

文章编号:1000-8055(2011)02-0428-07

全流量补燃循环发动机系统参数模型与设计 (I) 动力平衡特性

金 平, 李 茂, 汪小卫, 李家文, 蔡国飙
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 为了深入理解全流量补燃循环发动机系统的特点,建立了全流量补燃循环发动机系统动力平衡模型,补充了压力平衡方程,研究了预燃室混合比对发动机系统参数的影响规律. 研究表明:①富燃、富氧预燃室的混合比是相互匹配的,随着富燃预燃室混合比增大,富氧预燃室混合比减小,混合比组合的规律是保持富燃、富氧预燃室燃气做功能力的平衡;②随着富燃预燃室混合比增大,预燃室燃气温度升高,富燃预燃室燃气流量增大(富氧预燃室燃气流量减小),燃气做功能力增强,燃料泵(氧化剂泵)的扬程降低;③预燃室混合比直接决定了预燃室燃气温度,影响了预燃室燃气物性参数,参与了发动机系统的流量分配,控制了系统燃气做功能力,最终影响了泵的扬程.

关 键 词: 全流量补燃循环发动机; 动力平衡; 预燃室混合比; 燃气做功; 泵扬程

中图分类号: V434⁺.23

文献标识码: A

Parametric model and design of full flow staged combustion cycle engine system for (I) engine balance characteristics

JIN Ping, LI Mao, WANG Xiao-wei, LI Jia-wen, CAI Guo-biao

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The full flow staged combustion (FFSC) cycle engine balance model was established and the pressure relationship between the fuel-rich flow and the oxygen-rich flow was added in this model. These results show that (1) mixture ratios of preburners are matched for each other, mixture ratio of ox-rich preburner decreases with increasing mixture ratio of fuel-rich preburner, helping to balance the work of two side preburner gases; (2) with the increase of mixture ratio of fuel-rich preburner, the preburner gas temperature is enhanced, the fuel-rich preburner gas mass flowrate is enlarged (the ox-rich preburner gas mass flowrate reduced), the working ability of preburner gas is reinforced, and the fuel pump lift falls down (the oxidizer pump lift ascends); (3) the mixture ratio of preburner determines the preburner gas temperature, influences the preburner gas properties, participates in the mass flow distribution, controls the working ability of preburner gas, and then affects the pump lift.

Key words: full flow staged combustion cycle engine; engine balance;
mixture ratio of preburner; gas work; pump lift

收稿日期:2009-12-14; 修订日期:2010-06-02

基金项目:国家高技术研究发展计划

作者简介:金平(1979—),女,湖北麻城人,博士后,主要从事全流量补燃循环发动机技术研究.

低成本进入空间是航天时代的发展主题.高性能、高可靠的可重复使用运载器成为人类对空间需求急速膨胀的解决方案.全流量补燃循环发动机以高性能、高可靠性、便于重复使用的特点将成为下一代可重复使用运载器的主动力之一^[1].

全流量补燃循环是液体火箭发动机系统动力循环方式中补燃循环的一种,因此继承了补燃循环发动机的所有特点,如高性能、系统结构复杂等等.但全流量补燃循环与常规的部分流量(富燃或者富氧)补燃循环又有不同,因为其系统中驱动涡轮的燃气流量的差别,直接导致了维持发动机系统自身运转能量上的差异,带来发动机系统的变化.因此为了深入理解全流量补燃循环发动机的特点,开展全流量补燃循环系统动力平衡研究很有必要.

要保证发动机系统各部件协调工作,首要问题就是保证发动机系统的动力平衡,包括流量平衡、压力平衡和功率平衡.根据液体火箭发动机系统动力平衡计算得到的发动机系统参数,可作为发动机系统及主要部件的方案论证的依据,也是进行发动机系统及其具体部件优化设计的基础.在过去的研究中为了便于对不同发动机系统动力循环方案进行比较,发展了液体火箭发动机动力平衡的通用算法.陈杰等^[2-3]引入了图论理论,通过画出发动机系统的有向网络图,给出其节点支路关联矩阵,并补充功率平衡方程等来封闭求解,提出了一种发动机系统动力平衡的通用算法;许琨等^[4]完善了这种计算模型,增强了其通用性;Christoph^[5]利用模块化分析方法开发了液体火箭发动机系统动力循环仿真程序;黄卫东等^[6-8]在此基础上建立了以部件为中心,面向对象的发动机通用计算方法;张一夫等人^[9]研究了补燃循环发动机最高燃烧室压力的计算算法等等.这些研究多集中于不同动力循环方案发动机系统性能的比较,而忽略了对动力循环系统自身动力平衡特点的关注,尤其是针对全流量补燃循环发动机系统,相关研究工作的文献很少.本文针对全流量补燃循环发动机系统,建立了系统动力平衡模型,编

制了仿真程序,研究了预燃室混合比对发动机系统参数的影响规律.

