# 氧化剂温度对固液火箭发动机性能影响仿真研究\*

孟祥宇,田 辉,卢裕东,姜宪珠,陈瑞凯,张源俊

(北京航空航天大学 宇航学院,北京 100191)

摘 要:为了扩展固液火箭发动机的应用空间,需要研究不同氧化剂温度下固液火箭发动机的性能 参数变化。采用集中参数法,通过分析汽蚀文氏管中氧化剂流动受温度的影响,得到温度变化引起的流 量偏差,并建立H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>/PE(聚乙烯)固液火箭发动机动态数值仿真模型,利用动网格技术模拟燃面退移, 计算氧化剂流量偏差引起的性能参数变化。根据实际经验,选择最低温度为10°C,最高温度为50°C,引 起流量偏差约为5%。结果表明:不同氧化剂温度下燃烧室压强和推力偏差会随着工作时间逐渐增大。 在0~4s工作时间内,燃烧室压强差从最初的5.67%达到5.96%,发动机推力差从最初的3.28%达到 3.51%;不同氧化剂温度下燃速变化趋势基本相同,燃速偏差在工作过程中基本不变;不同氧化剂温度 下燃料流量变化趋势相同,但高温工况存在明显的延迟,并且延迟时间随着工作时间显著增长。

关键词:固液火箭发动机;燃烧室;氧化剂温度;性能参数;数值仿真

中图分类号: V436 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2022) 11-210683-08 **DOI**: 10.13675/j.cnki. tjjs. 210683

# Simulation Study on Effects of Oxidizer Temperature on Performance of Hybrid Rocket Motor

MENG Xiang-yu, TIAN Hui, LU Yu-dong, JIANG Xian-zhu, CHEN Rui-kai, ZHANG Yuan-jun

(School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100191, China)

**Abstract:** In order to expand the application of hybrid rocket motor, it is necessary to study the performance parameter changes at different oxidizer temperatures. Lumped parameter method is used to analyse the mass flow rate changes in the cavitation venturi tube affected by the different oxidizer temperatures in this project. And a transient numerical simulation model of the  $H_2O_2/PE$  hybrid rocket motor is established, using the dynamic mesh technology to simulate the regression of propellant. The performance parameter changes caused by the oxidizer mass flow rate deviation are calculated. According to practical experience, an oxidizer mass flow rate deviation of about 5% is obtained at different oxidizer temperatures. The lowest temperature is 10°C and the highest temperature is 50°C. The numerical simulations show that the combustion chamber pressure and thrust deviation at different oxidizer temperatures will gradually increase with time. The pressure deviation has increased from the initial 5.67% to 5.96%, and the thrust deviation has increased from the initial 3.28% to 3.51% within 0~4s. Regression rate trend is the same at different oxidizer temperatures, and regression rate deviation is basically constant during the working process. The fuel mass flow rate trend is the same at different oxidizer temperature, and the delay time increases significantly with the work-

<sup>\*</sup> 收稿日期: 2021-09-24; 修订日期: 2021-11-08。

基金项目:国家自然科学基金(U20B2034)。

作者简介:孟祥宇,博士生,研究领域为固液混合火箭发动机技术。

通讯作者:田辉,博士,研究员,研究领域为固液混合火箭发动机技术。

引用格式: 孟祥宇,田 辉, 卢裕东,等. 氧化剂温度对固液火箭发动机性能影响仿真研究[J]. 推进技术, 2022, 43(11):
 210683. (MENG Xiang-yu, TIAN Hui, LU Yu-dong, et al. Simulation Study on Effects of Oxidizer Temperature on Performance of Hybrid Rocket Motor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(11):210683.)

