

液氧/煤油补燃循环发动机起动过程研究

杨明磊¹, 张黎辉²

(1 上海空间推进研究所 上海 200233; 2 北京航空航天大学 宇航学院 北京 100083)

摘 要: 液体火箭发动机起动过程是发动机研制过程中的难点和关键技术之一。针对某液氧/煤油补燃循环发动机, 进行了起动过程研究。建立了发动机各组件的动态数学模型, 并进行了适当简化, 计算得到了起动过程发动机性能参数随时间变化的仿真曲线。计算结果与试车数据基本相符, 初步验证了所建立的仿真模型及采用的仿真方法的正确性。还分析了部分干扰因素对发动机起动过程的影响。

关键词: 液体火箭发动机; 动态特性; 起动过程; 数学模型

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2009) 01-0021-06

Study on start-up of the staged combustion LOX/kerosene rocket engine

Yang Minglei¹, Zhang Lihui²

(1 Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 200233, China;

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

Abstract: The start-up process is a crucial and tough part in the development of the liquid propellant rocket engine. The dynamic characteristics of the startup process of LOX/kerosene staged combustion cycle engine were studied. According to the main components of the liquid oxygen/kerosene staged combustion cycle engine, mathematic models depicting propulsion system dynamic process were established and ameliorated. The result curves affecting the performance parameters vs time were presented. Some rules relating to start-up were acquired, on the basis of which the influences of interference factors on the process were analyzed. Furthermore, the correctness and reliability of both established models and adopted methods were preliminarily validated through comparisons of computing results and testing data.

Key words: liquid propellant rocket engine; dynamic characteristic; start-up process; mathematical model

收稿日期: 2008-09-26; 修回日期: 2008-10-20。

作者简介: 杨明磊 (1981—), 男, 硕士, 研究领域为液体火箭发动机系统设计。

0 引言

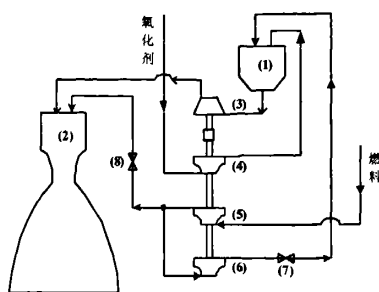
液体火箭发动机起动过程是发动机研制的难点和重点,对补燃循环发动机来说,其起动过程更为复杂。补燃循环发动机的燃气从燃气发生器出来驱动涡轮后,要进入燃烧室进行补燃,燃烧室压力的变化影响涡轮的压比和流量,进而影响涡轮泵和燃气发生器的工作,反过来燃气发生器和涡轮工况的变化又影响燃烧室的压力变化。如果燃气发生器燃料流量、燃烧室压力上升速率选择不合理,极易造成发生器温度过高,烧蚀涡轮和燃气通道^[1]。因此,对发动机起动态过程进行深入的研究,以揭示其规律,具有非常重要的意义。本文针对某液氧/煤油补燃循环发动机建立了起动过程数学模型,对发动机起动过程进行了仿真研究。

1 液氧/煤油补燃循环发动机描述

研究的某型液氧/煤油高压补燃循环发动机系统的工作原理见图1所示。发动机采用液氧/煤油为推进剂、富氧燃气发生器循环、自身起动、化学点火。液氧通过氧预压泵、氧主泵、液氧主阀全部进入燃气发生器;煤油经燃料预压泵、燃料一级泵出口流量分为四路(大部分煤油通过推力室冷却通道进入燃烧室、一部分煤油经过燃料二级泵使压力提高后流入燃气发生器和推力室点火管路、一部分煤油驱动燃料预压泵后流入主路、一部分作为伺服机构的能源^[2]。

发生器产生的富氧燃气通过反力式涡轮带动泵工作后进入推力室,和大部分流入推力室的煤油再次燃烧,并经喷管产生推力;只有少量的富氧燃气从涡轮出口引出驱动氧化剂预压涡轮泵,然后混入液氧主路。推力室利用煤油作为冷却剂;发动机的推力与混合比分别由流量调节器和混合比调节器(节流阀)来调节。

