏性由额定工况的 0.5% 升高到 0.2~0.3 倍额定推力时的 4%~5%, 增大了约 9 倍。另外, 为保证可靠起动, 主级富氧燃气压力、温度稳定, 发生器燃料路也需要一个稳流元件。因此, 采用变工位流量调节器, 它可以根据工况变化保证变截面的压降一定, 即保证组元流量的稳定。图 3 是利用流量调节器进行调节时推力的变化。从图中可以看到, 利用流量调节器可以实现发动机推力在 50%~110% 之间的变化。发动机推力下降 50% 时, 对应的推进剂的流量也降低约 50%, 发动机性能得到保证, 此时的发生器混合比约在 80 左右。因此, 需要一个混合比在 50~80 能够正常工作的发生器。

根据前苏联和俄罗斯的经验, 这样的发生器能够研制出来。如果这种发生器的研制遇到困难, 可采取下面的辅助措施, 即利用流量调节器降推力的同时采取对发生器氧化剂路进行节流, 控制低工况下发生器的混合比。当然, 如果热试车中发生器能够经受较高混合比下长时间可靠工作的考验, 则氧路不必采取措施。各调节方案对推力、发动机混合比及发生器混合比的影响见表 1。

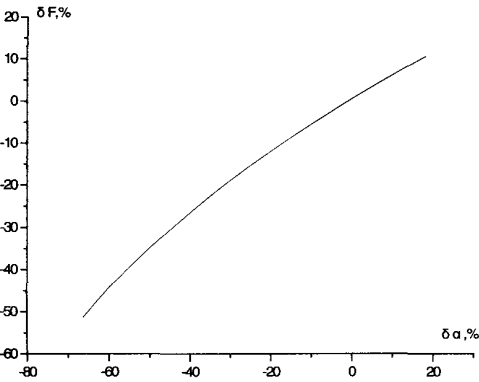


图 3 推力随流量调节器转角的变化

表 1 各调节方案对推力、发动机混合比及发生器混合比的影响

推力调节方案	流量变化	推 力 变 化	发动机混合比变化	发生器混合比变化
氧化剂节流	氧流量减少 1%	-0.82%	-4.22%	-4.537%
变发生器混合比	调节器流量减少 1%	-0.62%	0.043%	0.50%
燃料主路节流	燃料流量减少 1%	0.90%	2.03%	0.20%
涡轮分流	涡轮流量减少 1%	-0.71%	0.12%	-0.06%

通过上述的分析、比较，液氧/煤油补燃循环发动机推力的大范围调节采用在发生器燃料路设置流量调节器改变发生器混合比的方案，该方案的优点是：

- (1) 推力调节放大系数大，即燃料流量的变化（对应流量调节器转角的变化）对发动机推力影响大；
- (2) 能够实现发动机推力在 50%~110% 范围内变化；
- (3) 调节的准确性容易保证。

由于发生器燃料路流量较小，流量调节器的结构质量较轻。

3.3 混合比调节方案

在补燃循环发动机推力调节方案的选择过程中发现，燃料主路设置节流阀对发动机的混合比影响较大。因此，补燃循环发动机混合比调节采用对燃料主路节流的方案。在燃料主路安装节流

阀，利用电机改变阀芯的开度，使进入推力室的燃料流量根据需要进行适当调节，从而实现发动机混合比在±10%的范围内变化。

由于补燃循环发动机的起动过程中要求主涡轮反压不能建的过快、过猛而导致起动能量不足，引起起动过程参数的剧烈波动。因此，在发动机起动过程中，要控制进入推力室的燃料流量。这就要求燃料主路节流阀在设计时，除了考虑满足发动机混合比的调节要求外，还应满足发动机的起动要求，需设置小流量状态。

4 推力调节速率的选择

液氧/煤油补燃循环发动机推力调节方案中采用的流量调节器是实施推力调节的关键。根据发动机的实际需要，流量调节器在设计时除了满足大范围调节和各工况下流量稳定的要求外，还需实现发动机从起动到初级、初级到主级、主级到末级的转级。其中涉及的性能参数（起动流量、初级流量、调节速率等）的选择直接决定发动机动态过程的品质。利用补燃循环发动机动态过程仿真软件对调节器起动和初级流量进行了选择。仿真结果表明，流量调节器的最小起动和初级流量分别为额定流量的 16%、44%，否则发动机起动过程的参数将出现波动。由于发动机推力变化靠调节器实现，因此下面重点对流量调节器调节速率对调节动态过程的影响进行分析。