1 发动机系统动力平衡计算模型

发动机系统参数动力平衡计算是利用各组件流量和压力的关系,使发动机内流量和压力达到平衡,此外还必须保持涡轮和泵的功率平衡.流量、压力、功率三者的平衡,构成了发动机系统参数平衡计算三个准则.本文详细介绍了全流量补燃循环发动机系统动力平衡方程及其补充关系,其系统示意图如图1所示,供应系统基本工作原理文献^[1]已有说明.

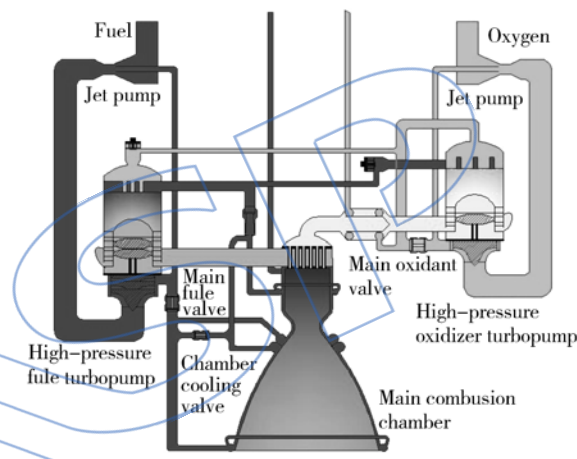


图1 全流量补燃循环发动机系统示意图

Fig. 1 Schematic of full flow staged combustion cycle engine system

1.1 流量平衡方程

在实际氢氧发动机中,燃烧室喷注面板工作条件比较恶劣,通常采用喷注面板发汗冷却进行头部保护,因此在本文的计算中,考虑了一部分氢作为头部发汗冷却的冷却剂,不参与预燃室燃烧和驱动涡轮做功,而直接进入燃烧室.因此,全流量补燃循环发动机系统中各路流量分配关系可以通过燃烧室混合比 R_m 、富燃预燃室混合比 R_{mpbf} 、富氧预燃室混合比 R_{mpbo} 和喷注面板氢发汗冷却流量比例 m_{h_2} 确定,如下式所示:

$$m_{h_2} = \frac{\dot{m}_{h_2}}{\dot{m}_f}$$

$$\dot{m}_{to} = \frac{R_m - (1 - m_{h_2}) R_{mpbf}}{R_{mpbo} - R_{mpbf}} (1 + R_{mpbo}) \dot{m}_f$$

$$\dot{m}_{tf} = \frac{R_{mpbo} [1 + (1 - m_{h_2}) R_{mpbf}] - R_m (1 + R_{mpbf}) - m_{h_2} R_{mpbf}}{R_{mpbo} - R_{mpbf}} \dot{m}_f$$

式中 $\dot{m}_f$ 为燃料总流量, $\dot{m}_{h_2}$ 为喷注面板氢发汗冷却流量, m_{h_2} 为喷注面板氢发汗冷却流量与发动机燃料总流量之比, $\dot{m}_{if}$, $\dot{m}_{io}$ 为富燃预燃室(或富燃涡轮)流量、富氧预燃室(或富氧涡轮)流量。

1.2 功率平衡方程

与富燃补燃循环系统不同,在全流量补燃循环发动机系统中的两套涡轮泵系统,分别为富燃涡轮驱动燃料泵,富氧涡轮驱动氧化剂泵。因此根据涡轮泵的功率平衡关系,有平衡方程如下:

对于燃料涡轮泵

$$\dot{m}_{if} \eta_{if} \frac{\kappa_{pbf}}{\kappa_{pbf} - 1} \left(\frac{R_0}{M_{pbf}} \right) T_{pbf} \left[1 - \left(\frac{1}{\pi_{if}} \right)^{\frac{\kappa_{pbf} - 1}{\kappa_{pbf}}} \right] = \frac{\dot{m}_f d p_f}{\rho_f \eta_{pf}}$$

对于氧化剂涡轮泵

$$\dot{m}_{io} \eta_{io} \frac{\kappa_{pbo}}{\kappa_{pbo} - 1} \left(\frac{R_0}{M_{pbo}} \right) T_{pbo} \left[1 - \left(\frac{1}{\pi_{io}} \right)^{\frac{\kappa_{pbo} - 1}{\kappa_{pbo}}} \right] = \frac{\dot{m}_o d p_o}{\rho_o \eta_{po}}$$

