

补燃循环发动机强迫起动研究

杨永强, 刘红军, 徐浩海, 刘站国

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 某泵压式液体火箭发动机是我国首台采用强迫起动方式的补燃循环发动机。结合发动机特点建立了强迫起动模型, 进行了系统级冷调试, 根据试验及仿真结果确定了发动机起动参数及起动程序。针对试车暴露的问题, 采取一系列措施解决了起动超调、起动爆燃、推力室点火冲击大及喷注器起动变形等问题。研究结果在发动机试车中得到验证。

关键词: 液体火箭发动机; 补燃循环; 强迫起动; 仿真分析; 试车验证

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2011) 02-0014-05

Research on forced start-up of staged combustion engine

YANG Yong-qiang, LIU Hong-jun, XU Hao-hai, LIU Zhan-guo

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: The turbopump-fed liquid propellant rocket engine is the first staged combustion cycle engine with forced start-up system in China. A forced start-up simulation model was build, cool-flow system testing was performed, and the start-up parameters and procedure were determined in combination with the characteristics of the engine. The problems appearing in the start-up testing, such as overshoot, deflagration, ignition shock in thrust chamber and injector deformation were solved. The results obtained in the research were validated in engine tests.

Keywords: liquid rocket engine; staged combustion; forced start; simulation analysis; engine validation test

0 引言

某泵压式补燃循环液体火箭发动机采用强迫起动方式, 推进剂采用液氧和煤油, 在我国工程研制当中尚属首次。其起动特性与自身起动方式

相比^[1], 具有起动迅速、起动过程中推力室和涡轮泵承受冲击大、易出现参数超调等特点。因此, 采取动态仿真、地面冷试、热试车考核相结合的方法, 深入研究发动机的起动特性、制定合适的系统起动方案, 成为发动机研制过程中需要重点解决的一项课题。

收稿日期: 2011-01-08; 修回日期: 2011-01-26

基金项目: 国家航天技术支撑项目

作者简介: 杨永强 (1979—), 男, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机系统设计

1 强迫起动的特点与过程

该发动机采用的强迫起动方式有如下特点:

1) 系统配置上设置冲击式起动涡轮,采用火药燃气驱动从而带动主涡轮增压起旋,推进剂为强迫充填方式;

2) 流量调节器不设起动流量,发生器点火时燃料为额定流量;

3) 发动机起动迅速,起动过程中推力室和涡轮增压承受的冲击较大;

4) 起动过程中易出现参数超调。

发动机起动过程为:火药起动器点火驱动起动涡轮,主涡轮增压开始起旋。点火剂充填到发生器燃料阀前以后打开液氧主阀,此后打开发生器燃料阀,发生器点火工作。最后打开推力室燃料主阀,煤油进入推力室与富氧燃气点火燃烧,推力室点火。

2 发动机动力学模型

2.1 管路模型

采用集中参数模型,将液体作为不可压流处理,只考虑其惯性和粘性的影响。

$$R \frac{dq_m}{dt} = p_i - p_e + \Delta p - c q_m^2 \quad (1)$$

式中: q_m 为液体流量; p_i 、 p_e 分别为管路出口、入口压力; Δp 为泵扬程; R 、 c 分别为管路惯性和静态流阻。

2.2 涡轮增压器模型

发动机主涡轮为低反力度的反力式涡轮,起动涡轮为高压比冲击式涡轮,氧主泵和燃料泵为离心泵。模型中采用稳态关系式描述涡轮增压器的工作。仿真实践证明这些关系式在低频下具有足够的精度。

涡轮功率方程

$$P_i = \frac{k}{k+1} R T \lambda^2 q_m \eta_i \quad (2)$$

式中: η_i 、 q_m 分别为涡轮效率和流量; R 、 T 、 k 分别为燃气气体常数、温度及绝热指数; λ 为燃

气速度系数。

涡轮泵功率平衡方程

$$J \left(\frac{\pi}{30} \right)^2 n \frac{dn}{dt} = \sum_i P_{ti} - \sum_j P_{pj} \quad (3)$$

式中: J 为涡轮增压器转子结构转动惯量; n 为涡轮增压器转速; P_{ti} 、 P_{pj} 分别为涡轮和泵的功率。

2.3 热力组件模型

热力组件包括燃气发生器、推力室和燃气导管,可进行统一建模。

热力组件燃气质量方程^[2]

$$\frac{dm_k}{dt} = q_{m_{oi}} + q_{m_{fi}} - q_{m_{gr}} \quad (4)$$

式中: $q_{m_{oi}}$ 、 $q_{m_{fi}}$ 、 $q_{m_{gr}}$ 分别为热力组件进口氧化剂、燃料流量及出口燃气流量。

热力组件 随时间的变化方程^[2]

$$m_k \frac{dT}{dt} = (kRT_i - RT)(q_{m_{oi}} + q_{m_{fi}}) - (kRT - RT)q_{m_{gr}} \quad (5)$$