图 4 所示为发动机推力从额定降至 50%，转级时间分别为 0.1s、0.5s 和 0.8s 时参数的变化情况。从仿真结果看到，调节器的转级时间越短，参数的波动越明显，由工况降低引起的推进剂供应管路中的水击越大。出现这种现象不利于发动机可靠工作。调节速率过快，还容易引起发生器温度的波动。这在发动机提高工况的过程中是很危险的。因为高工况下温度出现较大波动时，对应的发生器的压力也很高，容易造成涡轮烧蚀。另外，考虑到发动机起动的需要（调节速率过快，会造成氧泵入口压力大“凹坑”，发生器出现大的温度峰等，不利于发动机可靠起动），调节器流量的变化也不易太快。综合起来，将调节器调节速率限制在 4~6kg/s<sup>2</sup>。

根据上述的分析和计算结果,流量调节器的启动流量取为额定流量的 18%,初级流量可取额定流量的 55%~69%,降推力时调节速率可取 4~6kg/s<sup>2</sup>。利用动态仿真软件对发动机启动及降工况

过程进行仿真,结果表明启动过程及调节过程参数未出现异常。流量调节器调节速率选择是否合理还有待热试车的进一步验证。

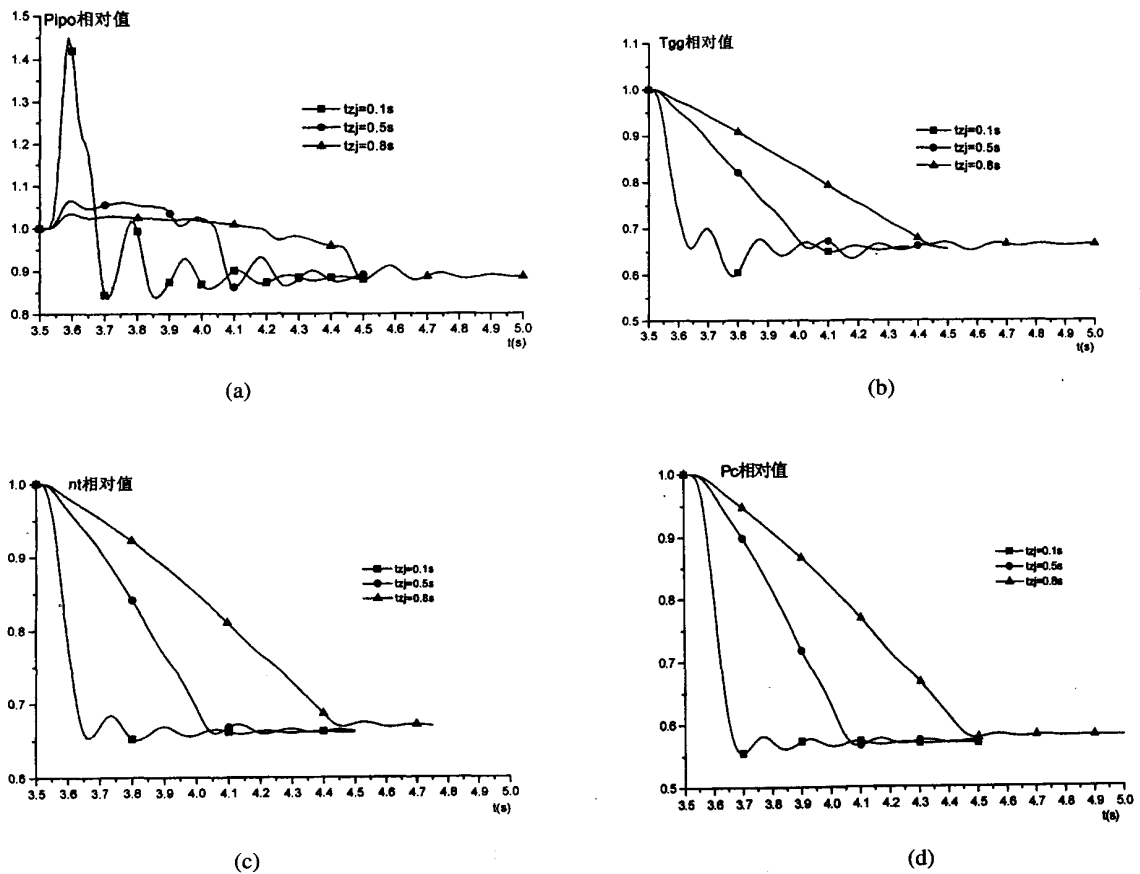


图4 流量调节器调节速率变化对降推力过程的影响  
(a) 氧泵入口压力; (b) 发生器温度; (c) 涡轮泵转速; (d) 燃烧室压力

## 5 大范围调节过程中组合件工作的适应性分析

由于发动机工况大范围变化时,会出现组合件工作在远离额定点的情况,其结构和特性能否适应系统工作的需要决定了选择的调节方案实施的可行性,因此,必须对大范围变工况过程中的组件适应性进行研究。下面主要讨论发生器以及涡轮泵的工作适应性。