其中 ρ_f , ρ_o 为燃料和氧化剂密度, $\dot{m}_o$ 为氧化剂流量, π_{if} , π_{io} 为燃料和氧化剂涡轮压比, $d p_f$, $d p_o$ 为燃料泵和氧化剂泵扬程, η_{pf} , η_{po} 为燃料和氧化剂涡轮效率, η_{pf} , η_{po} 为燃料泵和氧化剂泵效率,由富燃、富氧预燃室的热力计算可以得到富氧、富燃涡轮燃气温度 T_{pbo} , T_{pbf} , 等熵指数 κ_{pbo} , κ_{pbf} , 相对分子质量 M_{pbo} , M_{pbf} , R_0 为通用气体常数。

1.3 压力平衡方程

在进行压力平衡计算时,全流量补燃循环发动机系统有些部件(如管道、阀门、冷却套、喷注器等)的压降按照经验选取,因此当给定燃料和氧化剂贮箱出口压力,沿着燃料和氧化剂的流路,系统各节点的压力平衡方程,可通过以上的压力平衡关系,可以将涡轮压比 π_{if} , π_{io} 表示为泵扬程 $d p_f$, $d p_o$, 燃烧室压力 p_c , 储箱压力 p_{f1} , p_{o1} 和压力损失系数 C_{ij} ($i = f, o; j = 1, \dots$) 等的函数关系

$$\pi_{if} = f(d p_f, p_c, p_{f1}, C_{fj}, \dots)$$

$$\pi_{io} = f(d p_o, p_c, p_{o1}, C_{oj}, \dots)$$

1.4 补充关系

由以上关系可以看出,对于全流量补燃循环发动机系统,燃料路和氧化剂路的流量分配和功率平衡是相对独立的,但是在实际的大推力发动机系统中,燃料路和氧化剂路的压力平衡关系是相互联系和制约的,即是:上述的关系中没有考虑到富燃预燃室氧化剂路的压力平衡和富氧预燃室燃料路的压力平衡,即富燃预燃室的氧压降系数和富氧预燃室的氢压降系数。因此在本文中,补充两条流路的交叉压降系数,根据氧化剂流路和燃

料流路在进入两预燃室喷前压力相同,将其关系表示如下:

氧化剂路

$$p_{pbf}(1 + C_{fo}) = p_{pbo}(1 + C_{of})$$

燃料路

$$p_{pbo}(1 + C_{of}) = p_{pbf}(1 + C_{ff})$$

式中 p_{pbf} , p_{pbo} 为富燃预燃室和富氧预燃室压力, C_{ff} , C_{fo} 为富燃预燃室氢气喷注器压降系数和液氧喷注器压降系数, C_{of} , C_{oo} 富氧预燃室氢气喷注器压降系数和液氧喷注器压降系数。

2 仿真程序流程图

对于发动机系统动力平衡而言,预燃室混合比直接与流量分配相关,同时预燃室燃气也决定着涡轮的做功能力,所以混合比既影响了流量平衡方程又限制了功率平衡方程,因此在求解过程中把预燃室混合比列为单独变量。

通过牛顿迭代法进行求解泵扬程 $d p_f$, $d p_o$, 并以压力补充方程作为约束条件来选择合适的预燃室混合比组合 R_{mpbf} , R_{mpbo} 。具体计算过程的流程图见图2所示。

3 计算结果与讨论

预燃室混合比决定了预燃室燃气状态,从而影响了涡轮泵的功率平衡。预燃室燃气温度即是涡轮叶片的入口温度,对于无冷却涡轮为了考虑涡轮材料和结构在此温度中工作的可靠性和寿命,通常而言对于富燃燃气可达到 1100 K,而对于富氧燃气温度则应低于 900 K。这是因为富氧燃气对金属以及其合金具有强烈的氧化作用,金属合金在高温高压的富氧燃气中的燃点温度比金属在常规条件下要低得多^[10]。在本文的研究中,富燃预燃室燃气温度范围设计为 600~1100 K,对应富燃预燃室混合比范围为 0.5~1.0,考虑到富氧涡轮工作环境,富氧预燃室燃气温度范围设计为 500~900 K,对应富氧预燃室混合比范围为 105~180。

根据文献[1]提供的部分 RS-2100 发动机系统的平衡参数作为基准参数,对全流量补燃循环发动机系统进行了动力平衡计算。其中燃料泵和氧化剂泵的效率参考 SSME(space shuttle main engine)的泵效率,富燃和富氧涡轮效率参考了文献[1],压力损失系数参考了经验常数。其主要基准参数的取值如表1所示,表中 F 为发动机推力, ϵ 为喷管扩张比,计算结果如图3~图4所示。

