

补燃循环发动机推力调节研究

张小平

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 推力调节是提高液体火箭发动机适应性和运载火箭性能的有效措施。研究认为补燃循环发动机最佳的推力调节方案是调节预燃室中较少组元的流量, 通过控制预燃室的温度, 改变涡轮泵的功率, 最终达到调节推力的目的。由于补燃循环发动机推力调节时, 对预燃室温度的影响较大, 推力向上调节幅度不宜过大, 但可进行较大幅度的向下调节。上述推力调节方案对发动机比冲的影响很小, 可以忽略不计; 对发动机混合比的影响也较小, 只需在大范围推力调节时考虑; 推力调节速率不宜过快, 应小于 20%/s。

关键词: 液体火箭发动机; 补燃循环; 推力调节

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2008) 04-0001-05

Investigation on the thrust regulation of staged combustion cycle engine

Zhang Xiaoping

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Thrust regulation is an effective way for improving the adaptability of liquid rocket engine and launch vehicle. It is an emphasized characteristic for advanced liquid rocket engine. Staged combustion cycle is the most advanced cycle of liquid rocket engine. Therefore in the staged combustion cycle engine study thrust regulation should be introduced. The best way of thrust regulation for staged combustion cycle engine is regulating the less flowrate propellant of the preburner. Considering the effect of the thrust regulation on the preburner temperature, upwards regulation should not be too large, and the downwards regulation can be in a larger range. The impact of the thrust regulation on specific impulse is much less and can be neglected, Thrust regulation also has less effect on mixture ratio, but it must be considered for deep regulation. Thrust regulation rate

收稿日期: 2008-04-15; 修回日期: 2008-05-05。

作者简介: 张小平 (1970—), 男, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机系统。

should not be too high and lower than 20% per second is preferred.

Key words: liquid rocket engine; staged combustion power cycle; thrust regulation

1 引言

液体火箭发动机的推力调节,是运载火箭优化飞行轨道、降低飞行过载和起动载荷、提高有效载荷入轨精度的有效手段,同时也是增加发动机适应性的主要措施。因此,推力调节是先进的液体火箭发动机应具有的重要特性。

在液体火箭发动机动力循环方式中,补燃循环(也称分级燃烧循环)发动机性能高、结构尺寸小,是目前最先进的动力循环方式之一,得到各国液体火箭发动机研究机构的重视。前苏联及俄罗斯先后研制了推进剂为四氧化二氮/偏二甲肼的RD-253富氧燃气补燃循环发动机、推进剂为液氧/煤油的NK-33、RD-170、RD-180和RD-120等富氧燃气补燃循环发动机,及正在研制RD-191富氧燃气补燃循环的液氧/煤油发动机;美国研制了推进剂为液氧/液氢的SSME富燃燃气补燃循环发动机,并进行了RS-84、TR107富氧燃气补燃循环的液氧/煤油发动机和RS-83和COBRA富燃燃气补燃循环的液氧/液氢发动机方案论证与前期研究。

先进的补燃循环发动机考虑了大范围推力调节,如SSME发动机的调节能力为50%~109%,RD-180发动机的调节能力为47%~100%。其中,RD-180发动机用于宇宙神III和宇宙神V重型火箭,两种火箭对发动机推力变化过程的要求差别较大,但是由于RD-180发动机具有大范围推力调节的优良性能,可以满足这些不同的要求,提高了发动机对不同运载器的适应性。

2 补燃循环发动机简介

补燃循环是目前最先进的动力循环方式之

一,包括富氧燃气补燃循环、富燃燃气补燃循环和全流量补燃循环,是液体火箭发动机技术研究的主要方向。本文主要以富氧燃气补燃循环发动机为例,研究补燃循环发动机的推力调节。发动机系统简图如图1所示,包括推力室、预燃室(又称燃气发生器)、涡轮、氧化剂泵、燃料泵(包括燃料一级泵和燃料二级泵)、氧化剂预压泵、推力室燃料阀、预燃室燃料阀和预燃室氧化剂阀等。氧化剂经过氧化剂预压泵、氧化剂泵和氧化剂阀进入预燃室。燃料经燃料一级泵后分为两部分,其中少量燃料经燃料二级泵、预燃室燃料阀进入预燃室;大部分燃料经推力室燃料阀后进入燃烧室。进入预燃室的少量燃料与全部的氧化剂燃烧后产生富氧燃气驱动涡轮,随后进入燃烧室,与大部分燃料燃烧(即所谓的“补燃”),燃烧产生的燃气经喷管排出,产生推力。