### 5.1 发生器工作的适应性

大范围变工况过程中发生器工作的适应性从喷嘴压降、混合比范围两个方面分析。

当发动机推力降至额定的 50%时,发生器氧喷嘴和燃料喷嘴压降分别降为额定的 35%、15%,但均大于 0.3MPa,喷嘴雾化试验表明在 0.3MPa 压降下喷嘴雾化未见异常。

当推力在 50%~110%之间变化时,发生器的混合比范围大约为 50~80。低工况下,发生器稳定工作的裕度可通过氧化剂路节流来提高,这一

点前面已做过阐述。计算表明在 110% 推力工况下, 燃气温度约为额定温度的 108%, 接近 550℃。目前液氧/煤油补燃循环发动机试验尚没有达到如此高的燃气温度, 但是资料显示, 国外同类型号发动机的燃气路材料以及表面涂层、燃气成分和液氧/煤油补燃循环发动机的基本相同, 而其可靠工作的富氧燃气温度可达 550℃~570℃, 所以认为在发生器混合比较低、燃气温度较高时发动机具有安全可靠工作的能力。

## 5.2 涡轮泵工作的适应性

发动机在大范围变工况时, 要求涡轮泵在转速 12000~20000 r/min、涡轮压比 1.6~2.0、涡轮  $u/c_{ad}$  为 0.451~0.479 范围内工作。

对于涡轮泵来说, 其最薄弱环节是轴承、端面密封以及抗富氧燃气的涂层。轴承和端面密封在地面分别进行了专门的水介质试验和低温介质试验, 试验工况(转速、载荷、冷却润滑量)均比额定工况恶劣, 试验后的轴承和端面密封完好无损。另外, 轴承和端面密封参加了泵的低速水力试验, 试验后的轴承和端面密封完好无损。轴承、端面密封和涂层已多次参加热试车, 试车后轴承和端面密封完好, 涂层无裂纹、不脱落, 且表面完好。因此, 可以说涡轮泵结构能适应发动机在大范围变工况下工作。

涡轮及泵的特性均是通过地面冷试获得。经多次试车检验, 证明冷试得到的特性与热试结果非常接近, 泵特性在工况调节范围内满足相似关系。在仿真计算中应用了这种关系, 涡轮泵在大范围工况调节过程中工作协调, 满足系统要求。为了了解氧泵在偏离额定点工作时的汽蚀特性, 进行了专门的汽蚀试验, 试验证实当氧泵在相对流量

$1.2755 \times 10^{-5} \sim 1.4543 \times 10^{-5}$  工作时, 其临界汽蚀余量变化很小; 另外发动机带有预压涡轮泵, 且扬程较高, 因此, 氧泵的汽蚀性能可以适应发动机工况的大范围变化。

## 6 结 论

通过对液氧/煤油补燃循环发动机工况大范围调节方案的分析比较以及对推力调节动态过程的仿真, 得到以下结论:

(1) 发生器燃料路设置流量调节器可实现发动机推力在 50%~110% 范围调节;

(2) 推力室燃料主路设置节流阀可实现发动机混合比在  $\pm 10\%$  范围调节;

(3) 流量调节器起动流量取额定流量的 18%, 初级流量可取额定流量的 55%~69%; 调节器调节速率限定在 4~6 kg/s<sup>2</sup>;

(4) 通过氧路节流可提高发生器在低工况下工作的稳定性裕度;

(5) 分析表明, 发生器和涡轮泵可适应大范围变工况工作的要求。

## 参考文献:

- [1] Sasso S E, Ford R N. Propulsion for the 21<sup>st</sup> Century-The RD -180. AIAA 2000-5355.
- [2] Katorgin B I, Chvanov V K, etc. RD-180 Program History. AIAA 2001-3552.
- [3] 世界导弹与航天发动机大全. 军事科学出版社, 1999.