

全流量补燃循环试验发动机启动过程*

汪小卫, 金 平, 张国舟, 俞南嘉, 蔡国飙

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 分析了全流量补燃循环发动机系统启动过程难点, 针对全流量补燃循环缩尺发动机热试车启动过程, 分别就发动机中富燃/富氧预燃室的自身启动和相对启动过程进行了设计; 采用管路-体积组合模块化方法, 建立了发动机启动过程仿真模型, 进行了仿真计算。按设计启动方案进行了多次热试车, 试车结果表明发动机点火可靠, 启动过程平稳, 无烧蚀现象, 且仿真结果很好地预示了热试车情况。

关键词: 液体推进剂火箭发动机; 全流量补燃循环⁺; 启动试验; 动态模型; 仿真模型

中图分类号: V434.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2008) 04-0407-05

Start-up in a subscale full flow staged combustion cycle engine

WANG Xiao-wei JIN Ping ZHANG Guo-zhou YU Nan-jia CAI Guo-biao

(School of Astronautics, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract In order to develop full flow staged combustion cycle engine (FFSC) technology, the starting process of a H_2/O_2 subscale full-flow staged combustion cycle engine was studied. The characteristics of the full-flow cycle were described and the design difficulties of starting process of this cycle were discussed in two points: the startup of oxidizer-rich/fuel-rich preburners and relative timing control for them. A special start-up program for the subscale hot-fire test was presented. Modularization simulation codes based on a pipe-volume module disassembly method were developed to study the accurate start-up time interval and simulation mathematical models of some typical components were presented. With application of the start-up program, stable operation and non-ablation were demonstrated in several hot-fire tests, and the results of simulation are consistent with those of tests.

Key words Liquid propellant rocket engine; Full flow staged combustion cycle⁺; Starting test; Dynamic model; Simulation model

1 引 言

发动机的启动过程时间极短, 发动机系统参数在大范围内迅速地变化, 很容易使系统组件承受较恶劣的工况, 从而导致发动机故障。在整个发动机工作过程中, 启动阶段是最容易发生事故的阶段, 对发动机启动过程展开研究具有极其重要的意义。

全流量补燃循环技术是具有最高燃烧性能的分级燃烧循环技术, 是液体火箭发动机技术的重要发展途径之一^[1]。在各种循环系统的液体火箭发动机中, 全流量补燃循环发动机系统最为复杂。在美国, 已进行了全尺寸整机地面试验, 但未见有专门对其启

动过程进行论述的文献。在我国目前还处于系统方案研究和缩尺试验阶段, 作为不同的传统富燃料和富氧补燃循环的新循环系统, 对其启动过程进行研究是十分必要的。

对液体火箭发动机而言, 全流量补燃循环发动机是目前最复杂的发动机。不同于航天飞机主发动机 (SSME) 等富燃补燃循环和 RD-170 等的富氧补燃循环发动机, 它采用富氧预燃室驱动氧涡轮, 富燃预燃室驱动氢涡轮。它的启动、关机过程也是液体火箭发动机中最复杂的瞬变过程。全流量补燃循环系统也不同于一般补燃和燃气发生器循环, 其全部流量的氧化剂和燃料经过预燃室后进入推力室补燃, 这样在启

* 收稿日期: 2007-06-12 修订日期: 2007-10-26

作者简介: 汪小卫 (1983—), 博士生, 研究领域为液体火箭发动机系统、燃烧等。E-mail: wangxbuaa@163.com

动过程中其预燃室工作直接决定了推力室压力的变化,反过来推力室压力的变化又影响预燃室工作。

全流量系统中同时存在混合比相差很大的富氧预燃室和富燃预燃室。在液氢/液氧方案中,富氧预燃室混合比高达 160 而富燃预燃室则为 0.6 而这要求在启动过程中必须严格控制预燃室内混合比的变化,特别是富氧预燃室。由于混合比很高,其启动过程燃烧环境对供应管路的控制程序比较敏感,若燃料流量、预燃室压力上升速率选择不合理,极易造成预燃室温度过高,产生高温富氧燃气,烧蚀涡轮与燃气通道。

