常温推进剂发生器低压点火动态特性分析

王 丹,刘臻丽,周 康,陈宏玉,刘占一,李舒欣
(西安航天动力研究所,陕西 西安 710100)

摘要 针对常温推进剂富氧燃气发生器低压点火室压存在低工况建压缓慢的问题,提出一种基于推进剂转化率修正系数的修正方法。该方法将抛物线函数和双曲正切函数结合,形成新的修正系数函数,以燃气发生器混合比下降至临界混合比时刻作为修正系数函数切换点。经不同点火时序低压点火试验验证,仿真模型计算获得的燃气发生器室压与试验值最大动态误差为4.6%。采用混合比 36 为临界混合比,可以在较宽的范围内准确捕捉到推进剂开始正常燃烧的时间点。富氧燃气发生器中若提前进入过多氧化剂会导致大量积存,将与其后进入而不断累积的燃料瞬间发生剧烈化学反应导致室压出现超调峰值,在时序设计中应在保证富氧点火的前提下尽可能缩短燃料与氧化剂进入的时差。

关键词 燃气发生器低压点火;动态特性分析;转化率修正;系统动力学仿真;临界混合比
中图分类号 V434 **文献标识码** A **文章编号** 1672-9374(2023)02-0035-07

Transient characteristic analysis of low-pressure ignition for normal-temperature propellant generator

WANG Dan, LIU Zhenli, ZHOU Kang, CEHN Hongyu, LIU Zhanyi, LI Shuxin
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract To solve the problem that the low-pressure ignition chamber pressure builds up slowly in the oxygen-enriched generator with normal-temperature propellant, a modified method based on the correction coefficient of propellant conversion rate is proposed. This method combines the parabola function and the hyperbolic tangent function to form a new correction coefficient function, and it takes the time when the mixing ratio of generator decreases to the critical mixing ratio as the switching point of the correction coefficient function. The results, verified by the low pressure ignition test with different ignition sequences, show that the maximum dynamic error of the generator chamber pressure between the simulated results and the test value is 4.6%. Using the mixing ratio of 36 as the critical mixing ratio, the time point of normal combustion of propellant can be accurately captured in a wide range. If the oxidant in the oxygen-enriched generator accumulates too much in advance, a sharp chemical reaction will take place in the generator after fuel enters and it will lead to a peak overshoot in the chamber pressure. For the design of time sequence, the time lag between the fuel and the oxidizer should be shortened as far as possible on the premise of ensuring the oxygen-enriched ignition.

收稿日期:2021-05-07;**修回日期**:2021-06-29
基金项目:国家青年科技基金(11702204)
作者简介:王丹(1989—),女,硕士,高级工程师,研究领域为火箭发动机系统。

Key words low-pressure ignition of generator; transient characteristic analysis; correction coefficient of propellant conversion rate; system dynamic simulation; critical mixing ratio

0 引言

燃气发生器作为泵压式液体火箭发动机的重要组件,用于产生燃气驱动涡轮泵实现推进剂增压供给,最终进入推力室产生推力[1]。推进剂在燃气发生器内的流动燃烧过程是极为复杂的物理化学过程,对它的工作机理及其动态过程模拟方法的研究一直是液体火箭推进领域的重要研究课题之一。

目前,对燃气发生器中的燃烧过程采用反映燃烧过程平均效应的时滞瞬时均匀混合模型,在建立动态数学模型时,做如下假设:①进入燃气发生器中的液相推进剂在经过一个转化时间 τ 后,瞬时变为气相的燃烧产物;②燃烧过程是绝热的,燃烧反应热全部用于加热生成燃气;③燃烧瞬时完成,且燃烧产物均为理想气体[2-3]。

推进剂由液相转为气相燃烧产物的转化时间是一个重要参数,该时间是推进剂雾化、混合、蒸发、燃烧等过程的时间总和。对于非自燃推进剂,转化时间是有关压力的函数。然而,对于低压供给的常温推进剂,其转化过程不仅与压力有关,还与混合比、温度等因素相关。本文通过理论分析,提出一种适用于常温推进剂燃气发生器低压点火情况下的推进剂转化过程修正方法,并开展试验验证,提升了燃气发生器动态仿真模型的准确性。

