

双推力室启动同步性研究

李程, 刘站国, 徐浩海
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘要: 我国新一代大推力液氧/煤油补燃发动机采用双推力室方案, 发动机启动时存在推力室点火不同步情况。以500 t级液氧/煤油补燃发动机为研究对象, 针对启动时推力室点火不同步问题, 对发动机推力室燃料路的控制方案进行了研究。建立了描述补燃循环发动机启动过程的数学模型, 搭建了双推力室发动机启动仿真平台。通过对推力室燃料路两种控制方案的对比分析: 指出了从降低发动机系统对双推力室不同步点火的敏感程度考虑, 采用2个燃料节流阀分别控制各分支燃料路的方案较优; 推力室燃料路采用一个燃料节流阀的控制方案时, 推力室冷却套流阻偏差宜不大于1 MPa。

关键词: 液氧/煤油发动机; 双推力室; 同步点火; 数值仿真

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2014) 04-0016-06

Study on synchronous ignition of dual-thrust chamber engine

LI Cheng, LIU Zhan-guo, XU Hao-hai
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: LOX/kerosene staged combustion cycle engine of 500 t thrust level is a new generation high thrust liquid propellant rocket engine with dual-thrust chamber system made in China. To eliminate the asynchronous ignition of the LOX/kerosene staged combustion cycle engine with dual-thrust chamber, a control scheme for fuel pathway is investigated in this paper. A mathematic model describing the start-up process and a start-up simulation platform of the rocket engine with dual-thrust chamber were established. Two control schemes for fuel pathway of the thruster were comparatively analyzed. The results show that a control scheme that two throttle valves are adopted respectively on corresponding branch lines is better for the purpose of reducing the sensitivity of asynchronous ignition of dual-thrust chamber engine. The deviation of the resistance between dual-thrust cooling jackets should be less than 1 MPa if only one throttle valve is used.

Keywords: LOX/kerosene rocket engine; dual-thrust chamber; synchronous ignition; numerical simulation

收稿日期: 2014-03-31; 修回日期: 2014-07-04

基金项目: 中国航天科技集团公司支撑项目(2012JY67)

作者简介: 李程 (1987—), 男, 硕士研究生, 研究领域为液体火箭发动机系统仿真

0 引言

为了满足中国航天未来发射任务的要求, 需要发展重型运载火箭的大推力液体火箭发动机。世界航天动力系统发展的历史表明, 大推力的液氧/煤油发动机代表运载器动力系统的发展趋势^[1]。美国和俄罗斯相继研制了多种型号的大推力液氧/煤油发动机。上世纪 60 年代, 美国的洛克达因公司成功研制了“土星 V”一子级发动机 F-1^[2]; 前苏联成功研制了“能源”号一子级发动机 RD-170; 苏联解体后, 俄罗斯的动力机械科研生产联合体公司又在 RD-170 的基础上, 成功研制了 RD-180 和 RD-191 发动机, 分别用于“宇宙神”和“安加拉”系列运载火箭的一子级动力装置^[3]。其中, RD-170 和 RD-180 发动机采用多推力室方案, 发动机起动时存在推力室点火不同步的情况。

国外多推力室发动机的研制实践表明, 即使单推力室发动机能正常起动, 但是由它组成的多推力室发动机的起动过程并不完全可靠。因此, 有必要对多推力室发动机起动不同步过程进行研究。本文以双推力室液氧/煤油补燃发动机为研究对象, 建立了双推力室发动机的仿真平台, 通过数值仿真获得了发动机各推力室不同步起动特性, 其结论对双推力室发动机燃料路控制方案的选取具有一定的参考价值。

1 发动机系统及燃料路控制方案

1.1 重型发动机系统及起动过程简介

图 1 为 500 t 级双推力室液氧/煤油发动机的系统简图。500 t 级发动机为泵压式富氧发生器补燃循环双推力室发动机, 推进剂组元为液氧和煤油; 同时, 发动机采用双点火导管方案, 燃气发生器和推力室均为化学点火且互不影响, 便于起动时序的选择和控制。发动机系统由推力室、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、燃料预压泵、流量调节器、燃料节流阀、流体管路等组成。