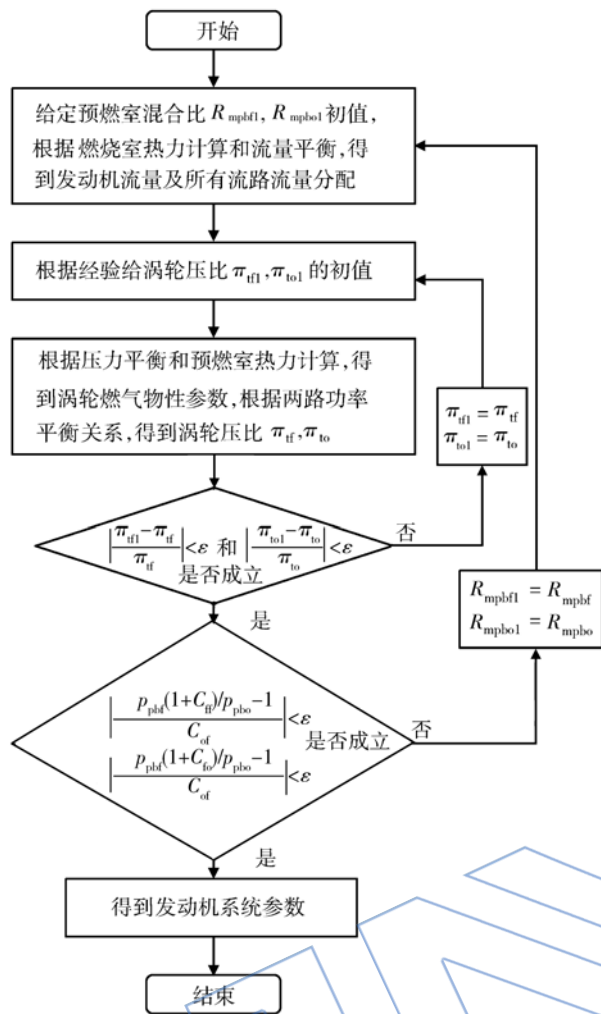


图2 全流量补燃循环发动机系统动力平衡仿真流程图

Fig. 2 Flow chart of FFSC cycle engine balance simulation process

表1 全流量补燃循环发动机系统参数

Table 1 Values of full flow staged combustion cycle engine

F/kN	p_c /MPa	R_m	ϵ	R_{mpbf}	R_{mpbo}	$m_{h_2}/\%$
209.01	22.4	6.93	60	0.5~1.0	105~180	5

图3为全流量补燃循环发动机富燃预燃室和富氧预燃室混合比组合曲线。

由预燃室混合比组合曲线可以看出,对于全流量补燃循环发动机系统,经过压力补充关系的限制,满足发动机系统动力平衡要求的富燃、富氧预燃室混合比一一对应,按照一定规律匹配。随着富燃预燃室混合比的增加,富氧预燃室混合比减小。这种特点是与其他的补燃循环方式很大的不同的地方,体现出系统的自身匹配的特性。

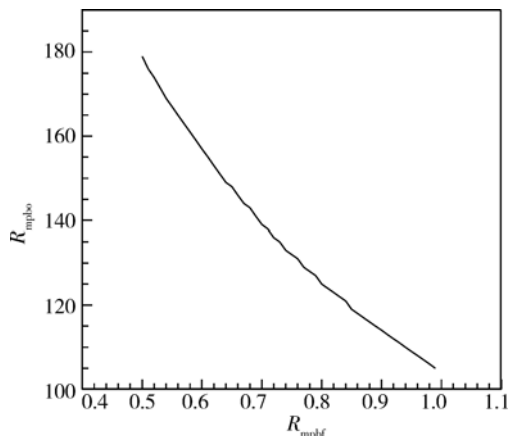


图3 全流量补燃循环发动机预燃室混合比组合曲线

Fig. 3 R_{mpbo} versus R_{mpbf}

图4为全流量补燃循环发动机系统平衡参数随富燃预燃室混合比的变化曲线。图中 ω_f, ω_o 为富燃燃气做功因子、富氧燃气做功因子。 π_{tf}, π_{to} 为富燃涡轮压比、富氧涡轮压比。

从图4(a)来看,随着富燃预燃室混合比的增加,富燃预燃室燃气温度上升,由图3可知此时富氧预燃室混合比减小,因此富氧预燃室燃气温度也上升。富燃预燃室燃气温度高于富氧预燃室燃气温度,这是因为在计算过程中参考了RS-2100发动机富燃、富氧预燃室燃气温度作为基准,分别为738 K和583 K。此外,富燃预燃室燃气温度上升幅度稍大于富氧预燃室。