t_1 时刻打开高压氦气挤压起动箱。点火剂分为两路,一路充填至发生器燃料阀前,另一路充填推力室点火喷嘴后进入推力室。



1-燃气发生器; 2-推力室; 3-主涡轮;
4-氧化剂主泵; 5-燃料一级泵;
6-燃料二级泵; 7-流量调节器; 8-节流阀

图1 液氧/煤油补燃循环发动机系统简图

Fig.1 Schematic of liquid oxygen/kerosene staged combustion cycle engine system

t_2 时刻打开液氧主阀。液氧在贮箱和液柱的压力下充填发生器氧化剂头腔并进入发生器,液氧在充填过程中与壁面发生非稳定换热而汽化,氧蒸气在发生器中建立一定的压力。此时主涡轮在氧蒸气的驱动下开始起旋。

t_3 时刻打开发生器燃料阀。为控制起动过程中进入发生器的燃料流量,在发生器燃料供应路设置流量调节器,使之处于小流量(起动流量),保证发生器点火柔和,压力上升平稳。在主涡轮转速达到一定值时调节器转级,进入发生器的燃料流量向额定流量过渡。流量调节器流量在发动机起动过程中的变化如图2所示。



图2 起动过程调节器流量变化

Fig.2 Regulator flow rate variation during start-up process

t_4 时刻打开推力室燃料主阀。发生器点火后,发动机工况迅速爬升,工况达到一定水平时开启推力室燃料主阀,推力室开始迅速建压。

2 起动过程仿真模型

2.1 系统模型简化

由于液氧/煤油补燃循环发动机的结构和起动工作过程的复杂性, 在建立起动过程的数学模型时进行了如下简化和假设:

(1) 由于缺少发动机预压系统数据和特性参数, 以及预压系统对发动机起动过程主要参数的影响不大, 在计算过程中未考虑预压子系统, 将主泵入口参数作为发动机入口参数。

(2) 忽略从开始发出起动指令到泵前管路充填完毕之间管路中气体预冷、充填、水击、瞬态两相流传热等过程计算。

(3) 假设在发动机起动前氧化剂已充填至氧化剂主阀, 并已充分预冷; 燃料经抽真空与排放已充填至燃料主阀及燃气发生器点火导管前。

(4) 忽略了换热器温降变化对整个系统参数的影响。

2.2 管路模型

数学模拟实践证明, 对于大部分低频动力学问题, 可以将管路看作是带集中参数的系统, 可以用简单的关系式表达, 并具有足够高的精度。对于液体管路可以给出下面的质量流量微分方程:

$$\lambda \frac{dm}{dt} = p_i - p_e - \xi \frac{m^2}{\rho} \quad (1)$$

式中, p_i 为管路入口压力; p_e 为管路出口压力; ξ 为管路流阻系数; λ 为惯性损失系数 ($\lambda = \frac{L}{A}$, L 和 A 分别为管路长度和截面积)。

2.3 热力组件模型

热力组件是指包括燃烧室、燃气发生器及燃气导管在内的所有气路。热力组件的工作过程如图 3 所示。液相的燃料和氧化剂组元与燃气进入热力组件, 一部分液态推进剂转化为气态与燃气燃烧形成燃烧产物, 另一部分以液相的形式随燃气排出热力组件。在推导液体火箭发动机热力组件方程时, 一般不考虑波动过程和燃烧的不均匀性。

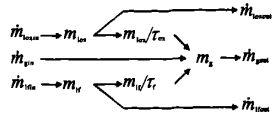


图 3 热力组件气腔中流动过程示意图

Fig.3 Flowing process in gas chamber of thermodynamic components

描述热力组件工作过程的模型如下^[3]:

(1) 液体氧化剂、液体燃料及燃烧产物的质量累积

$$\frac{dm_{lox}}{dt} = \dot{m}_{loxin} - \frac{m_{lox}}{\tau_{ox}} - \dot{m}_{loxout} \quad (2)$$

$$\frac{dm_{lf}}{dt} = \dot{m}_{lf in} - \frac{m_{lf}}{\tau_f} - \dot{m}_{lf out} \quad (3)$$

$$\frac{dm_g}{dt} = \dot{m}_{gin} + \frac{m_{lox}}{\tau_{ox}} + \frac{m_{lf}}{\tau_f} - \dot{m}_{gout} \quad (4)$$

式中, m_{lox} , m_{lf} , m_g 分别为热力组件存积的氧化剂、燃料和燃气的质量; \dot{m}_{loxin} , $\dot{m}_{lf in}$, \dot{m}_{gin} 分别为流入热力组件的氧化剂、燃料和燃气的质量流量; τ_{ox} 、 τ_f 分别为液体氧化剂和燃料的转化时间; \dot{m}_{loxout} 、 $\dot{m}_{lf out}$ 分别为气体带走的液体氧化剂和燃料的质量流量, 它取决于推进剂的燃烧完全程度。