富燃、富氧预燃室的存在导致推力室同时存在富燃燃气头腔和富氧燃气头腔,经过预燃室燃烧的富燃、富氧燃气都具有较高的温度,在启动过程中任何一股燃气回流至另一头腔中都有可能带来灾难性后果,因此启动过程中燃气的回流是必须避免的。

另外,虽然推力室内壁采用了有效的冷却措施,但一般情况下不采用防高温氧化措施,禁止推力室内产生富氧燃烧环境。由于推进剂流量全部经过预燃室,因此这又涉及到两预燃室配合启动问题,两预燃室如何配合启动以及其附加保护措施也是难点之一。

本文针对氢氧全流量缩尺发动机启动过程进行方案研究,并在建立动态数学模型的基础上,对其启动过程进行仿真研究。

2 启动过程方案研究

本文研究对象见图 1 为挤压式全流量补燃缩尺发动机系统,采用气氢、气氧作为组元燃烧产生推力,两预燃室混合比设计分别为 0.4 325,推力室混合比设计 5.1。为更可靠的点火,三点火器都采用了热表面谐振点火器,点火燃气为富燃状态。

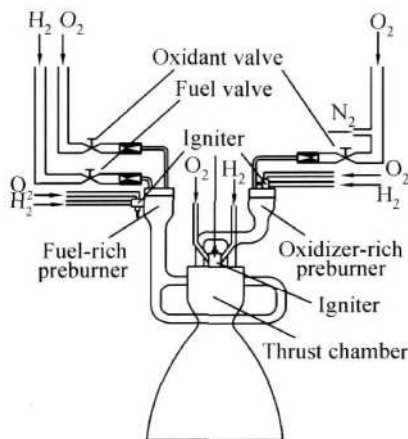


Fig. 1 Model of the FFSC subscale engine

整个系统分为具有富氧预燃室的富氧路与具有富燃预燃室的富燃路,两路连接于推力室头部富燃和富氧头腔。富燃供应系统分为点火氢气路、点火氧气路、主氢路 and 分氧路;由于富氧预燃室氢流量较小,全部通过点火器,因此富氧供应系统无分氢路,具有点火氢气路、点火氧气路和主氧路三路。

2.1 预燃室自身启动过程研究

发动机启动方案设计的关键之一是必须将预燃室和燃烧室的混合比控制在组件结构允许的范围内,同时应使启动过程发动机主要参数的变化协调、平稳。由于预燃室和燃气管道没有采取任何热防护和防高温氧化措施,因此启动过程中预燃室温度和混合比的控制非常关键。

通常预燃室混合比的控制是通过控制流量较小的组元来实现,以防止预燃室温度过高,引起烧蚀。同时该组元的流量还可以控制发动机的启动速率,使发动机工况上升平稳、各组件参数协调^[2]。由于两预燃室流量小,设计采用单级启动方案。所采用点火器都为富燃燃烧,对于富燃预燃室,采用先点火建立一定的初始压力,设计氢燃料阀门提前氧阀门打开,这样就可以使富燃预燃室的混合比在整个启动过程中控制在较低的范围,使预燃室内压力、混合比变化协调、平稳。对于富氧预燃室的启动过程在文献[3]中已有论述,采用了富氧启动模式。

2.2 两预燃室相对启动过程研究

因为启动过程中推力室内富氧燃烧是必须避免的,这就要求富燃预燃室工作于富氧预燃室之前,首先进入推力室确保为富燃燃气,富燃预燃室提前工作将保证整个启动过程中推力室工作在富燃环境中。

富燃预燃室的提前工作以及具有较低气体常数性质的富燃燃气的较强填充能力导致富燃路提前建立压力,推力室内由于富燃燃气也将建立起一定压力,而富氧路的压力并未建立,这样富燃预燃室提前工作势必引起富燃燃气进入氧路,这是不允许的。避免回流的关键在于压力的建立,对氧路进行一定流量的氮吹除是建立氧路压力解决办法之一。设计采用一定流量的氮气提前进行吹除,并持续下去。

2.3 发动机启动方案设计

通过以上分析,设计了以下启动时序,在预燃室试验之前,需要对预燃室各供应管道进行相应推进剂的吹除工作,置换管道中的空气,并吹除水蒸汽。推进剂预充填至主阀门。启动时序如表 1 所示,其中富氧预燃室没有分氢路。