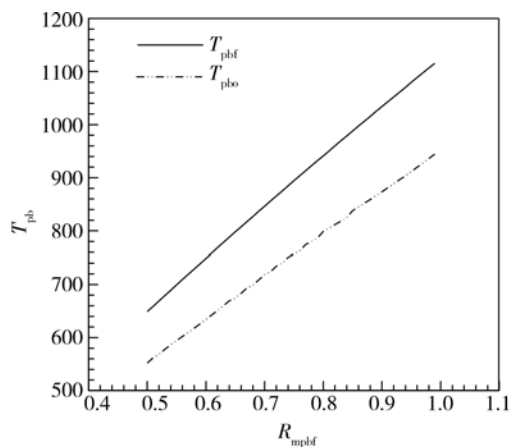
图4(b)和图4(c)分别为燃气相对分子质量和燃气比热比随着富燃预燃室混合比的变化规律。随着富燃预燃室混合比的增加,富燃预燃室燃气相对分子质量增大,而富氧预燃室燃气相对分子质量减小;富燃和富氧预燃室燃气比热比均在减小。这是因为随着富燃预燃室混合比的增加,富燃、富氧预燃室燃烧状态都朝着靠近完全燃烧的方向发展,因此燃气的物性向靠近水蒸气的物性方向发展。

图4(d)为预燃室流量随着富燃预燃室混合比的变化规律。随着富燃预燃室混合比的增加,富燃预燃室燃气流量增大,而富氧预燃室燃气流量减小。在总流量不变的情况下,富燃涡轮燃气流量和富氧涡轮燃气流量此消彼长。图4(e)和图4(f)分别为富燃、富氧预燃室总流量、预燃室燃料流量和预燃室氧化剂流量随着富燃预燃室混合比的变化规律。对于富燃预燃室而言,随着富燃预燃室混合比的增加,富燃预燃室氧化剂流量大幅度增大,而富燃预燃室燃料流量小幅度减小,因此综合效果为富燃预燃室总流量增大;对于富氧预燃室而

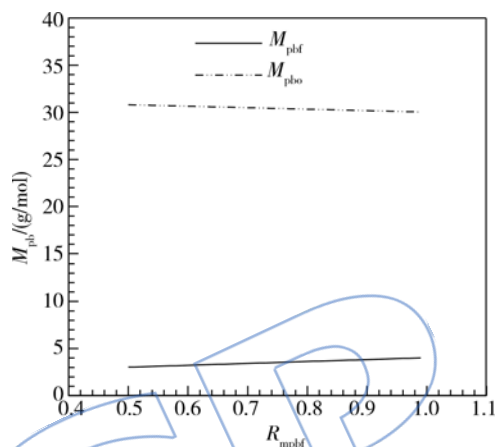
言,随着富燃预燃室混合比的增加,富氧预燃室混合比的减小,富氧预燃室氧化剂流量减小,其减少量为富燃预燃室增加的氧化剂流量,富氧预燃室燃料流量增大,其增加量为富燃预燃室减少的燃料流量,因此富氧预燃室总流量减小。

全流量补燃循环发动机富燃、富氧预燃室流量的变化关系也可以应用在发动机流量调节的过

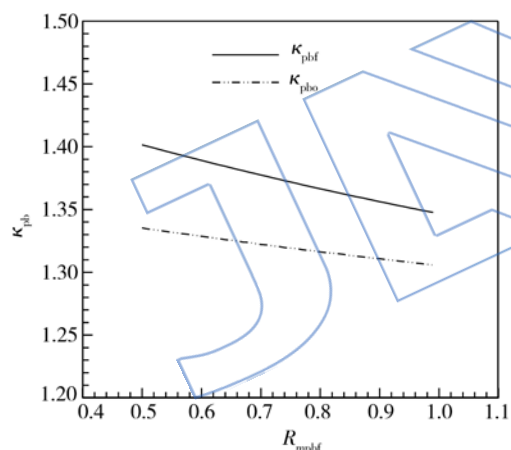
程中。当发动机从一个状态转换为另一个状态时,通过调节预燃室的流量来控制预燃室混合比,从而控制发动机系统的功率平衡。富燃预燃室流量的变化同时反映在富氧预燃室流量变化上。计算结果表明随着富燃燃气混合比变大,富燃预燃室氧化剂的增加量远多于其燃料的减少量,富氧预燃室流量变化恰好相反。这个特点可以应用在发