1 燃气发生器数学模型

1.1 燃气发生器燃烧模型

由于燃烧过程的复杂,现在还没有简单可靠的数学模型来描述它,在目前的发动机系统瞬态特性分析中,大多采用反映燃烧过程平均效应的时滞瞬时均匀混合模型[2-7]。燃气发生器燃烧数学模型示意如图 1 所示。

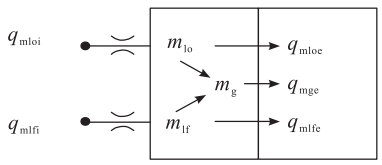

图 1 燃气发生器燃烧数学模型示意图

Fig. 1 Diagram of generator combustion model

液体氧化剂、液体燃料、燃烧产物的质量积累计算式为

$$\frac{\mathrm{d}m_{\mathrm{lf}}}{\mathrm{d}t} = q_{\mathrm{mlfi}} - q_{\mathrm{mlfe}} - \frac{m_{\mathrm{lf}}}{\tau_{\mathrm{f}}} \tag{1}$$

$$\frac{\mathrm{d}m_{\mathrm{lo}}}{\mathrm{d}t} = q_{\mathrm{mloi}} - q_{\mathrm{mloe}} - \frac{m_{\mathrm{lo}}}{\tau_{\mathrm{o}}} \tag{2}$$

$$\frac{\mathrm{d}m_{\mathrm{g}}}{\mathrm{d}t} = \frac{m_{\mathrm{lf}}}{\tau_{\mathrm{f}}} + \frac{m_{\mathrm{lo}}}{\tau_{\mathrm{o}}} - q_{\mathrm{mge}} \tag{3}$$

式中:m_{lf}、m_{lo}、m_{g} 分别为燃气发生器中积存的液体燃料、液体氧化剂、燃气质量;q_{mlfi}、q_{mloi} 分别为流入燃气发生器的燃料、氧化剂的质量流量;q_{mlfe}、q_{mloe}、q_{mge} 分别为流出燃气发生器的燃料、氧化剂和燃气的质量流量;τ_{o}、τ_{f} 分别为氧化剂和燃料的转化时间。

推进剂组元混合比 K_{g} 的计算式为

$$\frac{\mathrm{d}K_{\mathrm{g}}}{\mathrm{d}t} = \frac{K_{\mathrm{g}}+1}{m_{\mathrm{g}}}\left[\frac{m_{\mathrm{lo}}}{\tau_{\mathrm{o}}} - K_{\mathrm{g}}\frac{m_{\mathrm{lf}}}{\tau_{\mathrm{f}}}\right] \tag{4}$$

燃气腔中燃烧产物 RT 值的计算式为

$$\tau_{\mathrm{g}}\frac{\mathrm{dRT}}{\mathrm{d}t} = \mathrm{RT}(K_{\mathrm{g}}, p_{\mathrm{gg}}) - \mathrm{RT} \tag{5}$$

式中:τ_{g} 为燃气在燃气发生器中停留时间;$\mathrm{RT}(K_{\mathrm{g}}, p_{\mathrm{gg}})$ 为对应于混合比 K_{g} 和压力 p_{gg} 时的理论 RT 值。

燃气发生器压力计算式为

$$\frac{\mathrm{d}p_{\mathrm{gg}}}{\mathrm{d}t} = \frac{\mathrm{RT}}{V - \frac{m_{\mathrm{lf}}}{\rho_{\mathrm{f}}} - \frac{m_{\mathrm{lo}}}{\rho_{\mathrm{o}}}}\frac{\mathrm{d}m_{\mathrm{g}}}{\mathrm{d}t} + \frac{p_{\mathrm{gg}}}{\mathrm{RT}}\frac{\mathrm{dRT}}{\mathrm{d}t} + \frac{p_{\mathrm{gg}}}{V - \frac{m_{\mathrm{lf}}}{\rho_{\mathrm{f}}} - \frac{m_{\mathrm{lo}}}{\rho_{\mathrm{o}}}}\left(\frac{1}{\rho_{\mathrm{o}}}\frac{\mathrm{d}m_{\mathrm{lo}}}{\mathrm{d}t} + \frac{1}{\rho_{\mathrm{f}}}\frac{\mathrm{d}m_{\mathrm{lf}}}{\mathrm{d}t}\right) \tag{6}$$