# ing time.

Key words: Hybrid rocket motor; Combustor; Oxidizer temperature; Performance parameters; Numerical simulation

# 1 引 言

典型固液火箭发动机由液体氧化剂和固体燃料 组成。相比于固体火箭发动机,其具有能量特性高、 推力连续可调、可多次启停等优势,相比于液体火箭 发动机,其具有结构简单、推力调节容易等优势<sup>[1-2]</sup>。 固液火箭发动机具有非常好的应用前景,无论是低 负载的货物运输还是太空旅游和勘探,固液火箭发 动机均可以提供比传统的固体和液体火箭发动机更 安全,更经济的解决方案<sup>[3-6]</sup>。在武器导弹领域,固液 火箭发动机作为动力系统,可以使导弹武器具备响 应速度快、突防能力强、机动性能高、攻击射程远等 特点,满足未来战争要求快速性、强机动、超远程等 特点。

全球不同地域的发射条件是显著不同的,尤其 是环境温度。在不同环境温度下贮存的发动机,液 体氧化剂的温度也会不同。能够准确预测不同氧化 剂温度下固液火箭发动机表现,将会扩展固液火箭 发动机的应用范围,使装备固液火箭发动机的导弹 武器具备在更广阔空间作战的能力。

固液火箭发动机固体药柱的温度敏感性很低<sup>[7-8]</sup>,因此温度对固体药柱的影响可以忽略。但是 温度的变化会对氧化剂流量产生直接的影响,而氧 化剂流量的变化将直接影响固液火箭发动机性能。 典型固液火箭发动机采用汽蚀文氏管稳定发动机流 量,不同氧化剂温度下,液体的密度和饱和蒸汽压是 显著不同的。当采用固定汽蚀文氏管时,氧化剂流 量将会产生明显的变化。为实现发动机推力的精确 控制,必须能够准确预测这种氧化剂流量变化对发 动机性能带来的影响。对于发动机输送系统参数分 析,一般采用集中参数法。文献[9]采用集中参数法 对发动机的动态特性进行仿真研究,结果表明,所建 模型和数值求解方法对于研究液体火箭推进系统是 合理和有效的。本文同样采用集中参数法分析固液 火箭发动机液体输送系统。

目前,针对氧化剂温度对固液火箭发动机性能 影响的研究较少。并且由于固液火箭发动机燃速较低,因此以往的数值仿真模型主要采用稳态数值仿 真模型。但对于实际工作的发动机来说,燃面退移 造成的影响不可忽略。本文采用动网格技术模拟燃 面退移,通过合理划分网格,解决网格畸变过大导致 计算发散的问题。同时,采用集中参数法分析汽蚀 文氏管中流动受氧化剂温度的影响,得到温度变化 引起的流量偏差。本文采用 Realizable *k-e* 湍流模 型、气固耦合模型、固体燃料热解模型、涡耗散化学 反应模型,建立H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>/PE(聚乙烯)固液火箭发动机动 态数值仿真模型,得到不同氧化剂温度下固液火箭 发动机性能参数的变化。

## 2 方法和仿真模型

汽蚀文氏管流量计算采用集中参数法,公式 如下

$$m = C_{v} A_{0} \sqrt{2\rho \left( p_{i} - p_{s} \right)}$$
(1)

式中m为文氏管流量, $\rho$ 为液体密度,流量系数 $C_v$ 根据冬天实验数据选为0.78。文氏管入口压力 $p_i$ =4MPa,文氏管喉部面积 $A_0$ =38.25mm<sup>2</sup>。

为了更加贴近实际经验,最低温度选取北京的 年平均气温10℃,最高温度选取夏天戈壁的正午地 表平均温度50℃。根据参考文献[10],10℃时98% H<sub>2</sub>O,密度为1.4479kg/m<sup>3</sup>,50℃时为1.4039kg/m<sup>3</sup>。

饱和蒸汽压采用 Antoine 公式,用以计算不同物 质在不同温度下的饱和蒸汽压,公式如下

$$\lg p_{s} = -52.23B_{1}/T + B_{2} \tag{2}$$

式中*p*<sub>s</sub>是物质饱和蒸汽压,单位是mmHg,对于H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>, 常数*B*<sub>1</sub>=48.53,*B*<sub>2</sub>=8.853,温度*T*单位为K。

代入式(2)计算得到 10°C时  $H_2O_2$ 饱和蒸汽压为 121kPa,50°C时  $H_2O_2$ 饱和蒸汽压为 366kPa。将相应 参数代入式(1),计算得到 10°C时氧化剂流量为 $m_1$ = 0.1kg/s,50°C时为 $m_2$ =0.095kg/s,误差为 5%,如果环境 变化更加极端,将会产生更大误差。