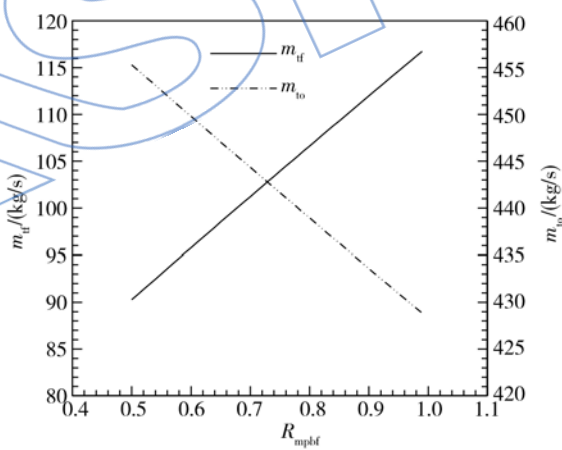
(a) 燃气温度随 R_{mpbf} 变化



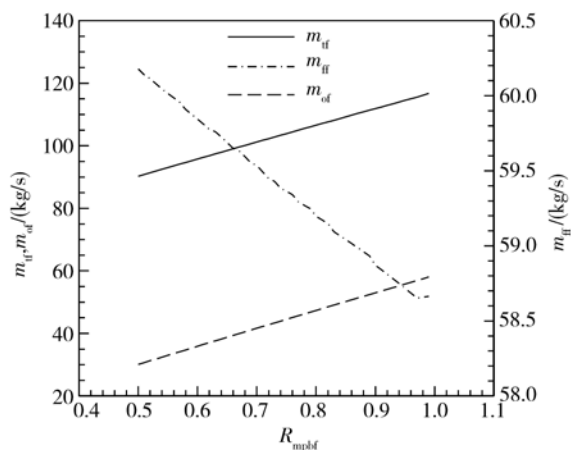
(b) 燃气相对分子质量随 R_{mpbf} 变化



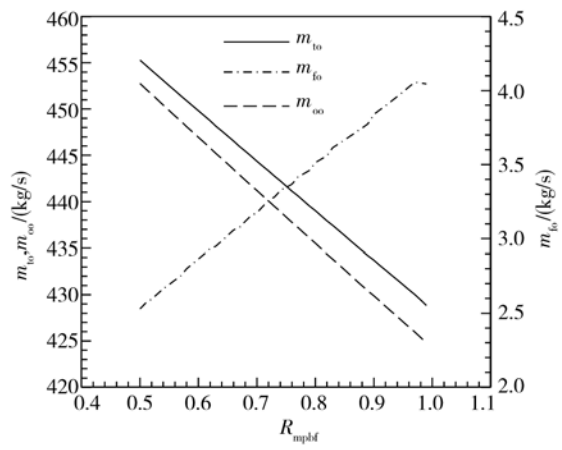
(c) 燃气等熵指数随 R_{mpbf} 变化



(d) 预燃室流量随 R_{mpbf} 变化



(e) 富燃预燃室流量随 R_{mpbf} 变化



(f) 富氧预燃室流量随 R_{mpbf} 变化

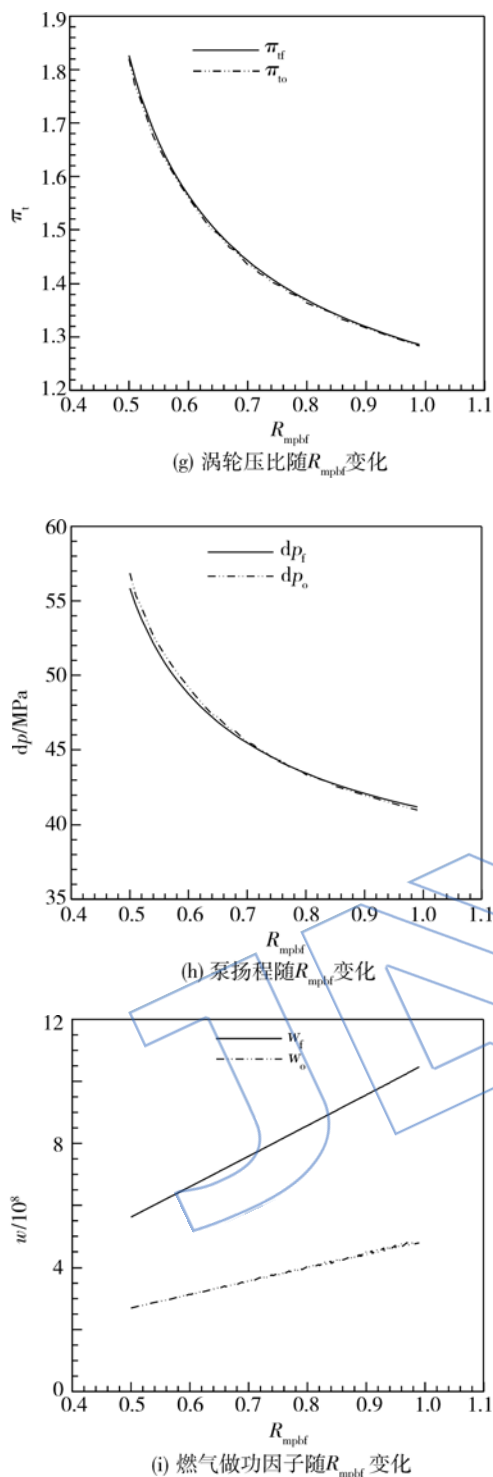


图4 全流量补燃循环发动机系统参数
随富燃预燃室混合比的变化曲线

Fig. 4 System parameters of full flow staged
combustion cycle engine versus R_{mplf}