式中:V 为燃气发生器的容积;ρ_{o}、ρ_{f} 分别为氧化剂和燃料的密度。

以上计算方法中,氧化剂和燃料的转化时间 τ_{o}、τ_{f} 是反映燃气发生器燃烧过程的重要参数。按 Frank-Kameneskiy 公式,推进剂组元的转化时间 τ 计算式为[8-9]

$$\tau = p_{\mathrm{gg}}^{-me^{\frac{E}{\mathrm{RT}}}} \tag{7}$$

式中:m 为经验系数;E 为组元活化能。

针对液体火箭发动机,通过大量的工程经验,契万诺夫的著作中给出了转化时间的经验表达式[10]。考虑燃气发生器室压对转化时间的影响,将式(7)近似为

$$\tau = a p_{gg}^{-b} \tag{8}$$

式中 a、b 为经验系数。

1.2　常温推进剂低压点火修正方法

对于常温推进剂补燃循环发动机,其燃气发生器为富氧燃气发生器,且点火时推进剂仅由低箱压驱动(不超过 2 MPa),属于富氧低压点火[8]。氧化剂率先进入燃气发生器,存在大量积存,随后燃料进入自燃点火。在燃料进入的初始阶段,有部分氧化剂与之发生化学反应,而其余氧化剂则处于受热蒸发过程。且当氧化剂积存量较大时,少量燃料进入甚至可能出现湮灭情况,导致燃气发生器室压建立时间滞后,建压速度远远低于根据式(8)计算转化时间所获得的建压速度。鉴于低压燃烧过程涉及复杂的物理化学过程,本文提出一种基于转化率修正的燃气发生器低压点火动态模型修正方法,并针对此方法开展燃气发生器低压点火试验,验证方法的可靠性。

具体修正方法为:针对四氧化二氮和偏二甲肼的推进剂组合,根据已有设计经验,选择氧化剂和燃料的正常转化时间 τ_o、τ_f 均为定值 1 ms,通过在式(1)~式(3)推进剂转化率 $\frac{m_{lf}}{\tau_f}$ 和 $\frac{m_{lo}}{\tau_o}$ 前增加转化率修正系数 α 来模拟低压点火低效率燃烧过程,即

$$\frac{dm_{lf}}{dt} = q_{mlfi} - q_{mlfe} - \alpha \frac{m_{lf}}{\tau_f} \tag{9}$$

$$\frac{dm_{lo}}{dt} = q_{mloi} - q_{mloe} - \alpha \frac{m_{lo}}{\tau_o} \tag{10}$$

$$\frac{dm_g}{dt} = \alpha \frac{m_{lf}}{\tau_f} + \alpha \frac{m_{lo}}{\tau_o} - q_{mge} \tag{11}$$

式中推进剂转化率修正系数 α 采用与时间相关的函数给定,用于体现富氧点火燃气发生器从燃料进入时刻至正常燃烧的过程。当少量燃料刚进入燃气发生器时,燃气发生器内混合比极高,燃烧效率极低,因此推进剂转化率应为极低值;随着时间的推移,燃料逐步累积,燃气发生器内的混合比逐步下降,向正常反应的混合比过渡,此时推进剂转化率逐渐上升;当燃气发生器内混合比达到某一临界值时,氧化剂与燃料将迅速进入正常燃烧状态,推进剂转化率应迅速提升至正常值。

根据这一思路,提出计算方法如式(12)~式(13)所示,采用抛物线函数结合双曲正切函数。抛物线函数的起始点为有推进剂进入燃气发生器的时刻,α 初始值为 0。燃气发生器混合比 K_g 下降至临界混合比 K_{g_rate} 时切换至双曲正切函数,随后进入正常转化阶段。临界混合比 K_{g_rate} 的选择取决于推进剂的种类和喷注形式,根据经验,选择 $K_{g_rate} = 36$ 作为函数切换点,即认为燃气发生器混合比小于 36 时开始正常燃烧,前期均为低效率非正常燃烧。