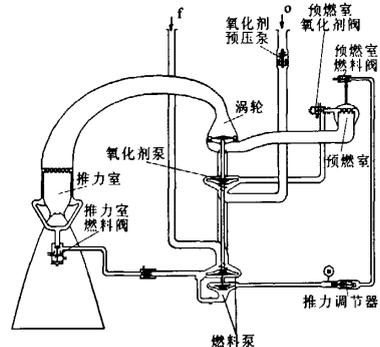


图1 补燃循环发动机系统简图

Fig.1 Staged combustion power cycle engine system

3 推力调节方案选择

3.1 推力调节方案的选择原则

选择液体火箭发动机的推力调节方案时,应遵循如下原则:

(1) 调节过程对发动机比冲、混合比等关键参数影响小；

(2) 放大系数大，即较小的调节参数变化能够引起较大的推力变化；

(3) 能够迅速调节；

(4) 调节过程对发动机及其组件的影响在可以承受的范围内。

3.2 推力调节方案

液体火箭发动机的推力是由发动机排出的燃气产生的反作用力与周围介质在发动机外表面上的作用力的合力，由下式求得：

$$F_c = q_m \cdot v_e + (p_e - p_a) \cdot A_e \quad (1)$$

式中， F_c 为发动机推力； q_m 为发动机流量； v_e 为喷管出口燃气速度； p_e 为喷管出口压力； p_a 为环境压力； A_e 为喷管出口面积。

在上式几项中，发动机的推力主要取决于流量 q_m 和喷管出口燃气速度。其中燃气速度 v_e 主要由推进剂的性能（燃烧室的 RT_{ii} 值）和喷管的压比（ p_e/p_a ）等因素决定，而调节这两个参数在工程上是不现实的，因此液体火箭发动机的推力调节应通过调节发动机的流量 q_m 来实现。

对于泵压式双组元发动机

$$q_m = q_{mo} + q_{mf} = f(p_{epo}, \xi_{lo}, C_{gp}) + f(p_{epf}, \xi_{lf}, C_{gf}) \quad (2)$$

式中， q_{mo} 、 q_{mf} 分别为发动机氧化剂流量和燃料流量； p_{epo} 、 p_{epf} 分别为氧化剂泵和燃料泵出口压力； ξ_{lo} 、 ξ_{lf} 分别为氧化剂和燃料液路（包括泵出口导管、自动器、预燃室和燃烧室液喷嘴等）的流阻系数。对于补燃循环发动机， C_{gp} 、 C_{gf} 分别为富氧燃气系统或富燃燃气系统（预燃室至燃烧室之间的系统，包括涡轮、燃气导管和燃烧室燃气喷嘴等）的流阻系数。

在上述影响因素中，如果调节某一组元液路的压降或燃气系统的流阻系数，将引起发动机混合比出现大的变化，为了避免这一问题，需要同时调节氧化剂（或富氧燃气）和燃料（或富燃燃气）系统的流阻系数。对于大推力的发动机，由于推进剂流量大，而放大系数小，调节器的结构将很大，难以实施。因此，对于推力较大的发动

机，理想的推力调节方式是同时改变泵的出口压力。

泵的出口压力主要取决于涡轮泵的转速，而转速则主要取决于涡轮的功率。

$$P_t = q_m \cdot L \cdot \eta_t \quad (3)$$

$$L = \frac{k}{k-1} \cdot RT_{ii} \cdot \left(1 - \frac{1}{\pi_i^{k/k}} \right) \quad (4)$$