(2) 推进剂组元比

$$\frac{dK_m}{dt} = \frac{1+K_m}{m_g} \left[\frac{K_{in}}{K_{in}+1} \dot{m}_{gin} + \frac{m_{lox}}{\tau_{ox}} - K_m \left(\frac{1}{K_{in}+1} \dot{m}_{gin} + \frac{m_{lf}}{\tau_f} \right) \right] \quad (5)$$

式中, K_{in} 为进入燃烧室 (预燃室、燃气导管等) 的气体中的推进剂组元比。

(3) 气腔中燃烧产物的做功能力 RT_i

$$\tau_{stay} \frac{dRT_i}{dt} = RT(K_m, p_i) - RT_i - \alpha \Delta RT \quad (6)$$

式中, $RT(K_m, p_i)$ 取决于 K_m 和压力 p_i 的燃烧产物的做功能力。在本文中燃气发生器和燃烧室的燃气热值 RT_i 被认为只和混合比有关, 根据标准的热力计算程序计算了一定混合比范围内的 RT 值, 以指数函数为基底进行了最小二乘法拟合:

$$RT_i = c_0 + c_1 r_i + c_2 r_i^2 + c_3 r_i^3 + c_4 \frac{1}{r_i} + c_5 \frac{1}{r_i^2} \quad (7)$$

(4) 气体在燃烧室(预燃室、燃气导管等)中的停留时间 τ_{stay}

$$\tau_{\text{stay}} = m_g / \dot{m}_g \quad (8)$$

(5) 流出燃烧室(预燃室、燃气导管等)的燃气流量

$$\dot{m}_{\text{gout}} = \mu A \Gamma(k) \frac{p_i}{\sqrt{RT}} q(\lambda) \quad (9)$$

式中, μA 为考虑流场压缩性时, 容腔出口的流通截面积。

(6) 气腔中压强

$$\frac{dp_i}{dt} = \frac{RT_i}{V_g} \frac{dm_g}{dt} + \frac{p_i}{RT_i} \frac{d(RT_i)}{dt} - \frac{p_i}{V_g} \frac{dV_g}{dt} \quad (10)$$

式中, $V_g = V^* - \frac{m_{\text{lox}}}{\rho_{\text{lox}}} - \frac{m_{\text{lf}}}{\rho_{\text{lf}}}$ 为燃烧室(预燃室、燃气

导管等)中的气体容积; V^* 为燃烧室(预燃室、燃气导管等)的总容积。

(7) 气体容积变化

$$\frac{dV_g}{dt} = -\frac{1}{\rho_{\text{lox}}} \frac{dm_{\text{lox}}}{dt} - \frac{1}{\rho_{\text{lf}}} \frac{dm_{\text{lf}}}{dt} \quad (11)$$

2.4 涡轮泵组件模型

涡轮泵是液体火箭发动机的重要组件之一, 起动过程包括了泵从起转、加速、最终达到平衡转速等较为复杂的阶段。在起动开始阶段泵的静态特性方程不适用于较低的转速, 应该根据试验数据对泵的效率特性和扬程特性曲线进行外推。在起动过程中, 低温推进剂在泵入口和出口的密度会随着泵扬程的增加而发生很大变化, 且推进剂组元经过泵的做功后温度将会有所上升。为了计入上述影响, 在计算效率时, 设额定工况下泵的平均密度为 $\bar{\rho}_0$, 过渡工况下泵的平均密度为 $\bar{\rho}_\alpha$, 则有:

$$\eta_p = \left(a \left(\frac{\dot{m}}{n} \right)^2 + b \left(\frac{\dot{m}}{n} \right) \right) \frac{\bar{\rho}_0}{\bar{\rho}_\alpha} \quad (12)$$

为了进一步提高其计算精度, 需要考虑在流量相似, 转速不同情况下, 泵的效率改变, 即泵的总效率随着角速度的降低而减小。这种效率分层特性是由泵的机械效率随角速度变化的结果。本文采用如下的方法计算与低转速对应的效率:

$$\eta_m = \frac{\eta_p}{\eta_p - (1 - \eta_p) \left(\frac{n_d}{n} \right)^{0.17}} \quad (13)$$