当 $K_g \geqslant K_{g_rate}$ 时,采用抛物线函数计算,即

$$\alpha = c_1 (t - t_1)^2 + c_1 (t - t_1) \tag{12}$$

当 $K_g < K_{g_rate}$ 时,采用双曲正切函数计算,即

$$\alpha = c_2 \tanh\left(\frac{t - t_2}{c_1}\right) + c_1 (t_2 - t_1)^2 + c_1 (t_2 - t_1) \tag{13}$$

式中:t 为时间;t_1 为有推进剂进入燃气发生器的时刻;t_2 为燃气发生器混合比 K_g 等于临界混合比 K_{g_rate} 对应的时刻。其中,针对同一燃气发生器,t_2 取决于点火时序,当燃料进入燃气发生器的时刻与氧化剂越接近,混合比达到临界混合比耗时越短,t_2 值越小。相反燃料进入燃气发生器的时刻滞后氧化剂越久,t_2 值越大。t_2 值无需给定,由模型自动计算获得。c_1 和 c_2 为经验系数,c_1 的取值用于控制抛物线上升的斜率,同时还控制了转化率修正系数从函数切换点到上升至 1 所用的时间,经验证,当正常转化时间 τ_o、τ_f 均为定值 1 ms 时,c_1 取 0.1,采用固定的抛物线形态,可以较为准确地描述燃料逐渐进入,混合比逐渐下降至临界值的转化率提升过程。即转化率先以平缓的曲线上升,达到临界混合比后迅速在 0.1 s 内由转折点上升至 1。c_2 表达式为

$$c_2 = 1 - \left[c_1 (t_2 - t_1)^2 + c_1 (t_2 - t_1)\right] \tag{14}$$

从式(12)可以看出,当 $t = t_1$ 时,$\alpha = 0$,表示推进剂未进入燃气发生器,不转化。从式(13)可以看出,当 $t = t_2$ 时,$\tanh\left(\frac{t - t_2}{c_1}\right)$ 项为 0,此时式(12)

与式(13)值相等,代表函数切换点。当 $\frac{t-t_2}{c_1} \geqslant 1$ 时, $\tanh(\frac{t-t_2}{c_1}) = 1$, $c_2\tanh(\frac{t-t_2}{c_1}) + c_1(t_2-t_1)^2 + c_1(t_2-t_1)$ 将恒等于 1,函数值不再变化,代表进入正常转化阶段。图 2 为转化率修正系数 α 的变化曲线。

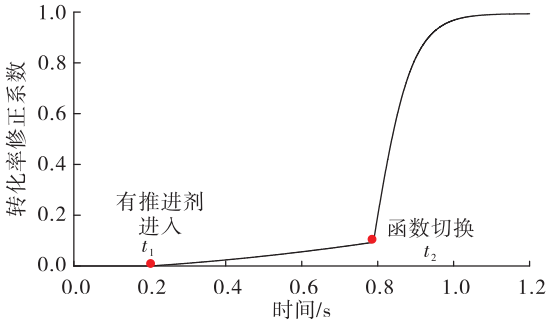

图 2 转化率修正系数

Fig. 2 Correction coefficient of propellant conversion rate

2 燃气发生器低压点火试验

2.1 燃气发生器低压点火试验系统介绍

为验证修正方法的可靠性,开展了燃气发生器低压点火试验。试验系统采用恒压挤压供应推进剂,通过主阀控制起动和关机,通过汽蚀管控制推进剂流量。试验系统原理如图 3 所示。

2.2 燃气发生器低压点火试验工况

为了验证仿真模型在不同点火时序条件下的准确性,进行了 3 种不同工况的热试,保持氧化剂入口压力为 1.7 MPa,燃料入口压力为 0.7 MPa,氧化剂两路总流量 4.12 kg/s,燃料流量 0.137 kg/s,保证燃气发生器混合比均为 30。通过控制阀门开启时间,改变氧化剂进入燃气发生器至燃料进入燃气发生器的时差(保证氧先进,富氧点火)。经充填试验验证,在试验充填流量条件下,氧化剂充满燃气发生器氧头腔耗时 0.15 s,燃料充满燃气发生器燃料头腔耗时 0.06 s。低压热试验工况列于表 1。