式中: RT_i 为热力组件进口燃气 RT 。

3 发动机冷试研究

为保证发生器和推力室可靠点火,需要得到发生器燃料头腔、氧化剂头腔、推力室主阀后腔道以及点火路的充填特性。上述充填特性一方面可以通过仿真计算得到;另一方面,需利用真实产品模拟试车条件进行冷试,验证并修正仿真计算结果。

3.1 发生器燃料供应系统充填试验

试验系统采用的流量调节器、换向阀、发生器燃料阀、发生器及管路等均按容积相等准则模拟,试验介质为水。试验目的为通过模拟起动过程中燃料充填发生器燃料头腔,验证起动点火系统工作的适应性和协调性,并获得发生器燃料头腔的充填特性。

根据起动仿真结果,确定的试验工况为:一级泵及二级泵模拟充填压力均为额定出口压力的15%左右。以发生器燃料喷前压力抬升作为阀门打开标志,喷前压力达到稳态值作为头腔充满标志。可获得发生器燃料头腔充填时间,结合瞬时流量换算数值可得到对应充填容积。

3.2 综合冷调试验

利用实际介质对产品进行综合冷调,可以准确获得充填信息,验证仿真计算的准确性,为制定发动机起动程序奠定基础。综合冷调试验利用发生器-涡轮泵联试产品进行,火药起动器首先点火工作,之后分别打开氧主阀和燃料排放阀。通过测量发生器燃料阀前压力,发生器氧化剂喷前压力判断点火剂及氧化剂的充填时间^[9]。

图 1、图 2 分别为综合冷调试验中燃料系统和氧化剂系统各测点压力,据此分析点火剂和氧化剂充填时间。

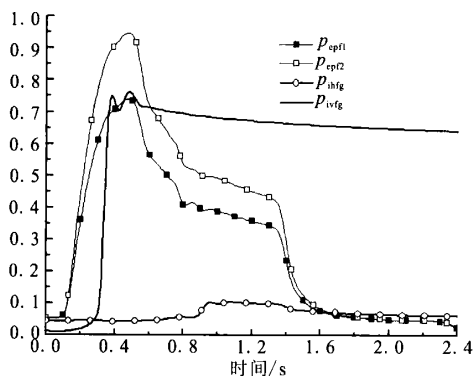


图 1 燃料系统压力随时间变化相对数值

Fig. 1 Pressure variation of fuel feeding system with time

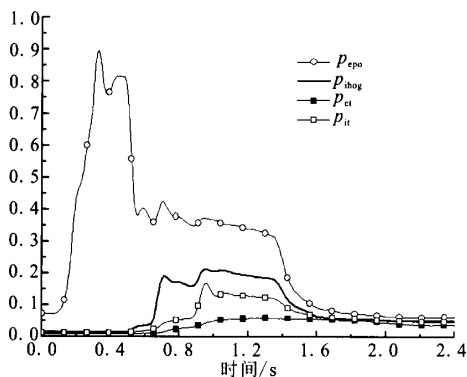


图 2 氧系统压力随时间变化相对数值

Fig. 2 Pressure variation of oxygen feeding system with time

3.2.1 点火剂充填时间

以发生器燃料阀前压力上升趋势作为发生器点火路充满的标志,如图 1 所示,可确定点火剂的充填时间。

3.2.2 发生器氧头腔充填时间

图 2 所示为氧化剂供应系统压力。其中,氧化剂头腔压力 p_{lvfg} 呈现出三台阶上升趋势。分析认为液氧流动、充填过程如下:

1) 液氧阀打开后,液氧汽化在头腔迅速建压。发生器氧化剂头腔内蒸发的气氧与流出的气氧处于平衡状态、头腔压力处于一个平台;

2) 随着充填的继续,部分液氧开始流出头腔、出口处气体的流通面积减少。发生器氧化剂头腔基本冷透时,大量液氧开始通过发生器氧喷嘴流出、氧蒸汽含量进一步减小,氧喷前压力缓慢下降形成第二个平台。以液态氧流出喷注器为标志,可以获得发生器氧头腔充填时间;