#### 2.1 计算假设

固液火箭发动机内流场十分复杂,同时进行着 气相燃烧、固体导热、湍流流动等过程,因此必须进 行合理的假设<sup>[10-11]</sup>:

(1)燃烧和流动过程是轴对称的;

(2)仅考虑内流场气相反应,忽略固体燃料的分 解过程和氧化剂的雾化过程;

(3)燃烧室内所有气体均为理想气体;

(4)辐射换热对燃面退移速度影响较小,因此本 次研究并未考虑辐射换热。

#### 2.2 数学模型

二维轴对称系统中气相的非稳态 N-S方程一般 可以表示为<sup>[12-13]</sup>

$$\frac{\partial \rho \Phi}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u \Phi)}{\partial x} + \frac{1}{r} \frac{\partial (r \rho v \Phi)}{\partial r} =$$

$$\frac{\partial}{\partial x} \left( \Gamma \frac{\partial \Phi}{\partial r} \right) + \frac{\partial}{\partial r} \left( r \Gamma \frac{\partial \Phi}{\partial r} \right) + S_{\phi}$$
(3)

式中 $\phi$ 是通用变量, $\Gamma$ 为广义扩散系数, $S_{\phi}$ 为源项,t为时间,x和r分别是轴向和径向坐标,u和v分别是轴向和径向速标,u和v分别是轴

#### 2.3 湍流模型

采用 Realizable  $k-\varepsilon$  湍流模型<sup>[14-16]</sup>,即

$$\frac{\partial}{\partial t} \left( \rho k \right) + \nabla \cdot \left( \rho v k \right) = \nabla \cdot \left( \left( \mu + \frac{\mu_{1}}{\sigma_{k}} \right) \nabla k \right) + G_{k} - \rho \varepsilon \quad (4)$$
$$\frac{\partial}{\partial t} \left( \rho \varepsilon \right) + \nabla \cdot \left( \rho v \varepsilon \right) =$$
$$\nabla \cdot \left( \left( \mu + \frac{\mu_{1}}{\sigma_{s}} \right) \nabla \varepsilon \right) + G_{s} - \rho C_{1} \frac{\varepsilon^{2}}{k + \sqrt{v\varepsilon}} \qquad (5)$$

式中k是湍流动能, $\varepsilon$ 是湍流耗散, $G_k$ 和 $G_s$ 是湍流动能 和湍流耗散的生成率, $\mu$ 为粘度系数, $\mu_1$ 为湍流粘度系数。模型中常数 $\sigma_k$ =1.0, $\sigma_s$ =1.2, $C_1$ =1.9。

### 2.4 气固耦合模型

固体燃料表面保持质量守恒和能量守恒,通过建 立能量守恒方程和质量守恒方程实现气固耦合<sup>[11]</sup>。

质量守恒

$$\rho_{\rm g}u = -\rho_{\rm f}\dot{r} \tag{6}$$

能量守恒

$$-\lambda_{g} \left( \frac{\partial T}{\partial r} \right)_{g} = \rho_{f} \dot{r} \left( h_{g} - h_{s} \right)$$
(7)

式中i是燃面退移速度, $\lambda_{g}$ 是气体产物热导率, $h_{g}$ 为燃 料热解产物燃面焓值, $h_{s}$ 为固体燃料初始温度焓值, $\rho_{f}$ 为固体燃料密度, $\rho_{g}$ 为热解产物密度。

## 2.5 固体燃料热解模型

固体燃料的热解反应速率可以由 Arrhenius公式 求解,热解速率主要与固体燃料燃面的温度有关。 Arrhenius公式为<sup>[17-18]</sup>

$$\dot{r} = A_{\rm r} \exp\left(-E_{\rm a}/(R_{\rm u}T_{\rm s})\right) \tag{8}$$

式中 $T_s$ 是固体燃料表面的温度, $A_r$ 为热解速率的指前 因子, $R_u$ 是摩尔气体常数, $E_a$ 为燃料热解活化能,对于 PE, $A_r$ =2678.1mm/s, $E_a$ =125.604kJ/mol。