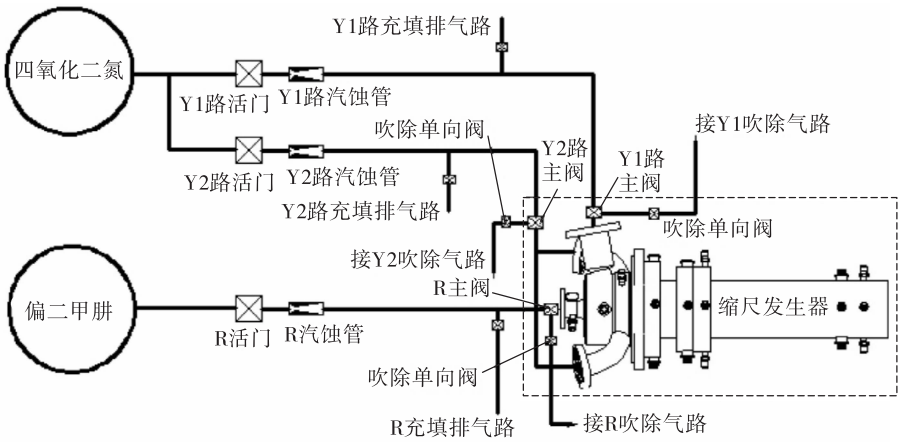

图 3 燃气发生器低压点火试验系统原理图

Fig. 3 Test system of low-pressure ignition of generator

表 1 低压热试工况

Tab. 1 Low-pressure ignition of generator test

工况序号	氧头腔压力抬头时间/s	氧头腔充满时间/s	燃头腔压力抬头时间/s	燃头腔充满时间/s	压力抬头时差/s	充满时差/s
1	0.2	0.35	0.37	0.43	0.17	0.08
2	0.2	0.35	0.58	0.64	0.38	0.29
3	0.2	0.35	0.85	0.91	0.65	0.56

3　燃气发生器低压点火仿真

使用面向对象的、非因果建模的 Modelica 语言[11-19]基于 MWorks 软件将数学模型进行了模型库开发,将数学模型转化为计算机可以执行的代码,扩充并提升了本单位液体火箭发动机瞬态特性模块化通用仿真模型库(rocket engine)[20]。针对低压点火试验系统建立相应仿真模型,如图 4 所示。

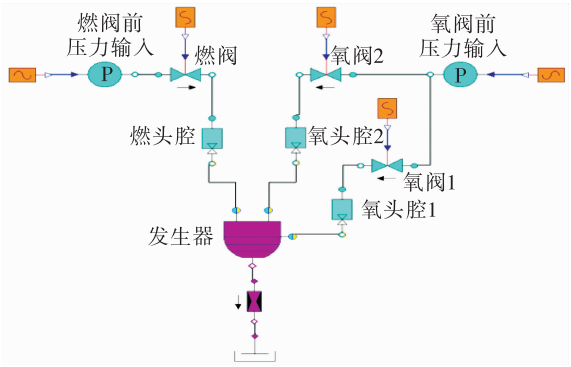

图 4　燃气发生器低压点火仿真模型

Fig. 4　Simulation model of low-pressure ignition of generator test

将试验测得的阀前压力作为仿真模型压力输入条件,计算燃气发生器在试验供应条件下的动态点火过程。此模拟方法排除了供应系统对仿真结果的干扰,仅用于验证燃气发生器动态模型的准确性。

燃气发生器模型中,转化时间 τ_o、τ_f 采用定值 1 ms,式(12)中经验系数 $c_1 = 0.1$,临界混合比 $K_{g_rate} = 36$,式(13)中的 t_2(燃气发生器混合比 K_g 等于临界混合比 K_{g_rate} 对应的时刻)由模型自动计算获得。