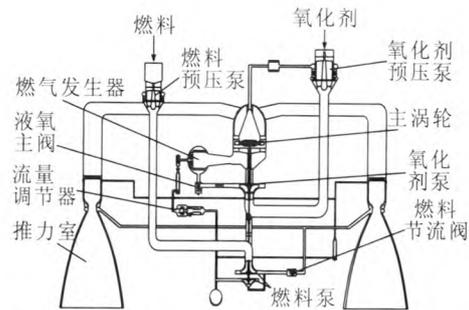


图 1 500 t 级液氧煤油补燃发动机系统简图

Fig. 1 System schematic of 500 t thrust LOX/kerosene rocket engine

重型液氧/煤油发动机限于结构特点, 要求燃气发生器、推力室点火柔和。起动时通过高压气瓶挤压起动箱, 高压煤油分别挤破两根点火导管, 点火剂分别充填至发生器燃料阀前和充填推力室点火路。随后打开氧主阀, 氧化剂在贮箱压力下充填发生器氧化剂头腔并进入发生器。经过一段时间后打开发生器燃料阀, 点火剂在吹除气体乳化作用下进入发生器, 与先前进入的氧化剂燃烧产生富氧燃气驱动主涡轮。为保证发生器点火柔和, 发生器燃料供应路须设置流量调节器, 严格控制起动过程中进入发生器的燃料流量。发生器点火时, 流量调节器为起动流量状态, 在主涡轮转速达到一定值时流量调节器开始转级, 进入发生器的燃料流量向初级流量过渡。发生器点火后, 发动机工况迅速爬升, 推力室燃料主阀打开后煤油迅速充填燃料主阀后腔道, 由于此时燃烧室压力较低, 大量煤油进入燃烧室与富氧燃气进行补燃, 燃烧室迅速建压。为保证燃烧室点火柔性和控制燃烧室的建压过程, 燃料节流阀需设置小流量状态严格控制进入燃烧室的燃料流量。发动机起动受控后燃料节流阀开始转至大流量状态。初级工况稳定后, 流量调节器开始转主级流量, 转入主级工作状态后, 发动机进入主级工况。

1.2 两种不同的控制方案

图 2 为推力室燃料路的两种控制方案。图 2 (a) 的控制方案为采用一个燃料节流阀控制 2 个推力室的燃料流量, 该阀安装于燃料一级泵后与推力室燃料管路分岔点之间的总管路, 即总路控

制方案；图 2 (b) 采用双燃料节流阀的控制方案，2 个燃料节流阀分别安装于推力室燃料分支管路，发动机起动时同时调节 2 个燃料节流阀的开度来控制推力室点火的同步性，即支路控制方案。

两种燃料路控制方案的静态特性相同，但当推力室点火不同步时，动态特性却存在差异，表现为初始建压时间存在偏差、燃烧室压力、燃料流量、混合比存在偏差，这种偏差较大时可能会引起双推力室发动机起动过程的不稳定工作，从而降低了发动机起动的可靠性。因为推力室点火

不同步，意味着各燃烧室建立背压不同步，这会影响到推力室燃料供应管路分岔点处的压力，进而影响到各推力室分支路燃料流量，引起燃料流量振荡，可能导致双推力室发动机起动过程的不稳定工作。

为保证推力室开始工作时间的一致性，要求推力室的流体管路在几何尺寸及静态流阻保持一致和各推力室冷却套流阻的偏差尽可能小。同时，有必要研究燃料路控制方案以降低发动机系统对推力室不同步的敏感性。