动机流量调节时,先调节富燃预燃室的氧路大流量到设计值,这时发动机系统达到大致平衡点位置,再调节富氧预燃室的氢路小流量到设计值,发动机系统即达到要求设计的平衡点。发动机系统的这种自身平衡的特点使得发动机调节更加简单。

图4(g)和图4(h)分别为涡轮压比和泵扬程随着富燃预燃室混合比的变化规律。随着富燃预燃室混合比的增加,富燃、富氧涡轮压比都在减小,开始减小幅度较大,后来减小幅较小,并且两涡轮压比十分接近。燃料泵和氧化剂泵的扬程的变化也表现出同样的规律。这是因为涡轮压比一方面影响了燃气的做功能力,另一方面制约着泵的扬程。相对泵的扬程影响,涡轮压比对涡轮做功能力的影响较大。因此为了维持涡轮泵的功率平衡,在涡轮燃气做功能力增强的情况下,涡轮压比减小;而当涡轮燃气做功能力减弱时,涡轮压比增加。由于受到燃料和氧化剂流路相互之间压力平衡关系的限制,富燃、富氧预燃室压力是接近的,因此导致燃料和氧化剂泵的扬程十分接近,富燃、富氧涡轮压比也接近。

图4(i)为燃气做功因子随着富燃预燃室混合比的变化规律。燃气做功因子定义为

$$\omega = \dot{m}_t \frac{\kappa_{pb}}{(\kappa_{pb} - 1)} \frac{R_0}{M_{pb}} T_{pb}$$

做功因子 ω 反映了预燃室燃气流量 $\dot{m}_t$ 、燃气温度 T_{pb} 、燃气等熵指数 κ_{pb} 和燃气相对分子质量 M_{pb} 随着预燃室混合比变化的综合效果。随着富燃预燃室混合比的增加,富燃燃气的做功因子增加,富氧燃气的做功因子也在增加。由图可以看出富燃燃气的做功因子大于富氧燃气的做功因子,其做功因子增加幅度也大于富氧预燃室做功因子增加幅度。这是因为,对做功因子而言,温度数值大,变化范围大,是最主要的影响因素,因而其变化规律与温度的变化保持一致。

从以上的结果来看,预燃室混合比直接决定了预燃室的燃烧温度,影响了预燃室的燃气物性,参与了发动机系统的流量分配,控制了系统的动力潜能,最终影响了泵的扬程。预燃室混合比决定了预燃室的工作状态,是发动机系统最为关键的影响参数。

对于全流量补燃循环发动机系统而言,富燃、富氧预燃室的工作状态不是任意选择的,在满足发动机系统设计要求和动力平衡的条件下是相互匹配的。一旦选择了其中一个预燃室的工作状态,那么另一个预燃室的状态也随之确定下来,整个发动机系统的其他参数如流量、压力和功率等参数也随之确定。由以上的计算结果可以看到,富燃、富氧预燃室混合比组合的规律是保持富燃、富氧预燃室燃气做功能力的平衡,即是保持两预燃室燃气温度的平衡。亦即是,当提高一个预燃室的

燃气温度时,只有通过提升另一个预燃室的燃气温度才能达到系统的新平衡。

在实际发动机系统设计中,预燃室混合比的选择受到两方面的限制,一方面由于预燃室燃气温度决定了涡轮叶片的工作环境温度,因此受到涡轮叶片材料承受温度的限制,对于富氧涡轮叶片还要受到富氧环境对材料的氧化作用^[11],因此预燃室燃气温度不可能太高,混合比不能太大;另一方面还要受到泵的最大扬程的限制,燃气做功能力太弱,导致涡轮压比较大,泵的扬程较大,因此预燃室混合比不能太小。因此在发动机具体设计过程中需要综合考虑各方面的影响因素,选择合适的预燃室混合比,以满足发动机系统的设计要求。根据文献[12]中提到的结构设计对动力循环系统的限制,为了延长发动机寿命和提高发动机可靠性,涡轮燃气温度应低于 900 K,泵出口压力应低于 50 MPa。因此富燃、富氧预燃室混合比组合可选择的范围为(0.54,160)~(0.76,124),此时对应的富燃预燃室的燃气温度为 688~903 K,富氧预燃室的燃气温度为 617~805 K,燃料泵和氧化剂泵的扬程为 43.2~49.8 MPa。