## 2.6 化学反应模型

化学反应模型采用的是涡耗散(ED)模型,化学 反应速率主要由氧化剂和燃料的扩散速率决定,反 应速率取式(9)和(10)中的较小值。

$$R_{i,r} = v_{i,r}' M_i D_1 \rho \frac{\varepsilon}{k} \min\left(\frac{Y_{\rm R}}{v_{\rm R,r}' M_i}\right) \tag{9}$$

$$R_{i,r} = v_{i,r}' M_i D_1 D_2 \rho \frac{\varepsilon}{k} \frac{\sum_{i}^{N} Y_{\rm P}}{\sum_{i}^{N} v_{j,r}'' M_j}$$
(10)

式中 $R_{i,r}$ 是由于反应r导致的物种i的生成率, $Y_{R}$ 是反应物R的质量分数, $Y_{P}$ 是生成物P的质量分数, $v'_{i,r}$ 是反应r中反应物i的化学计量系数, $v'_{j,r}$ 是反应r中产物j的化学计量系数,M为摩尔质量。 $D_{1}$ 和 $D_{2}$ 则是两个经验常数,在模型中通常取 $D_{1}$ =4.0, $D_{2}$ =0.5。

对于 PE,热解气体产物主要是 C<sub>2</sub>H<sub>4</sub>,其化学反应 简化为全局 3步化学反应<sup>[19]</sup>,即

$$C_{2}H_{4} + O_{2} \rightleftharpoons 2CO + 2H_{2}$$

$$2CO + O_{2} \rightleftharpoons 2CO_{2}$$

$$2H_{2} + O_{2} \rightleftharpoons 2H_{2}O$$
(11)

#### 2.7 动网格模型

动网格技术一般用来计算运动边界问题,在本 文中,动网格技术用来模拟发动机燃面随着工作时 间的变化情况。当发动机工作时间较短时,由于固 液火箭发动机燃速较慢,普遍认为燃面变化对最终 结果造成的影响较小,因此研究一般假设燃面不退 移。但是当发动机长时间工作时,随着燃料的热解, 燃面不断变化。对于管型药柱来说,燃面不断扩大, 这时燃面退移造成的影响不可忽略,因此需要通过 动网格技术模拟燃面退移。

本文通过求得上一步仿真得到的瞬态燃速,控 制燃面进行相应的退移。同时,通过局部网格重划 法和弹性光顺法对计算域内网格进行更新,提高网 格质量。动网格更新流程如图1。



Fig. 1 Dynamic mesh update process

# 2.8 瞬态燃速求解模型

在 Fluent软件中,通过编写 UDF 宏函数计算瞬态 燃速。首先求解出当前时间步下的温度梯度和导热 系数,进而计算燃料表面的对流换热量,通过式(7) 和(8)相互迭代,从而求解出瞬态燃速。瞬态燃速求 解程序流程如图 2。



Fig. 2 Transient regression rate solver process

## 2.9 计算网格

本文使用 ANSYS Fluent 软件平台进行动态数值 仿真,以98%H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>/PE 作为推进剂。固液火箭发动机 的结构及主要尺寸示意图如图3所示。



发动机的喷注面直径,即氧化剂入口面的直径 为18mm,装药采用管型装药,发动机装药外径 80mm,装药内径25mm,药柱初始长径比为15。喷管 采用扩张半角为15°的锥形结构,喷管喉径为18mm, 喷管出口直径为31mm。装药内表面为燃面,在工作 过程中沿径向退移。

为实现网格动态更新,在固体燃料的表面至离 燃面一定距离处建立有较密的带有边界层的三角形 非结构网格,从而实现局部网格重划法的更新。同 时,在离燃面较远处采用较稀疏的结构化网格,加快 运算速度,节约运算时间,两个计算域交界处采用 Interface 边界条件处理,总体网格如图4所示。





非结构网格与结构化网格交界面采用 Interface 边界条件。尽管采用 Interface 边界条件会在两个计 算域数据交换过程中产生误差,但是由于远离燃面, 其计算所带来的微小误差可以忽略。观察非结构网 格区域,可以看出其靠近燃面处建立有边界层网格, 对于处理湍流边界层有很大优势,并且在后续采用 动网格使燃面进行变形后,边界层能够更好地适应 燃面的变形,便于计算。