Table 1 Valve timing of starting process

Absolute time/ms	Valves started
0	H ₂ valves of all ignitors
20	O ₂ valves of all ignitors
410	Main H ₂ valve of fuel-rich preburner
480	Main O ₂ valve of fuel-rich preburner
490	Main O ₂ valve of oxidizer-rich preburner

首先三点火器提前点火,再打开氮吹除阀门,而后富燃预燃室主氢阀门打开,随后连续打开富燃预燃室分氧阀门和富氧预燃室主氧阀门,发动机进入稳定工作状态。

3 启动过程典型组件的动态数学模型

3.1 可压缩管路动力学模型^[4]

$$\frac{\partial(\rho A)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u A)}{\partial x} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho u A)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u^2 A + p A)}{\partial x} = p \frac{\partial A}{\partial x} - \rho A [f_R + b \cos \theta] \quad (2)$$

$$\frac{\partial(e \rho A + \frac{u^2}{2} \rho A)}{\partial t} + \frac{\partial(e \rho u A + \frac{u^2}{2} \rho u A + p u A)}{\partial x} = q C - \rho u A b \cos \theta \quad (3)$$

式中 $f_R = \lambda u |u| / 2D$; θ 为重力场与管流方向夹角。补充流体状态方程

$$p = p(p, T), e = e(p, T)$$

方程的有限体积离散方程可以参考文献 [4] 来进行。本文采用了阀门模块,音速喷嘴模块和管路模块。

3.2 燃烧室工作的动态数学模型^[4,5]

由燃烧室质量守恒方程和状态方程等,经化简得燃烧室压力方程

$$\frac{dp_c}{dt} = RT \left(\frac{m_{\dot{c}} - m_{\dot{e}}}{V_c} + \frac{p_c}{R^2 T^2} \frac{\partial RT}{\partial MR} \frac{dMR}{dt} \right) \quad (4)$$

混合比微分方程

$$\frac{dMR}{dt} = (1 + MR) \cdot [m_{\dot{c}} - MR \cdot m_{\dot{e}}] \cdot \frac{RT}{V_c p_c} \quad (5)$$

MR 为燃烧室混合比, RT 为燃气热值。

3.3 喷管模型

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{p_a}{p_c} &\leq \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k}{k-1}}, q_e = \frac{p_c A_1}{\sqrt{R_c T_c}} \sqrt{k \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \\ \frac{p_a}{p_c} &\geq \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k}{k-1}}, q_e = \frac{p_c A_1}{\sqrt{R_c T_c}} \cdot \sqrt{\frac{2k}{k-1} \left| \left(\frac{p_a}{p_c}\right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_a}{p_c}\right)^{\frac{k+1}{k}} \right|} \end{aligned} \right. \quad (6)$$

3.4 气路方程^[5]

短管气路方程采用无惯性稳态液流方程近似计算

$$p_{gi} - p_{ge} = \xi_g \cdot \frac{m_g^2}{2\rho_g \cdot A^2} \rho_g = \frac{p_{gi} + p_{ge}}{2RT_g} \quad (7)$$

由上式推出 $p_{ge} = \sqrt{p_{gi}^2 - \xi_g \cdot RT_g \cdot m_g^2 / A^2}$, ξ_g 为气体管路的等效流阻系数。

3.5 头腔及喷注器模型^[4]

头腔采用容腔方程

$$\frac{d\rho}{dt} = \frac{1}{V} (\sum m_{\dot{c}} - \sum m_{\dot{e}}) \quad (8)$$

$$\frac{d\phi}{dt} = \frac{\gamma}{V} [\sum (p u A)_i - \sum (p u A)_e] \quad (9)$$

V 为容腔容积,喷注器瞬态流量

$$m_{\dot{c}} = C_v \frac{K A_v p q(\lambda)}{\sqrt{T}} \quad (10)$$

C_v 为流量系数,由冷流试验可以得到; A_v 为喷注面积。

4 系统部件的模块化及求解方法

液体火箭发动机的建模与仿真已经逐步发展为模块化建模和仿真方法。采用模块化建模与仿真方法,则是先建立起发动机典型元、部件的仿真模型,整个发动机系统的模型仅仅是这些部件模型通过一定手段实现的具有一定规律的组合形式,同种类部件可重复使用同一个模块方程,这样就可以很容易地解决各种不同结构形式的液体火箭发动机的仿真问题。各模块能完成独立的物理功能,具有数学独立性;模块内部与外部边界的数据通讯有明确一致的边界和接口;模块的分割按物理设备或部件进行,模块的边界为实际物理边界。