本文采用了文献[4,5]的 Suter 泵全特性表达式来描述泵在所有工况下的状态。具体做法是建立关于无量纲扬程 h 和无量纲扭矩 β 的表达式:

$$h = \frac{\frac{\Delta p}{\Delta p_d}}{\left(\frac{\Delta Q}{\Delta Q_d} \right)^2 + \left(\frac{n}{n_d} \right)^2}$$

$$\beta = \frac{\frac{T}{T_d}}{\left(\frac{\Delta Q}{\Delta Q_d} \right)^2 + \left(\frac{n}{n_d} \right)^2}$$

$$\theta = \arctan \left(\frac{n/n_d}{Q/Q_d} \right) \quad (14)$$

并定义一个自变量 θ , 选取稳定工况附近的若干点, 算出相应的 h , β 和 θ , 就可拟合出 h 和 β 关于 θ 的多项式形式的拟合式。本文采用了5次多项式进行拟合。拟合式的形式为:

$$h = c_0 + c_1 \theta + c_2 \theta^2 + c_3 \theta^3 + c_4 \theta^4 + c_5 \theta^5 \quad (15)$$

$$\beta = b_0 + b_1 \theta + b_2 \theta^2 + b_3 \theta^3 + b_4 \theta^4 + b_5 \theta^5 \quad (16)$$

2.5 涡轮泵转子动力学模型

涡轮泵的转速根据转子的动量矩守恒方程求出。设涡轮泵转子的转动惯量为 J , 各个泵所消耗的功率为 P_p , 考虑泵叶轮中流体质量转动和平动惯性力产生的力矩, 则涡轮泵动量矩方程的简化形式为

$$\left(\frac{\pi}{30} \right)^2 J n \frac{dn}{dt} = P_\tau - \sum P_p \quad (17)$$

式中, n 为主涡轮的转速; P_τ 为主涡轮功率。

3 仿真结果及分析

根据上述起动过程的数学模型, 采用了成熟的数值方法编程对模型进行求解。以主泵入口参数作为发动机入口参数, 以燃气发生器氧化剂主阀打开时间为仿真起始的零时刻, 对液氧/煤油发动机起动过程进行了初步仿真, 计算得到了发动机性能参数随时间的变化曲线。以下简要分析部

分干扰因素对发动机起动过程的影响。

3.1 发动机入口压力对起动过程的影响

液氧/煤油发动机的燃气发生器在高压富氧条件下起动工作, 工作条件比较恶劣, 在不考虑预压泵时, 入口压力值要求较高。在发动机燃料泵入口压力不变的情况下, 取发生器燃料阀 0.2s 打开, 燃烧室燃料主阀 0.5s 打开; 氧主泵入口压力分别取 0.5MPa、1.0MPa、1.5MPa, 通过仿真计算得到发动机燃烧室压力、涡轮泵转速随时间变化的曲线, 如图 4、5 所示。

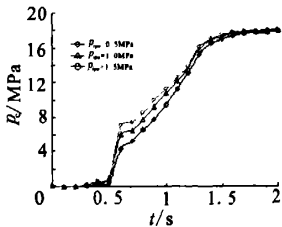


图 4 燃烧室压力变化曲线
Fig.4 Pressure variations in the combustion chamber

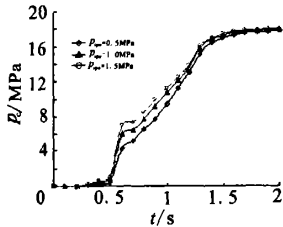


图 5 涡轮泵转速变化曲线
Fig.5 Speed variation curve of the turbopump

发动机氧泵入口压力的变化对起动过程有较大影响, 这是由于氧化剂供应系统的流量全部引入了燃气发生器, 发动机氧泵入口压力的变化直接影响进入发生器的氧化流量变化, 从而影响主涡轮的做功能力变化。由图可以看出, 降低发动机氧泵入口压力会使主涡轮转速的上升过程有所延迟, 发动机燃烧室压力等其它参数的上升过程也因此有所延迟, 但发动机氧泵入口压力过高则会使主涡轮泵转速和燃烧室压力等其它参数变化出现“凸峰”现象, 这主要是由于主涡轮泵转速上升过快, 使得充填推力室身部之后进入主燃烧室的燃料流量较大, 燃烧室压力上升过快, 从而