3) 当大量氧化剂进入发生器并蒸发为气氧到达涡轮喷嘴时,流动受到阻滞、发生器内压力升高,发生器氧化剂喷前压力则进一步抬升并形成第三个平台。

3.3 推力室充填试验

推力室充填试验的目的是获得推力室燃料主阀后腔道的容积,为起动仿真计算提供原始数据。试验时给推力室入口供应不同压力的水,通电打开推力室燃料主阀,通过测量推力室燃料喷前压力判断推力室充填时间。共进行了三种工况的试验,供应系统压力分别为推力室额定充填压降的 150%、100% 及 70%。

通过试验获得的主阀前通道压降换算充填过程中的流量,在充填时间段内对流量积分得到推力室充填容积。

4 强迫起动程序设计及试车验证

4.1 发动机起动程序

发动机起动程序制定原则可以归结为:通过合理地设置阀门开启时序,保证燃气发生器和推力室可靠点火、平稳建压。

4.1.1 发生器点火控制

良好的点火过程可以保证发生器点火平稳,无过高的点火温度峰和压力峰,发生器点火后主涡轮功率平稳迅速增长。制定发生器点火程序时遵循如下原则:

1) 保证发生器燃料阀打开前点火剂充填到发生器燃料阀前;

2) 确定合适的氧阀和发生器燃料阀打开时间, 保证发生器在额定燃料流量下点火平稳, 不出现过大的温度峰;

3) 保证管路有足够的容积, 从而在进入发生器的点火剂耗尽前发生器温度已经达到或高于某一数值。

发生器燃料阀前管路容积根据仿真计算与冷试结果确定, 结合相关试验数据及仿真计算试算最终确定了发动机起动程序。计算结果表明, 发生器点火平稳, 点火路容积满足要求。

4.1.2 推力室点火控制

推力室点火时间的选择涉及三个因素:

1) 保证推力室顺利点火

为保证推力室可靠点火, 主路煤油进入推力室的时间应晚于富氧燃气到达推力室的时间及点火剂到达推力室的时间。通过调整推力室点火路节流圈、多极孔板以及多级孔板后管路容积, 保证了点火剂先于富氧燃气进入推力室;

2) 防止起动参数波动

为了保证起动过程中涡轮泵转速平稳迅速的增长, 必须维持涡轮泵具有一定的剩余功率(涡轮发出的功率与泵消耗的功率之差)。为了防止由于推力室建压引起参数的波动, 应保证在推力室建压前发动机的工况爬升到较高的幅值。如果以转速作为衡量发动机工况的依据, 则意味着推力室建压时主涡轮转速应达到一定的幅度;

3) 避免转速超调

对于整机试车, 在推力室建压以前涡轮出口压力主要靠推力室气喷嘴来保证。当推力室建压过晚时, 由于涡轮出口压力过低、涡轮压比很大, 可导致起动过程中转速超出稳态工况值。