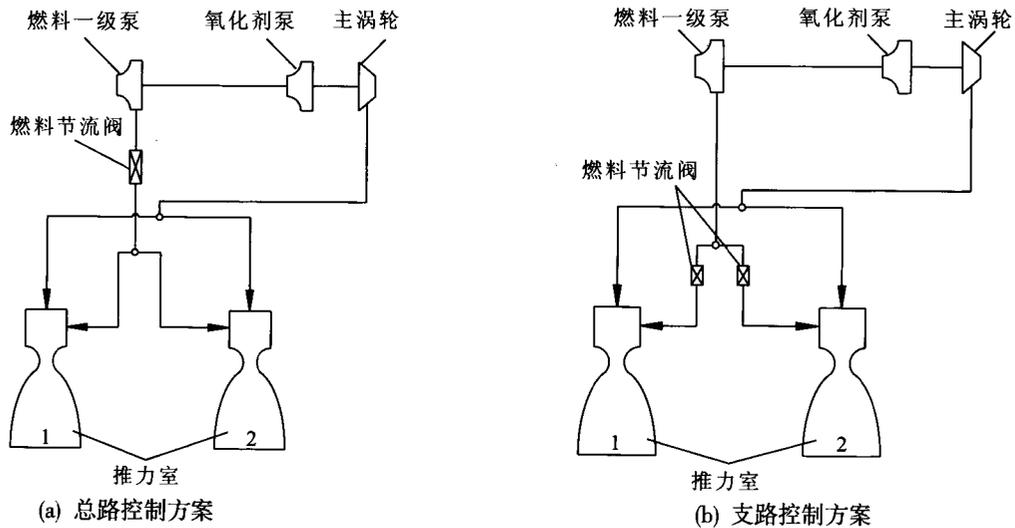


图 2 推力室燃料路两种控制方案示意图

Fig. 2 Schematic diagrams of two fuel control systems of dual-thrust chamber engine

2 发动机起动动力学模型

2.1 液体管路模型

采用集中参数模型，分开考虑流体的粘性、惯性和压缩性^[4]。具体形式如下：

$$R \frac{dq_m}{dt} = p_i - p_e - \frac{1}{\rho} \xi q_m |q_m| \quad (1)$$

$$\frac{V}{a} \frac{dp}{dt} = q_{mi} - q_{me} \quad (2)$$

式中： q_m 为液体的质量流量； p_i 和 p_e 分别为管路的进口和出口压力； V 为管路的体积； a 为流体音速； R 为管路的惯性流阻。

2.2 涡轮泵组件模型

涡轮泵采用准稳态关系进行描述，同时，泵模型考虑了泵内流体转动和平动惯性项进行描述^[4-5]。

涡轮功率：

$$P_t = q_m \frac{k}{k-1} RT \left[1 - \left(\frac{p_{it}}{p_{et}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] \eta_t \quad (3)$$

式中： q_m ， η_t ， p_{it} ， p_{et} 分别为涡轮的流量、效率、入口压力和出口压力； k 为燃气的绝热指数； T 为涡轮入口的燃气温度。

泵的扬程特性用下式表示：

$$\Delta p = f(n, q_{mp}) \quad (4)$$

式中： q_{mp} 为泵的流量； n 为涡轮泵转速。

泵在低转速工作状态下效率有所下降，按如下经验公式修正：

$$\eta_{po} = \frac{\eta_0}{\left[\eta_0 + (1-\eta_0) \left(\frac{n_0}{n} \right)^{0.17} \right]} \quad (5)$$

式中: η_0 和 n_0 分别为泵额定条件时效率和转速。

涡轮泵的功率平衡方程:

$$2\pi \cdot J \frac{dn}{dt} = M_i - \sum M_{pi} \quad (6)$$

式中 J 为涡轮泵的转动惯量。

2.3 热力组件模型

热力组件包括发动机的燃气发生器、推力室和燃气导管,可统一建模^[6-7]。该模型忽略了推进剂的雾化、掺混、燃烧等复杂的物理化学及流动过程,采用等效“时滞”进行描述;同时,假设热力组件内的压力、温度等参数均匀分布。

热力组件内推进剂组元混合比:

$$\frac{dK_g}{dt} = \frac{K_g + 1}{m_g} \left[\frac{m_{io}}{\tau_o} + \frac{K_i}{K_i + 1} q_{mgi} - K_g \left(\frac{m_{if}}{\tau_f} + \frac{1}{K_i + 1} q_{mgi} \right) \right] \quad (7)$$

式中: K_i , $\frac{K_i}{K_i + 1} q_{mgi}$ 和 $\frac{1}{K_i + 1} q_{mgi}$ 分别为热力组件入口处燃气的推进剂组元混合比、燃气中所占的氧化剂质量和燃料质量。