# 2.10 边界条件

发动机采用催化床作为燃烧室头部,假定 98%H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>完全分解为46.12%的氧气和53.88%的水蒸 汽(分解温度为1224K),作为氧化剂的入口条件。喷 管出口外界压力为海平面大气压力即0.1MPa。固体 药柱壁面采用气固耦合模型得到的温度作为边界条 件,燃料组分通过源项添加在近壁面网格处。其它 固体壁面边界条件采用无滑移、绝热壁面条件。计 算域网格采用轴对称边界条件,径向速度为0。

# 3 结果与讨论

#### 3.1 稳态仿真分析

首先进行稳态仿真,分析发动机工作过程中初 始状态和结束状态性能参数的变化。发动机温度分 布如图6所示。

发动机温度沿轴向分布不均匀,初始状态存在 明显的火焰层;结束状态由于通道面积增加,氧化剂 和燃料在燃烧室内的停留时间延长,导致氧化剂和 燃料的掺混显著增强。初始状态和结束状态性能参 数变化分别见表1。

整个工作过程中燃烧室压强和发动机推力显著 增加,燃速明显下降。氧化剂温度不同造成的性能 偏差与发动机工作状态有关,结束状态性能偏差比 初始状态性能偏差略有增加。实际工作过程中由于





Table 1	Performance	narameters a	t start and end
Lanc L	I UI IUI manuu	par ameters a	i stari anu chu

Performance	Start		End			
parameter	10°C	50°C	Error/%	10°C	50°C	Error/%
Chamber pressure /MPa	0.513	0.484	5.67	0.748	0.704	5.88
Regression rate /(mm/s)	0.491	0.474	3.57	0.232	0.223	3.88
Thrust/N	247.0	238.9	3.28	304.4	293.5	3.58

燃速不同,发动机由初始状态到结束状态的时间不一致,因此需要开展瞬态仿真计算,分析相同时间下 的发动机性能偏差。

#### 3.2 瞬态仿真流场分析

为进行瞬态仿真,首先需要进行网格无关性验证,如图7所示。



Fig. 7 Motor average regression rate changes with grids number

这里采用稳态计算平均燃速进行网格无关性验证。不同案例的网格数如表2所示。

可以看出, Case 3 网格数下已满足计算精度要求, 此时总体网格数为 242280。利用该模型进行接下来的瞬态仿真计算。

	Table 2	Grids number	
Case		Grid number	
1		60470	
2		121300	
3		242280	
4		363420	
5		484650	

对于氧化剂温度为10℃的发动机来说,其4s工 作过程的流场温度变化如图8。



Fig. 8 Motor temperature contour changes at 10°C

随着工作时间的增加,前后燃室温度明显上升。 观察其流线变化如图9。



Fig. 9 Motor streamline changes at 10°C

可以看出,随着工作开始,燃面逐渐退移,由于 喷注面不变,所以会在装药前端靠近前燃室处产生 漩涡,漩涡增强了此处燃料热解气体的扩散和掺混, 使得前燃室温度升高。后燃室温度升高则是由于在 燃面退移过程中,火焰区逐渐上移,在喷管处撞击造 成回流。

对于氧化剂温度为50℃的发动机,其流场温度 及流线变化如图10和图11。

可以看出,随着工作时间延长,其流场温度及流



Fig. 10 Motor temperature contour changes at 50°C



线变化与氧化剂温度为10℃的发动机基本相同,但 由于其氧化剂流量偏小,因此其后燃室平均温度为 2344K,与氧化剂温度为10℃的发动机后燃室平均温

发动机燃速随轴向距离和时间分布如图 12(a) 所示。燃速在轴向上分布不均匀,前端燃速高,主要 原因是由于 Blasius效应,药柱前端边界层很薄,此处 对流换热很剧烈,使得燃速很高。这种影响沿着轴 向距离逐渐减弱,边界层不断变厚,使得对流换热减 弱,但是由于燃料的不断加入,最终趋于平衡。时间 上,可以看出整体上燃速不断减小,氧化剂温度为 10℃的发动机燃速明显高于氧化剂温度为50℃的发 动机。

发动机燃面随轴向距离和时间分布如图 12(b) 所示。燃面在轴向上分布不均匀,药柱前端燃面退 移速度快,与燃速分析结果相符。时间上,可以看出 发动机燃面不断增大,氧化剂温度为 10℃的发动机 与氧化剂温度为 50℃的发动机燃面间距随着时间而 增大。