将 3 种工况仿真获得的燃气发生器室压与试验测量结果进行对比,结果列于图 5、图 6、图 7。

从图中可以看出,仿真获得的燃气发生器室压与试验吻合良好。采用面积指标法评估动态仿真的精度。面积指标法是从仿真结果曲线与试验曲线所包络的面积重合程度来衡量误差的,表达式为

$$R = \frac{|S_{sim} - S_{test}|}{|S_{test}|} \tag{15}$$

式中:R 为仿真动态误差;S_{sim}、S_{test} 分别为仿真和试验曲线的包络面积。包络面积的算法是由曲线向时间轴的投影所络的面积。

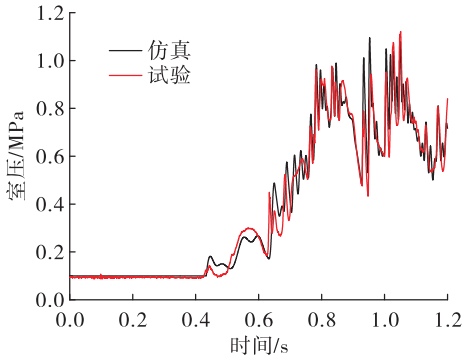

图 5　工况 1 燃气发生器压力

Fig. 5　Chamber pressure of generator under test 1 condition

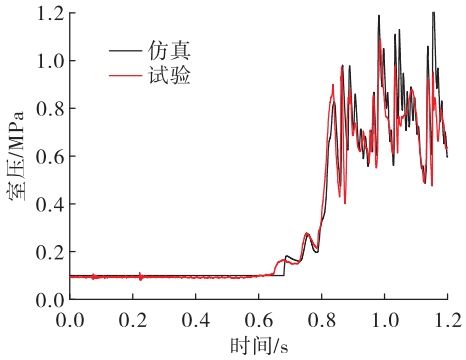

图 6　工况 2 燃气发生器压力

Fig. 6　Chamber pressure of generator under test 2 condition

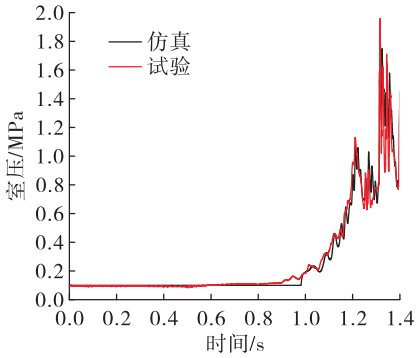

图 7　工况 3 燃气发生器压力

Fig. 7　Chamber pressure of generator under test 3 condition

将 3 个工况室压仿真的动态误差列于表 2。仿真与试验动态误差最大为 4.6%,因此认为模型精度较高。

表 2 仿真动态误差

Tab. 2 Error of transient simulation

工况序号	1	2	3
动态误差/%	3.9	4.6	2.7

由图 5 ~ 图 7 可知,3 种工况氧化剂进入燃气发生器时间相同,均在 0.35 s 充满氧头腔,燃料分别于 0.43 s、0.64 s、0.91 s 充满燃头腔,随即燃气发生器室压抬头,然而,室压爬升至额定值 0.8 MPa 的时间均明显滞后。反映出自燃推进剂在氧化剂率先于燃气发生器内积存,燃料随后进入的情况下,初始阶段燃烧效果较差,室压并不能按预想情况着火后即快速爬升,存在 0.2 ~ 0.3 s 的低工况低效率燃烧时间,因此本文的推进剂转化率修正方法是合理的。

图 8 ~ 图 10 列出了 3 种工况仿真获得的燃气发生器混合比与转化率修正系数之间的关系。

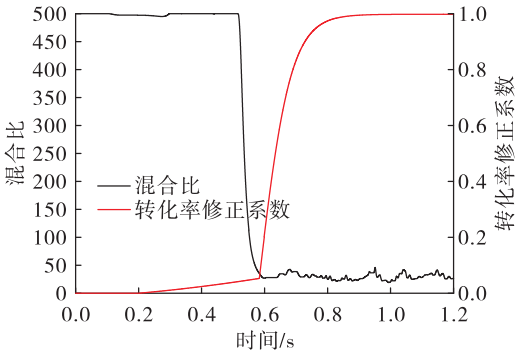

图 8 工况 1 混合比与转化率修正系数

Fig. 8 Mixing ratio and the correction coefficient of propellant conversion rate under test 1 condition