燃气作功能力:

$$\tau_g \frac{dRT}{dt} = RT(K_g, p) - \alpha \Delta RT - RT \quad (8)$$

式中: $RT(K_g, p)$ 为对应于混合比 K_g 和压力 p 时的理论 RT 值; α 为逻辑损失系数。

热力组件内燃气压力:

$$\frac{dp}{dt} = \frac{RT}{V_g} \frac{dm_g}{dt} + \frac{p}{RT} \frac{dRT}{dt} + \frac{p}{V_g} \left(\frac{1}{\rho_o} \frac{dm_{io}}{dt} + \frac{1}{\rho_f} \frac{dm_{if}}{dt} \right) \quad (9)$$

式中: V_g 为燃气所占体积; ρ_f 和 ρ_o 分别为燃料和氧化剂的密度。

2.4 发生器燃料头腔乳化吹除模型

发动机起动时,为防止氧蒸汽窜腔和提高燃料的雾化质量,发生器燃料头腔需用惰性气体进行吹除^[8]。发生器燃料头腔模型为半经验模型,需通过试验确定气体吹除携带系数 K_y 和充填锋面形状系数 $m^{\text{[9]}}$ 。

发生器燃料头腔出口气体的质量流量:

$$q_{mhge} = \frac{(\mu F)_g A(k) q(\lambda_1) p_{hf}}{\sqrt{R_{pu} T_{pu}}} (1 - \bar{V}^m) \quad (10)$$

式中: λ_1 为混合头部气体速度系数; m 为充填锋面形状系数, $m \gg 1$ 时充填锋面为平面; $(\mu F)_g$ 为头腔出口气体的有效流通面积。

对于均相模型,根据马尔基涅利公式,两相流压降、气体单独流过时的压降与液体单独流过时的压降存在如下关系:

$$(\Delta p_{hfg})^{\frac{1}{n}} = (\Delta p_g)^{\frac{1}{n}} + (\Delta p_l)^{\frac{1}{n}} \quad (11)$$

式中: Δp_g 为气体单独流过时的压降; Δp_l 为液体单独流过时的压降; n 为经验系数。

$$q_{mhfe} = q_{mhfe}^* + K_y q_{mhge} \bar{V}^m \quad (12)$$

式中: q_{mhfe}^* 为头腔压力作用下的燃料流量; \bar{V} 为头腔相对充填体积。

3 仿真结果及分析

对于液氧/煤油补燃循环发动机的起动过程,富氧燃气比煤油超前进入推力室。因此,煤油进入燃烧室的时间即为推力室开始点火的时间。发动机起动时,煤油充填燃料主阀后腔道后进入燃烧室与富氧燃气进行补燃,煤油进入各燃烧室的同步性决定着推力室点火的同步性。推力室燃料主阀后腔道主要压降为推力室冷却套的压降,因此引起阀后充填时间偏差的主要原因是由各推力室冷却套流阻存在偏差导致推力室点火不同步。

针对双推力室发动机冷却套流阻存在偏差时的两种推力室燃料路控制方案下的起动过程进行了仿真计算,对比分析了发动机起动时各推力室的燃料流量、室压、混合比等关键参数。为了便于表述,对两个推力室进行编号,并假设推力室1的冷却套流阻为设计值,推力室2的冷却套流阻与设计值存在偏差,其差值为 Δp 。

3.1 推力室不同步点火时的室压

图3为双推力室发动机不同步点火时的室压偏差。由图3可知,双推力室发动机起动时各推力室冷却套流阻偏差越大,室压偏差就越大。原

因为冷却套流阻偏差增大时，2个推力室的点火时间间隔就增大，进入各推力室燃料流量的偏差量增大，从而导致室压出现较大的偏差。

同时，通过对比两种控制方案下的室压。可以看出，在同样的冷却套流阻偏差情况下，采用

支路控制方案的室压偏差较小，对推力室不同步点火的敏感性降低。因为采用支路控制方案时，燃烧室建压对推力室燃料供应管路分岔点处压力影响较小，进而各分支路燃料流量变化较小，室压偏差就小，见表1。