#### 3.3 性能参数分析

度2354K相比偏小。

对于传统化学火箭发动机来说,燃烧室压强是



Fig. 12 Regression rate and combustion surface varying with time at different temperature

其主要的性能参数之一。根据以往的实验,测得前 燃室压强和后燃室压强工作过程中近似相等,因此 这里选取发动机燃烧室内压强的平均值作为燃烧室 压强。对于固液火箭发动机来说,燃速也是衡量发 动机性能的重要指标。

燃烧室压强和燃速随时间变化如图 13(a)和图 13(b)所示。不同氧化剂温度下燃烧室压强变化趋 势基本相同。在10℃下,由于氧化剂流量更大,因此 发动机燃烧室压强更大,这有利于实现更高的性能 指标。这里以10℃下燃烧室压强作为基准,将不同 氧化剂温度下的燃烧室压强变化值与之相比得到燃 烧室压强差。其它性能偏差均如此计算。在0~4s 工 作时间内,燃烧室压强差从最初的 5.67% 达到 5.96%。可以看出,氧化剂温度会对燃烧室压强产生 显著影响。

不同氧化剂温度下燃速变化趋势基本相同。其 燃速偏差在工作过程中基本不变。燃速在工作过程 中不断下降,这主要是由于燃面不断退移,增加了通 道面积,并且氧化剂流量不变,因此氧化剂流率减 小。固液火箭发动机中一般认为燃面退移速度与氧 化剂流率之间存在如下关系式<sup>[18]</sup>



Fig. 13 Combustion chamber pressure and regression rate change at different temperature

$$\dot{r} = aG_0^n \tag{12}$$

式中 G<sub>0</sub>是氧化剂流率, a 和 n 对于固定发动机是 常数。当氧化剂流率减小时, 燃速会随之减小, 这也 与工程上实际情况相符。

对于火箭发动机来说推力是其最主要的性能参数,不同氧化剂温度下推力变化如图14所示。



Fig. 14 Thrust changes at different temperature

不同氧化剂温度下发动机推力变化趋势基本相同。在氧化剂温度为10℃工况下,由于氧化剂流量 更大,因此发动机推力更大。在0~4s工作时间内,发 动机推力差从最初的3.28%达到3.51%。分析图13 (a)和图14可以看出,燃烧室压强和推力在工作过程 中不断增加。为分析燃烧室压强和推力增加的原因,需进一步分析燃料流量在工作过程中的变化。

燃料流量对比如图 15 所示。可以看出 4s 时燃料 流量高于初始时刻燃料流量。由于氧化剂流量是一 定的,因此 4s 时氧燃比低于初始时刻氧燃比。初始 时刻氧燃比为7,而 PE 和98% H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>的最佳氧燃比约为 3.4(随压强略有变化),因此工作过程中氧燃比在接 近最佳氧燃比,这就导致特征速度和燃烧效率的增 加。又因为氧化剂流量是一定的,燃料流量增加,导 致推进剂总流量增加,因此燃烧室压强和推力 增加。



燃料流量呈现增加-减少-增加的趋势。不同氧 化剂温度下变化趋势相同。高温工况下,由于氧化 剂流量较小,燃速较小,导致达到相应平衡时间较 长,因此存在明显的延迟。随着工作时间的延长,延 迟显著增长。前期燃料流量增加,主要原因是相对 于燃面增加,燃速减小产生的对燃料流量的影响较 小。中期燃料流量减少,分析图13(b)燃速曲线可以 看出,燃速在此区间迅速减小。相对于燃面增加,燃 速减小产生的影响显著增强,因此燃料流量减小。 后期相对于燃速减小,燃面增加带来的影响重新占 据主导地位,燃料流量增加。

## 4 结 论

本文通过分析汽蚀文氏管模型得到不同氧化剂 温度下的流量偏差,并建立了H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>/PE固液火箭发动 机的动态数值仿真模型,分析其内流场及性能参数 的变化,得到以下结论:

(1)不同氧化剂温度下燃烧室压强和推力偏差 会随着工作时间逐渐增大。在0~4s工作时间内,燃 烧室压强差从最初的5.67%达到5.96%,发动机推力 差从最初的 3.28% 达到 3.51%。氧化剂温度会显著 影响发动机性能。