式中， P_t 为涡轮功率； q_m 为涡轮流量； L 为绝热功； η_t 为涡轮效率； k 为等熵指数； RT_{ii} 为涡轮入口的 RT 值； π_i 为涡轮压比。

调节涡轮流量 q_m 可以有效地调节涡轮泵转速，进而调节发动机的推力，这种推力调节方案对于涡轮流量相对较小的燃气发生器循环和膨胀循环的发动机较为合适，如前苏联燃气发生器循环的RD-219发动机和美国膨胀循环的RL-10发动机。

但是，对于补燃循环发动机，由于一种组元的流量几乎全部流经涡轮，在改变涡轮流量的同时，也改变了发动机该种组元的流量，将使发动机混合比受到很大影响。同时，对于推力较大的发动机由于涡轮流量较大，调节机构很难实现。另外，调节涡轮效率在工程上也不现实。所以，补燃循环发动机理想的推力调节方案是调节涡轮入口的 RT_{ii} 值。

$$RT_{ii} = f(q_{mog}, q_{mfg}) \quad (5)$$

式中， q_{mog} 为预燃室的氧化剂流量； q_{mfg} 为预燃室的燃料流量。

涡轮入口的 RT_{ii} 值取决于预燃室两种组元的流量比，即预燃室的混合比。在补燃循环发动机中，这两种组元流量差别悬殊，一种组元流量较小，而另一种组元流量较大，显然调节较小组元的流量容易实现，放大系数大，而且对发动机混合比等参数影响较小。因此，补燃循环发动机理想的推力调节方式是只改变预燃室较小的组元的流量，如富氧燃气补燃循环发动机调节预燃室的燃料流量，而富燃燃气补燃循环发动机则调节预燃室的氧化剂流量。

综上所述，补燃循环发动机最佳的推力调节方案是改变预燃室中较小组元的流量。通常是在

预燃室流量较小组元的供应管路中设置流量调节器（即推力调节器），采用电机改变流量调节器的流通面积，从而调节预燃室中该组元的流量，改变预燃室的温度，进而调节涡轮泵的功率、泵的扬程和发动机流量，最终达到调节推力的目的。

4 推力调节及其对发动机的影响

以富氧燃气补燃循环发动机为例，计算了预燃室燃料流量变化对推力调节的作用及其推力调节对预燃室温度、发动机混合比、涡轮泵转速和比冲的影响，计算结果见图 2~6。

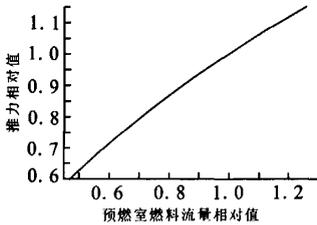


图2 预燃室燃料流量变化对推力调节的影响
Fig.2 The impact of fuel flowrate of the preburner on thrust regulation

从图 2 可以看出，通过调节流量较小的预燃室燃料流量，发动机推力随之变化。由于富氧燃气补燃循环发动机预燃室的燃料流量较小，因此调节过程的放大系数较大。

从图 3 和图 4 可以看出，在推力调节过程中，预燃室温度和涡轮泵转速的变化较大，在推力调节时要充分考虑这些影响。在发动机推力向上调节时，预燃室温度升高较多，考虑到预燃室温度升高对涡轮和燃气通道的可靠工作影响很大，因此补燃循环发动机推力向上调节的幅度不宜过大。反之，推力向下调节时，预燃室温度降低，有利于涡轮和燃气通道的可靠工作，因此补燃循环发动机推力向下调节的幅度通常较大，一般可以达到-50%，甚至更低。