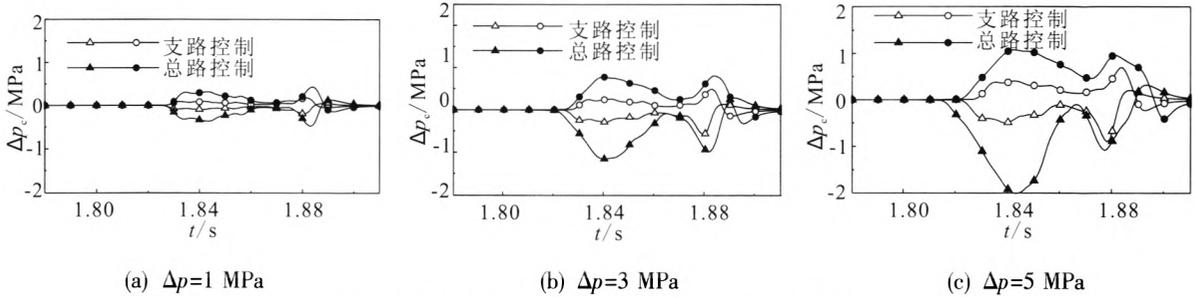


图3 双推力室发动机不同步点火时的室压偏差

Fig. 3 Pressure deviation when asynchronous ignition of engine with dual-thrust chamber occurs

3.2 推力室不同步点火时的燃料流量

图4为推力室不同步点火时进入各燃烧室的燃料流量，图中流量为归一化数值。由图4可知，推力室冷却套流阻越小，燃料主阀后腔

道充填过程越快，推力室点火时间提前。同时，可以看出，推力室冷却套流阻偏差越大，燃烧室开始建压时间偏差就越大，且燃烧室建压后燃料流量的波动也越大。

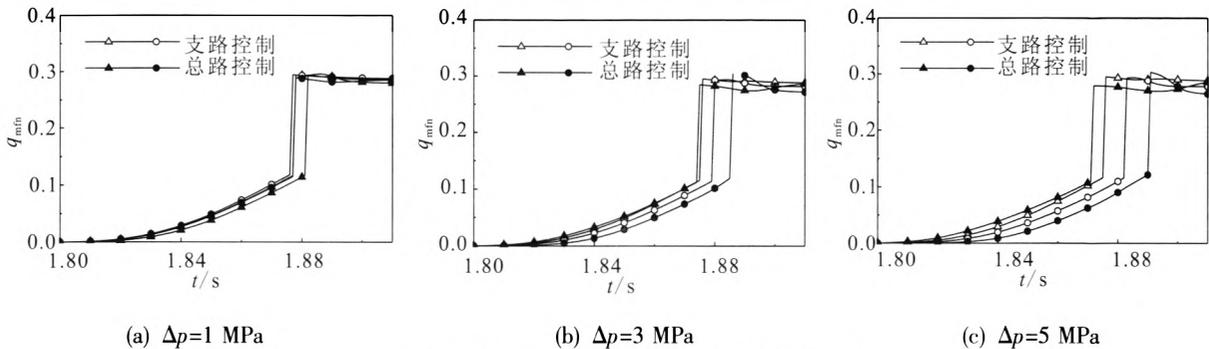


图4 双推力室发动机不同步点火时的燃料流量

Fig. 4 Fuel flow rate as asynchronous ignition of engine with dual-thrust chamber occurs

表1 两种控制方案的燃料喷前腔充满时刻进入燃烧室的燃料流量

Tab. 1 Flow rate of fuel to the chamber of two fuel control schemes when the pre-injector is full of fuel

推力室冷却套流阻偏差/MPa	-3		-1		1		3	
推力室燃料路控制方案	总	支	总	支	总	支	总	支
推力室1流量/(kg·s ⁻¹)	60	57.8	58.6	57.7	57.6	57.7	56.8	57.8
推力室2流量/(kg·s ⁻¹)	57	58.5	57.8	58	58.5	57.5	60.6	57.4
燃料流量偏差/(kg·s ⁻¹)	3	0.7	0.8	0.3	0.9	0.2	3.8	0.4
流量偏差百分数/%	5.17	1.21	1.38	0.52	1.55	0.34	6.55	0.69

表 1 给出了推力室不同步点火时, 燃料喷前腔充满时两种控制方案下进入各燃烧室的燃料流量。由表 1 可知, 在相同的冷却套流阻偏差情况下, 支路控制方案与总路控制方案相比燃料流量偏差更小。因此, 支路控制方案对双推力室发动机不同步点火的敏感性小。当冷却套流阻偏差较大时, 燃料路采用支路控制方案明显更优。同时可看出当推力室冷却套流阻偏差不大于 1 MPa 时, 两种控制方案较为一致, 如图 5 所示。