(2)不同氧化剂温度下燃速变化趋势相同,燃速 偏差在工作过程中基本不变。燃速在工作过程中不 断下降,主要是由于氧化剂流量是一定的,随着燃面 不断退移,通道面积增大,导致氧化剂流率减小,因 此燃速不断减小。

(3)不同氧化剂温度下燃料流量变化趋势相同, 但高温工况存在明显的延迟,并且延迟时间随着工 作时间显著增长。

致 谢:感谢国家自然科学基金的资助。

## 参考文献

- [1] Cai G, Li C, Tian H. Numerical and Experimental Analysis of Heat Transfer in Injector Plate of Hydrogen Peroxide Hybrid Rocket Motor [J]. Acta Astronautica, 2016, 128(12): 286-294.
- [2] Tian H, Yu R, Zhu H, et al. Three-Dimensional Numerical and Experimental Studies on Transient Ignition of Hybrid Rocket Motor[J]. Acta Astronautica, 2017, 140 (11): 247-254.
- Peterson Z, Eilers S, Whitmore S. Closed-Loop Thrust and Pressure Profile Throttling of a Nitrous-Oxide HTPB Hybrid Rocket Motor [C]. Atlanta: 48th AIAA/ASME/ SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2012.
- [4] Yazdi K, Messerschmid E. A Lunar Exploration Architecture Using Lunar Libration Point One [J]. Aerospace Science and Technology, 2008, 12(3): 231-240.
- [5] Chidambaram P K, Kumar A. A Numerical Investigation of Oxidizer Mixed Hybrid Rocket Motors [J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 45(9): 10-16.
- [6] Nguyen B, Faruqui K, Robles L R, et al. Overview of Current Hybrid Propulsion Research and Development
   [C]. Florida: ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition, 2017.
- [7] Humble R W, El A. Space Propulsion Analysis and De-

sign[M]. US: McGraw-Hill College, 1995.

- [8] 田 辉.固液混合火箭发动机工作过程数值仿真[D]. 北京:北京航空航天大学,2005.
- [9] 吴建军. 液体火箭发动机故障特性动态模拟[J]. 航空 动力学报, 1994, 9(4): 361-365.
- [10] Schumb W C, Satterfield C N, Wentworth R L. Hydrogen Peroxide [J]. Journal of the American Pharmaceutical Association, 1995, 45(2).
- [11] Zhao B, Yu N, Liu Y, et al. Unsteady Simulation and Experimental Study of Hydrogen Peroxide Throttleable Catalyst Hybrid Rocket Motor[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 76(5): 27-36.
- [12] Cai G, Li C, Zhao S, et al. Transient Analysis on Ignition Process of Catalytic Hybrid Rocket Motor [J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 67(8): 366-377.
- [13] 赵 博.喷注方式对固液火箭发动机性能影响的研究 [D].北京:北京航空航天大学,2018.
- [14] Tian H, Li X T, Yu N J, et al. Numerical and Experimental Investigation on the Effects of Aft Mixing Chamber Diaphragm in Hybrid Rocket Motor[J]. Science China Technological Sciences, 2013, 56(11): 2721-2731.
- [15] Li X T, Tian H, Cai G B. Numerical Analysis of Fuel Regression Rate Distribution Characteristics in Hybrid Rocket Motors with Different Fuel Types[J]. Science China Technological Sciences, 2013, 56(7): 1807-1817.
- [16] Cai G B, Zeng P, Li X T, et al. Scale Effect of Fuel Regression Rate in Hybrid Rocket Motor[J]. Aerospace Science and Technology, 2013, 24(1): 141-146.
- Bianchi D, Betti B, Nasuti F, et al. Simulation of Gaseous Oxygen/Hydroxyl-Terminated Polybutadiene Hybrid Rocket Flowfields and Comparison with Experiments [J]. Journal of Propulsion and Power, 2015, 31(3): 919-929.
- [18] Lengelle G. Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion [M]. US: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007.
- [19] Baurle R A, Eklund D R. Analysis of Dual-Mode Hydrocarbon Scramjet Operation at Mach 4~6.5[J]. Journal of Propulsion and Power, 2011, 18(5): 990-1002.

(编辑:史亚红)