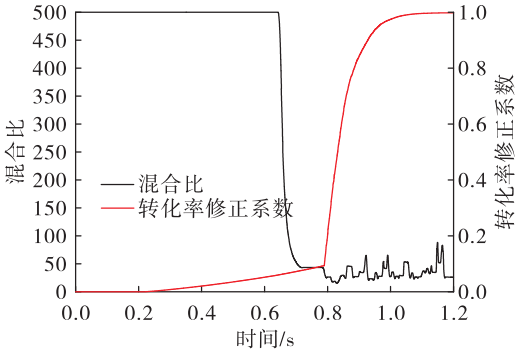

图 9 工况 2 混合比与转化率修正系数

Fig. 9 Mixing ratio and the correction coefficient of propellant conversion rate under test 2 condition

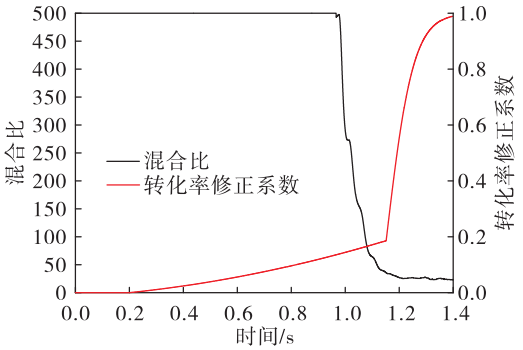

图 10 工况 3 混合比与转化率修正系数

Fig. 10 Mixing ratio and the correction coefficient of propellant conversion under test 3 condition

从图 8 ~ 图 10 中可以看出,3 种工况均为富氧点火,氧化剂率先进入,燃料未进入前混合比应为无穷大,仿真中将混合比上限限制为 500。随着燃料的进入,推进剂开始转化,燃料与小部分氧化剂低效率燃烧,其余大量氧化剂被加热后蒸发。随着燃料的持续供给,混合比逐渐下降,当混合比下降至 36 时,认为进入正常燃烧阶段。转化率修正系数切换至双曲正切函数,转化过程主要由式(8)的转化时间控制。

从图 8 仿真结果看出,工况 1 混合比为 36 的转化率修正系数切换点对应时刻为 0.578 s,对应图 5 中燃气发生器室压曲线,可以看出,约 0.62 s 室压开始明显爬升。从图 9 仿真结果看出,工况 2 混合比为 36 的转化率修正系数切换点对应时刻为 0.791 s,对应图 6 中燃气发生器室压曲线,可以看出,约 0.8 s 室压开始明显爬升。从图 10 仿真结果看出,工况 3 混合比为 36 的转化率修正系数切换点对应时刻为 1.153 s,对应图 7 中燃气发生器室压曲线,可以看出,约 1.1 s 室压开始明显爬升。因此,采用混合比 36 为临界混合比,作为转化率修正函数切换点,可以在较宽的范围内准确捕捉到推进剂开始正常燃烧的时间点。式(12) ~ 式(14)的修正方法对于采用四氧化二氮和偏二甲肼作为推进剂的燃气发生器动态过程仿真是有效的。

值得注意的是,工况 3 燃料充满头腔滞后于氧化剂充满头腔 0.56 s,该过程氧化剂以 4.12 kg/s 的流量进入燃气发生器,积存量达到 2.3 kg,当 0.91 s 燃料进入后,室压逐渐爬升,1.21 s 达到额定值 0.8 MPa后,燃料持续进入,约 1.3 s 前期大量积存

的氧化剂与燃料急剧反应,导致室压峰值急速上升至 2 MPa,随后才逐渐下降至额定值。因此,虽然富氧燃气发生器氧化剂提前进入有利于控制点火混合比,是保证点火过程安全的重要措施,但若氧化剂提前进入过多导致大量积存,将与其后进入而不断累积的燃料瞬间发生剧烈化学反应导致室压出现超调峰值(达到额定值的 250 %)。在发动机时序设计中应避免这一现象的发生。因此,兼顾控制点火温度峰值和缩短低效率燃烧段时长两个方面,在时序设计中应在保证富氧点火的前提下尽可能缩短燃料与氧化剂进入的时差。