4 结 论

本文建立了全流量补燃循环发动机系统动力平衡模型,补充了系统压力平衡关系,在此基础上编制了仿真程序。以 RS-2100 发动机系统平衡参数为基准,研究了预燃室混合比对全流量补燃循环发动机系统参数的影响规律,计算结果表明:

1) 富燃、富氧预燃室的混合比是相互匹配的,一旦选择了其中一个预燃室的工作状态,那么另一个预燃室的状态也随之确定下来,富燃、富氧预燃室混合比组合的规律是保持富燃、富氧预燃室燃气做功能力的平衡,即是保持两预燃室燃气温度的平衡。

2) 随着富燃预燃室混合比增大(富氧预燃室混合比减小),预燃室燃气温度升高,富燃预燃室燃气流量增大(富氧预燃室燃气流量减小),燃气做功能力增强,燃料泵(氧化剂泵)的扬程降低。

3) 预燃室混合比直接决定了预燃室燃气温度,影响了预燃室燃气物性参数,参与了发动机系统的流量分配,控制了系统燃气做功能力,最终影响了泵的扬程。预燃室混合比决定了预燃室的工作状态,是发动机系统最为关键的影响参数。

参考文献:

[1] Davis J A, Campbell R L. Advantages of a full-flow staged

combustion cycle engine system[R]. AIAA 97-3318, 1997.

[2] 陈杰. 液体火箭发动机系统动力平衡参数通用计算方法[J]. 上海航天, 1991(4): 1-5.

CHEN Jie. General calculation method for liquid rocket engine system power balance[J]. Journal of Shanghai Space, 1991(4): 1-5. (in Chinese)

[3] 陈杰, 王克昌, 陈启智. 液氧/煤油推进剂液体火箭发动机循环动力平衡分析[J]. 国防科技大学学报, 1992, 14(2): 53-58.

CHEN Jie, WANG Kechang, CHEN Qizhi. Cycle power balance analysis for liquid rocket engine with LO₂/RP-1 propellant combustion[J]. Journal of National University of Defense Technology, 1992, 14(2): 53-58. (in Chinese)

[4] 许琨, 张宝炯. 液体火箭发动机运动循环参数通用计算方法的研究[J]. 宇航学报, 1996, 17(4): 26-33.

XU Kun, ZHANG Baojiong. Study of general calculating method for power cycle parameters of liquid rocket engine[J]. Journal of Astronautics, 1996, 17(4): 26-33. (in Chinese)

[5] Christoph G. A modular method for the analysis of liquid rocket engine cycles[R]. AIAA 95-2966, 1995.

[6] 黄卫东, 朱恒伟, 王克昌, 等. 液体发动机分级燃烧循环最高室压通用模块化计算方法[J]. 上海航天, 1997(2): 11-15.

HUANG Weidong, ZHU Hengwei, WANG Kechang, et al. A general modular method for calculating the maximum combustion chamber pressure of the liquid engine with stage combustion cycles[J]. Journal of Shanghai Space, 1997(2): 11-15. (in Chinese)

[7] 黄卫东, 朱恒伟, 王克昌, 等. 液体火箭发动机功率平衡通用计算方法[J]. 国防科技大学学报, 1998, 20(2): 22-25.

HUANG Weidong, ZHU Hengwei, WANG Kechang, et al. A general method for the cycle power balance calculation of the liquid rocket engine[J]. Journal of National University of Defense Technology, 1998, 20(2): 22-25. (in Chinese)

[8] 黄卫东, 王克昌, 陈启智. 液体火箭发动机系统面向对象分析方法[J]. 中国空间科学技术, 2000(4): 48-53.

HUANG Weidong, WANG Kechang, CHEN Qizhi. An object-oriented analysis method for liquid rocket engine system[J]. Chinese Space Science and Technology, 2000(4): 48-53. (in Chinese)

[9] 张一夫, 张宝炯. 分级燃烧循环发动机燃烧室最高室压的计算[J]. 上海航天, 1992(3): 4-9.

ZHANG Yifu, ZHANG Baojiong. Calculation of maximum combustion chamber pressure of staged combustion cycle engine[J]. Journal of Shanghai Space, 1992(3): 4-9. (in Chinese)

[10] 朱森元. 氢氧火箭发动机及其低温技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 1995.

[11] 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.

[12] Hueter U, Hutt J J. NASA's next generation launch technology program—Next generation space access roadmap[R]. AIAA 2003-6941, 2003.