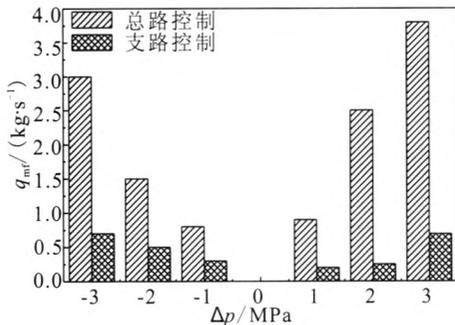


图 5 燃料流量偏差量
Fig. 5 Fuel flow rate deviation

3.3 推力室不同步点火时的混合比及室压

图 6 和图 7 给出了双推力室发动机分别采用支路控制和总路控制时各推力室的混合比和室压的变化过程。由图 6 和图 7 可知, 推力室冷却套流阻偏差越大, 推力室的混合比和室压变化轨迹偏差也越大。由于起动过程中各推力室的参数存在较大的差异, 从而降低了双推力室发动机起动的可靠性。

通过对比分析两种控制方案推力室的混合比和室压的变化过程, 可以看出采用支路控制方案的系统对双推力室不同步起动敏感程度减小。因此, 从提高双推力室发动机起动的可靠性出发, 两个燃料节流阀的控制方案更优。需要指出的是采用该控制方案需增加一台燃料节流阀, 控制结构复杂, 且要求两个节流阀进行同步调节。因此, 选择控制方案时, 需综合考虑控制机构的可靠性和发动机的成本。