4　结论

1)针对常温推进剂富氧燃气发生器低压点火室压存在低工况徘徊的问题,通过理论分析,提出一种基于推进剂转化率修正系数的修正方法。采用抛物线函数结合双曲正切函数。抛物线函数的起始点为有推进剂进入燃气发生器的时刻。燃气发生器混合比下降至临界混合比时切换至双曲正切函数,随后进入正常转化阶段。

2)经不同点火时序低压点火试验验证,仿真模型计算获得的燃气发生器室压与试验值最大动态误差为 4.6 %。

3)采用混合比 36 为临界混合比,作为转化率修正函数切换点,可以在较宽的范围内准确捕捉到推进剂开始正常燃烧的时间点。

4)富氧燃气发生器中氧化剂若提前进入过多会导致大量积存,将与其后进入而不断累积的燃料瞬间发生剧烈化学反应导致室压出现超调峰值,在时序设计中应在保证富氧点火的前提下尽可能缩短燃料与氧化剂进入的时差。

参考文献

[1] 张凯宏,江欣,肖明杰,等. 基于流固耦合理论的关机水击特性[J]. 火箭推进,2019,45(2):36-43.
ZHANG K H,JIANG X,XIAO M J,et al. Characteristics of water hammer in shutting based on FSI[J]. Journal of Rocket Propulsion,2019,45(2):36-43.

[2] 汪洪波,吴海燕,谭建国. 推进系统动力学[M]. 北京:科学出版社,2018.

[3] 陈宏玉,刘红军,陈建华. 补燃循环发动机强迫起动过程[J]. 航空动力学报,2015,30(12):3010-3016.

[4] 张育林,刘昆,程谋森. 液体火箭发动机动力学理论与应用[M]. 北京:科学出版社,2005.

[5] 任孝文,陈宏玉,李平,等. 弱可压缩流体与可压缩流体模型的管路水击研究[J]. 推进技术,2020,41(8):1880-1886.

[6] 刘昆,张育林,程谋森. 液体火箭发动机系统瞬变过程模块化建模与仿真[J]. 推进技术,2003,24(5):401-405.

[7] 汪小卫,金平,俞南嘉,等. 富氧预燃室试验启动过程研究[J]. 航空动力学报,2007,22(12):2119-2123.

[8] 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.

[9] 格列克曼. 液体火箭发动机自动调节[M]. 顾明初,郁明桂,邱明煜,译. 北京:宇航出版社,1995.

[10] 契万诺夫,比利亚耶夫,切尔瓦科夫. 液体火箭发动机工作过程的数学模拟[M]. 张兴波,李平,陈建华,等译. 西安:航天科技集团公司第十一研究所,2000.

[11] 赵建军,丁建完,周凡利,等. Modelica 语言及其多领域统一建模与仿真机理[J]. 系统仿真学报,2006,18(S2):570-573.

[12] 吴民峰. 多领域建模仿真平台中语义分析关键机制研究与实现[D]. 武汉:华中科技大学,2006.

[13] 李国欣. 多领域物理系统建模平台中若干关键技术研究与实现[D]. 武汉:华中科技大学,2007.

[14] ELMQVIST H. A structured model language for large continuous systems[D]. Lund, Sweden: Lund University, 1978.

[15] MATTSSON S E,ELMQVIST H,OTTER M. Physical system modeling with Modelica[J]. Control Engineering Practice,1998,6(4):501-510.

[16] JAKOBSEN A. Energy optimisation of refrigeration systems[D]. Copenhagen:Technical University of Denmark,1995.

[17] FOWLER A C. Mathematical models in the applied sciences[J]. Biometrics,1998,54(4):1684.

[18] 陈立平,周凡利,丁建完. 多领域物理统一建模语言 MODELICA 与 MWORKS 系统建模[M]. 武汉:华中科技大学出版社,2019.

[19] 陈宏玉,刘红军,陈建华. 液氧煤油发动机瞬态特性模块化通用仿真研究[C]//航空宇航科学与技术全国博士生学术论坛论文集. 长沙:[s. n.],2013.

[20] 陈宏玉. 液氧煤油发动机瞬变过程分布参数建模与仿真研究[D]. 西安:西安航天动力研究所,2013.