针对本文研究的发动机可分为:管路模块、阀门模块、音速喷嘴模块、头腔模块,燃烧室模块、喷管模块和三通模块等,采用面向对象的程序设计语言 C++ 编制源代码。将实际发动机系统进行物理模型的分解,并按照实际系统组合进行模块之间的组合和连接,这样仿真模块的数值连接与物理连接直接对应。

组合系统的模型是由各管道类模块元件和体积类模块元件的模型组合而成的一个非线性微分方程组,描述试验的动态数学模型可表示成如下矢量形式

$$\frac{dX}{dt} = f(X, Y), g(X, Y) = 0 \quad (11)$$

初始条件为 $X(t)|_{t=0} = X_0$, 其中 $X = (p_c, m, \dots)$ 为状态变量, $Y = (RT, V_c, \dots)$ 为中间变量。此即为常微分方程组的初值问题, 针对图 1 中各具体模块建立数学模型。采用四阶龙格-库塔 (Runge-Kutta) 法对组合系统进行数值积分。

5 试验结果及仿真结果分析

5.1 联试试验及仿真结果

为了确保前文中设计的各阀门的启动时序的可靠性, 按设计时序进行了不加推力室的两预燃室联试试验, 另设计两喉部结构安装于两预燃室尾部以使预燃室达到一定的压力, 试验各压力曲线如图 2 所示。

为了模拟真实工况, 就带推力室联合热试车进行了数值模拟, 仿真结果如图 3 所示。

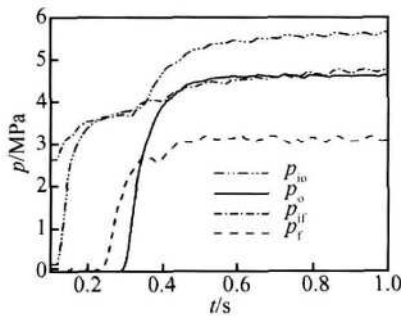


Fig. 2 Start-up pressure traces of two preburners test without chamber

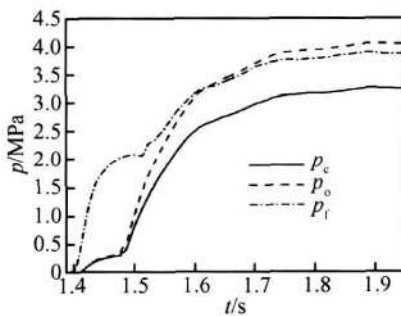


Fig. 3 Simulation start-up pressure traces of hot-fire test

图 2 中 p_o , p_f 分别为富氧预燃室和富燃预燃室压力, p_w , p_r 分别为富氧预燃室点火器和富燃预燃室点火器压力, 由图可见富燃预燃室稳定工作压强为 3.09 MPa 富氧为 4.59 MPa 两预燃室同时工作正常、稳定。各压力上升曲线正常, 富燃预燃室先于富氧预燃室建立压力, 建压先后顺序和基本时间间隔与设计时序完全一致。如图 3 对真实工况进行仿真结

果也表明各压力建立顺序和时间都与设计吻合, 图中 p_c 为推力室压力。

5.2 试验结果分析

依照设计启动方案进行了数次点火试验, 总流量 1.9 kg/s 混合比 5.1, 燃烧室压力为 3.2 MPa 皆获得成功, 图 4 为某次典型热试车压力曲线。

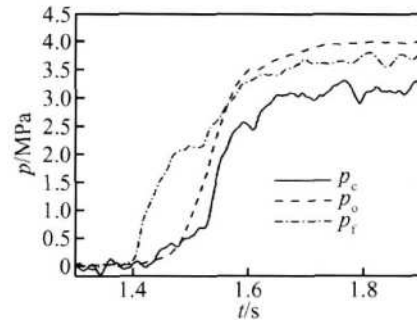


Fig. 4 Start-up pressure traces of one typical hot-fire test

由图 4 可见由于富氧预燃室氮吹除流量较小, 且为常温, 在初始时刻富氧预燃室并未建立明显压力; 由于主氢阀门的打开, 富燃预燃室首先建立压力, 富燃预燃室压力曲线上升过程中出现平台区, 这是由于推力室氢喷嘴流速达到音速所致, 此时燃烧室压力很小; 当分氧和主氧阀门打开后, 富燃预燃室压力曲线再度上升, 富氧预燃室、推力室开始迅速建压, 最后趋于平稳。