根据仿真计算结果, 确定了推力室燃料主阀打开时间, 对应煤油进入推力室的时间晚于点火剂及富氧燃气, 推力室点火具有安全余量。

4.2 试车情况

在整机试车中, 实测参数显示发动机起动正常, 试验获得成功。图3和图4为仿真与试车结果的对比, 二者基本一致。

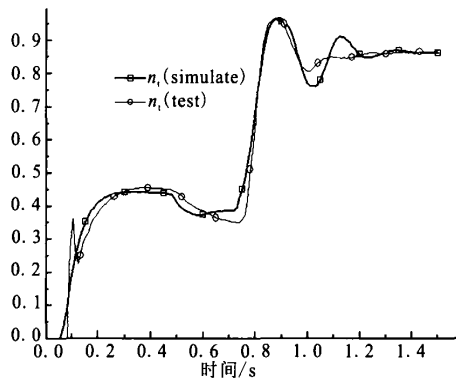


图3 发动机转速

Fig. 3 Rotating speed comparison

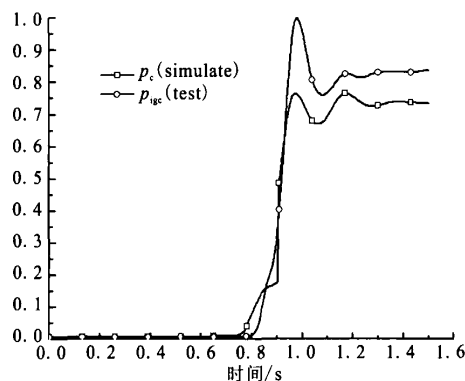


图4 燃烧室压力

Fig. 4 Pressure comparison of combustion chamber

5 起动品质优化

对于试车中出现的推力室爆燃、起动超调以及推力室点火冲击大等一系列问题, 与发动机所采用的起动方式密切相关。通过调整起动参数、优化起动时序, 上述问题得到解决。

5.1 推力室爆燃控制

某次发动机试车中, 起动段推力室出现量值为额定室压数值 180% 的脉动压力冲击, 引起燃烧室喷嘴器变形。分析认为: 引起推力室爆燃的原因为煤油过早进入推力室, 部分积存于燃烧室的煤油与推力室中的氧气及富氧燃气混合, 当点火剂进入推力室后引起爆燃。

通过采取减少煤油积存、消除引起爆燃条件的改进措施, 改善推力室点火环境, 在随后的试

车中燃烧室未出现爆燃,问题得到解决。

5.2 起动超调控制

试车发现,由于推力室点火时间过晚,导致起动过程中主涡轮长时间处于高压比工作条件,发动机起动超调峰较大。过大的起动超调对涡轮泵转子、轴承、动密封等均带来不利影响,降低了发动机的工作可靠性。

为了降低起动超调,对发动机起动时序进行了改进,提前了推力室燃料主阀打开时间。改进后发动机转速超调量由 14.7%降低到 8.5%。

5.3 推力室点火冲击控制

针对推力室点火冲击引起推力室燃料喷注器变形,外喷嘴内鼓,燃料喷注器压降升高问题,对故障现象、推力室充填过程、点火环境等进行了分析及仿真。分析认为:由于起动过程中煤油从喷注器中心区向边区充填存在一定的压力梯度,导致燃料充填不同步。中心区部分喷嘴的燃料先进入燃烧室点火燃烧时,火焰面沿随后喷出的可燃混合物窜入燃料上腔,在喷注器上腔发生爆燃。

控制推力室点火冲击的主要措施是通过分流充填的方式改善推力室喷注器燃料充填的同步性。对改进前后的喷注器充填特性进行了冷流试验,通过高速摄影判别燃料喷注器起动过程中的充填同步性。改进措施实施后,推力室点火冲击有了明显降低,推力室喷注器变形和烧蚀问题得到解决。

6 结论

某发动机为国内首台采用强迫起动方式的补燃循环发动机,与其他起动方式的补燃循环发动机相比,虽然调节器不设置起动流量起动系统简

单,但发动机瞬态特性复杂。

针对发动机强迫起动的特点建立了起动仿真模型,进行了发生器燃料供应系统冷调试验、推力室充填试验及综合冷调试验,根据试验及仿真结果确定了发动机起动参数及起动程序。

对于试车中出现的问题,采取提前推力室燃料主阀打开时间降低起动超调量;通过优化点火剂进入推力室的时间、吹除调整等措施解决了推力室起动爆燃;通过分流改善燃料喷注器的充填同步性,有效抑制了推力室点火冲击,解决了起动过程中的喷注器变形问题。

参考文献:

- [1] 张小平. 补燃循环发动机起动过程仿真研究[J]. 火箭推进, 2002, 29 (3): 18-21.
- [2] 徐浩海. 补燃发动机涡轮泵联试强迫起动程序设计[J]. 火箭推进, 2005, 31(5): 1-4.
- [3] 杨永强. 液氧煤油发动机低温组元两相充填过程研究[J]. 火箭推进, 2006, 32(2): 12-15.
- [4] 李应强. 液体火箭发动机火药起动器性能设计及考核[J]. 火箭推进, 2003, 29(5): 1-5.
- [5] 邹汝平. 固体发动机内弹道计算不确定性研究[J]. 固体火箭技术, 2009, 32(1): 33-37.
- [6] 于军力. 环截面管中的爆燃转爆震实验[J]. 航空动力学报, 2010 (8): 1733-1737.
- [7] 李龙飞. 补燃循环液体火箭发动机汽液同轴式喷嘴声学特性研究[J]. 火箭推进, 2004, 30(6): 5-10.
- [8] 格列克曼 Б. Ф. 液体火箭发动机自动调节 [M]. 顾明初, 郁命贵, 邱明煜, 译. 北京: 宇航出版社, 1995.
- [9] 威廉斯 F A. 燃烧理论[M]. 庄逢辰, 杨本濂, 译. 北京: 科学出版社, 1990.
- [10] 蔡体敏. 固体火箭发动机工作过程的数值分析. 西安: 西北工业大学出版社. 1991.

(编辑: 马 杰)