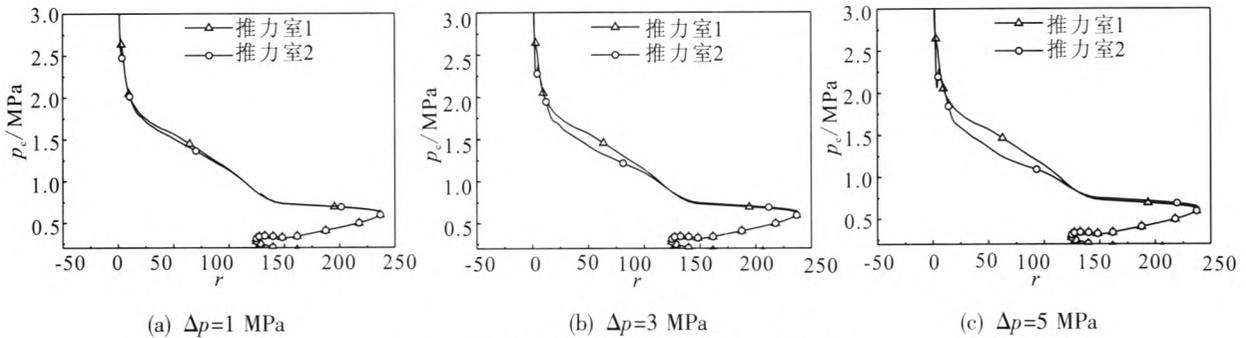


图 6 支路控制方案推力室的混合比和室压

Fig. 6 Mixture ratio and pressure of control scheme with two throttle valves

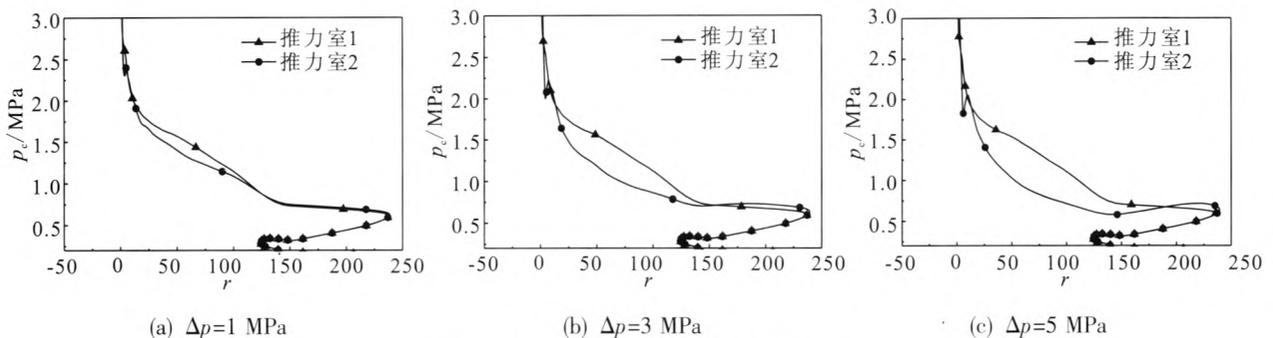


图 7 总路控制方案推力室的混合比和室压

Fig. 7 Mixture ratio and pressure of control scheme with one throttle valve

(下转第 56 页)

- Oak Ridge, USA: Oak Ridge National Lab, 1995.
- [15] NASLAIN R., LANGLAIS F, FEDOU R. The CVI-processing of ceramic matrix composites [J]. Journal de Physique Colloques, 1989, 50(C5): 191-207.
- [16] LOUMAGNE F, LANGLAIS F, NASLAIN R. Kinetic laws of the chemical process in the CVD of SiC ceramics from CH₃SiCl₃-H₂ precursor [J]. Journal de Physique IV, 1993, 3: 527-533.
- [17] LOUMAGNE F, LANGLAIS F, NASLAIN R. Experimental kinetic study of the chemical vapour deposition of SiC-based ceramics from CH₃SiCl₃/H₂ gas precursor [J]. Journal of Crystal Growth 1995, 155(3/4): 198-204.
- [18] 姚连增. 晶体生长基础[M]. 合肥: 中国科学技术大学出版社, 1995.
- [19] 刘荣军, 张长瑞, 周新贵, 等. CVD SiC 致密表面涂层制备及表征[J]. 材料工程, 2005 (004): 3-6.
- [20] 赵松, 史景利, 魏兴海, 等. 沉积温度对碳芯 SiC 纤维微观结构的影响[J]. 宇航材料工艺, 2011, 41(4): 36-40.

(编辑: 王建喜)

(上接第 21 页)

4 结论

通过建立 500 t 级液氧/煤油补燃发动机的启动数学模型, 对双推力室发动机各推力室不同步点火的情况进行了研究, 根据仿真计算和结果分析, 得出以下结论:

- 1) 双推力室发动机冷却套流阻有偏差时, 2 个推力室点火不同步, 对燃料流量的影响较小, 燃料流量偏差不超过 6%。
- 2) 推力室燃料路采用一个节流阀的控制方案时, 2 个推力室冷却套流阻偏差不宜大于 1 MPa。
- 3) 双推力室不同步点火时会降低发动机起动的可靠性, 从降低系统对双推力室不同步点火的敏感程度出发, 指出采用 2 个节流阀分别控制各分支燃料路的方案更优。

参考文献:

- [1] 谭永华. 中国重型运载火箭动力系统研究[J]. 火箭推进, 2011, 37(1): 1-6.
- [2] 邢继发. 世界导弹与航天发动机大全[M]. 北京: 军事科学出版社, 1999.
- [3] 张小平, 张兴波. 液氧煤油发动机快速发射的适应性分析[C]// 中国宇航学会液体火箭推进专业委员会暨集团公司科技委液体及特种推进技术专业组学术研讨会论文集. 西安: 西安航天动力研究所, 2013.
- [4] 徐浩海. 液氧煤油补燃发动机启动过程研究 [D]. 西安: 西安航天动力研究所, 2003.
- [5] 张小平. 补燃循环发动机启动过程仿真研究[J]. 火箭推进. 2003, 29(3): 18-21.
- [6] 杨永强, 刘红军, 徐浩海, 等. 补燃循环发动机强迫启动研究[J]. 火箭推进, 2011, 37(2): 14-18.
- [7] 陈宏玉, 刘红军. 补燃循环发动机推力调节过程建模与仿真研究[J]. 2014, 40(1): 18-24.
- [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] BELYAEV E N, CHVANOV V K, CHERVAKOV V V. The outflow of a two-phase gas-liquid mixture from the mixing head of a gas generator when starting a liquid-propellant rocket engine [J]. High Temperature, 2005, 43 (3): 446-451.

(编辑: 陈红霞)