由图 4 可见整个系统各压力变化协调平稳, 无任何不正常现象出现。从试验后对试验件的检查, 并未出现任何明显损坏现象。这表明所设计的启动方案是可行的。

图 5~7 分别给出了启动过程中推力室和两预燃室压力仿真与试验结果比较。由图可见仿真结果与试验结果比较接近, 压力的上升趋势基本相同, 仿真结果较好地预示了试验情况。

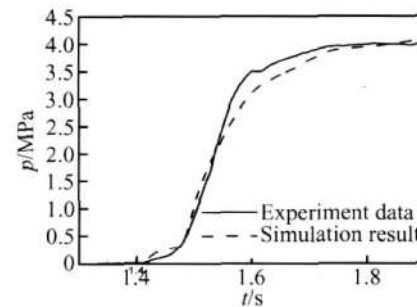


Fig. 5 Comparison of simulation of oxidizer-rich preburner pressure with test result

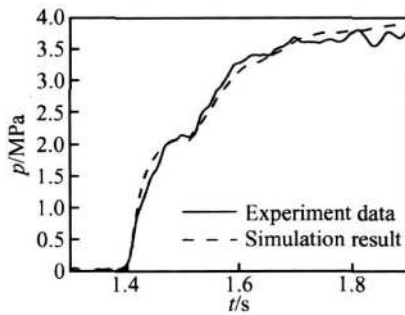


Fig. 6 Comparison of simulation of fuel-rich preburner pressure with test result

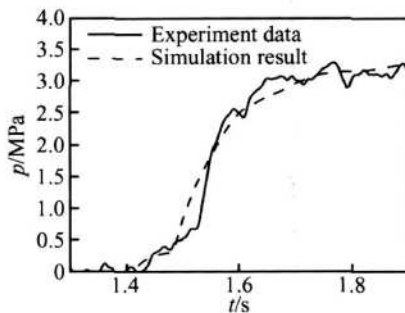


Fig. 7 Comparison of simulation of the chamber pressure with test

6 结 论

通过对全流量补燃循环试验发动机启动过程的方案和仿真研究,得到以下结论:

(1)全流量补燃循环发动机启动过程具有自身的特点和难点。

(2)建立了动态数学模型,将发动机系统进行模块化分析和组合,针对不同的元件模型编制了不同的计算机程序模块,仿真计算与试车结果吻合,可供同类发动机借鉴。

(3)富燃预燃室、富氧预燃室分别采用富燃启动

和富氧启动模式,设计富燃预燃室先于富氧预燃室建立压力,并采用氮气吹除以保证氧路压差,是可靠的启动方案。

本文的工作也为以后全流量发动机进一步的设计和试验打下了基础,并为一般补燃循环发动机的启动过程研究提供参考。

参考文献:

- [1] Davis JA, Campbell R L. Advantages of a full-flow staged combustion cycle engine system [R]. AIAA 97-3318
- [2] 张小平,丁丰年.富氧补燃循环发动机启动过程 [J]. 推进技术, 2004, 25 (1). (ZHANG Xiao-ping, DING Feng-nian. Starting process of oxidizer-rich staged combustion rocket engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2004, 25 (1).)
- [3] 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
- [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] 刘红军,张恩昭,董锡鉴.补燃循环发动机启动特性仿真研究 [J]. 推进技术, 1999, 20 (3). (LU Hong-jun, ZHANG En-zhao, DONG Xi-jian. Start-up simulation of a liquid propellant staged combustion rocket engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1999, 20 (3).)
- [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, 2 (5). (LU Kun, ZHANG Yu-lin, CHENG Mou-sen. Modularization modeling and simulation for the transients of liquid propellant rocket engines [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2003, 2 (5).)

(编辑:刘萝威)