从图 5 可以看出，由于推力调节是通过改变预燃室燃料流量来实现的，推力调节过程对发动机混合比略有影响，推力每减小 10%，混合比增

加约 1%，因此对于大范围的推力调节，需要考虑混合比的变化量。

从图 6 可以看出，推力调节对发动机真空比冲的影响则很小，可以忽略不计。

另外，在发动机推力大幅度降低后，预燃室和燃烧室的喷注器压降大幅度降低，此时需要考虑上述组件的燃烧稳定性等问题。

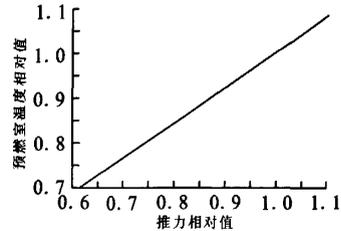


图3 推力调节对预燃室温度的影响

Fig.3 The impact of thrust regulation on preburner temperature

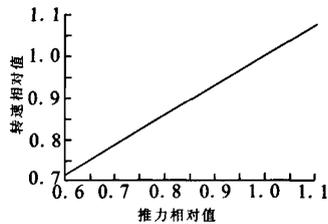


图4 推力调节对涡轮泵转速的影响

Fig.4 The impact of thrust regulation on turbopump speed

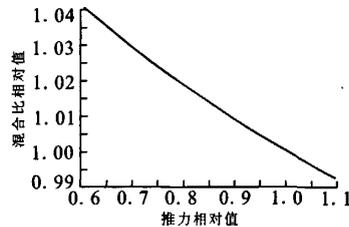


图5 推力调节对发动机混合比的影响

Fig.5 The impact of thrust regulation on mixture ratio

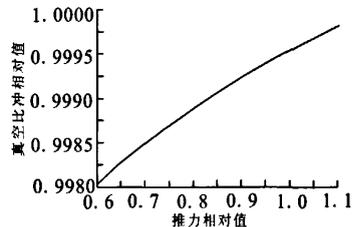


图6 推力调节对发动机比冲的影响

Fig.6 The impact of thrust regulation on specific impulse

5 推力调节速率

发动机推力调节过程仿真研究表明,如果推力调节速率过快将引起发动机系统参数振荡,甚至可能造成发动机破坏,但是如果推力调节过慢将无法满足不同火箭总体的要求。对不同的推力调节速率进行仿真和比较(如图7所示),当推力调节速率大于20%/s时将造成发动机参数的振荡(图7中曲线1和2),而低于10%/s左右的推力调节速率则较为平稳(图7中曲线3)。

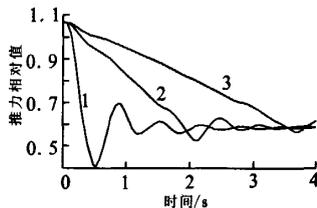


图7 补燃循环发动机不同速率的推力调节
Fig.7 Thrust regulation rate

6 结论

(1) 推力调节是先进的液体火箭发动机应具有的重要特点。

(2) 补燃循环发动机理想的推力调节方式是改变预燃室较小组元的流量。

(3) 补燃循环发动机推力调节对发动机比冲

的影响很小,可以忽略不计;对混合比的影响不大,但是大范围推力调节时应予以考虑。

(4) 受预燃室温度的制约,补燃循环发动机推力向上调节的幅度不宜过大,而可进行大幅度的向下调节。

(5) 补燃循环发动机推力调节速率不宜过快,不应大于20%/s。

参考文献:

- [1] 邢继发 主编. 世界导弹与航天发动机大全[M]. 北京: 军事科学出版社, 1999.
- [2] Russian / Ukrainian Launch Vehicles-Liquid propellant engines. <http://hometown.aol.de/>.
- [3] RS-84. <http://www.boeing.com/>.
- [4] SSME. <http://www.boeing.com/>.
- [5] Katargin B I, Chvanov V K, Chelkis F Y. RD-180 Program History. AAIA 2001-3552.
- [6] 张贵田. 高压补燃液氧煤油发动机[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005.
- [7] 段小龙, 刘站国, 王栓虎, 等. 补燃循环液体火箭发动机大范围工况调节方案研究[R]. 火箭推进, 2004, (3): 1-6.
- [8] Katargin B I, Chvanov V K, Chelkis F Y, et al. Atlas with RD-180 Now[R]. AIAA 2001-3961.
- [9] Volkman J C, Tuegel L M, Mcleod J M. Investigations and Considerations about Reusable Lox/HC Engine as Key Technologies for Future Launch Vehicles[R]. AIAA 90-2184.

(编辑: 陈红霞)