使涡轮压比在短时内有较快的降低。

3.2 起动流量对起动过程的影响

为了控制发生器的点火温度, 使发动机起动柔和, 在发生器点火时首先控制流量调节器的流量为小流量, 即起动流量, 保证发生器压力上升平稳; 当主涡轮转速达到一定值时调节器转级, 使发生器的燃料流量向额定流量过渡。如果起动流量过小, 则发动机工况爬升缓慢, 在起动中易出现起动能量不足现象, 导致起动失败; 起动流量过大, 会导致发生器温度峰过高或出现氧化剂的断流或倒流^[6]。

在其他条件不变的情况下, 分别取起动流量为额定流量的 15%、20%、26%, 计算结果如图 6、图 7 所示。

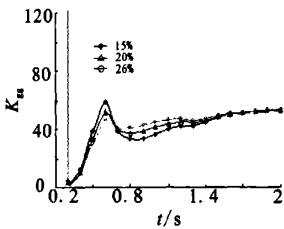


图 6 起动流量对燃气发生器混合比的影响
Fig.6 Influence of variable flow rate on mixture ratio of the gas generator

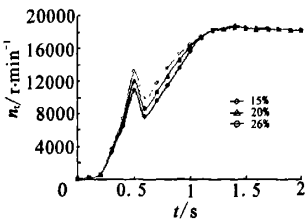


图 7 起动流量对涡轮转速的影响
Fig.7 Influence of variable flow rate on turbine speed

由图可以看出, 当起动流量减少时, 发生器点火时的混合比有所增大, 涡轮转速增长速率减小。这是因为起动流量减少, 发生器的点火温度峰降低, 发生器压力减小, 导致涡轮压比降低, 所以涡轮转速爬升速率也趋于缓慢。起动流量过高, 则会导致涡轮转速增长过快。

3.3 氧主阀与发生器燃料阀打开时差对起动过程的影响

起动过程中先打开氧主阀,再打开燃气发生器燃料阀,两阀的打开时差直接影响发生器的点火温度。以燃气发生器氧化剂主阀打开时间为起始时间,燃气发生器燃料阀打开时间分别取0.2s、0.25s、0.3s,对应的发动机燃烧室压力、涡轮转速等参数的变化曲线如图8、图9所示。

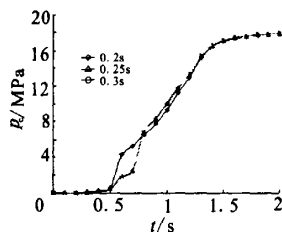


图8 燃烧室压力变化曲线

Fig.8 Pressure variations in the combustion chamber

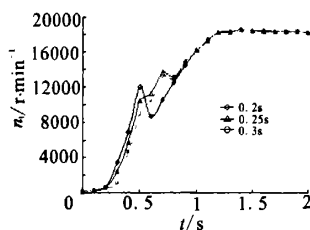


图9 主涡轮转速变化曲线

Fig.9 Speed variation curve of the main turbopump

由图可知,推迟燃气发生器燃料阀打开时间会使燃烧室压力、涡轮转速等参数的上升曲线有所延迟,这是由于延迟发生器点火时间所致。由图可以看出,发生器燃料阀打开时间由0.2s推迟到0.3s时,发动机参数的上升并没有相应地延迟0.1s,而只有较小的延迟。这主要是因为发生器点火之前,氧化剂的进入可将涡轮泵转速驱动到较高的转速。从图上可以看出,过早地打开燃气

发生器燃料阀,可以加速发动机的起动过程,但会使涡轮泵转速等出现“凸峰”与波动。

4 结论

通过比较仿真曲线与试车曲线,可发现计算结果基本符合实际发动机起动过程参数的变化规律,初步验证了本文所建立的仿真模型以及所采用的仿真方法的正确性。仿真结果表明:

- (1) 通过对发动机氧化剂入口压力、起动流量、起动速率以及阀门开启时间的控制,可以对发动机起动过程实施有效控制;
- (2) 较高的入口压力有利于发动机的起动;
- (3) 通过控制起动流量和起动速率可以有效将发生器混合比控制在合理范围内,流量调节器转级时间应早于推力室建压时间;
- (4) 推力室压力上升速率应充分控制。

参考文献:

- [1] 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,(1):83-86.
- [2] 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.
- [3] 杨永强,刘站国,徐浩海.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):11-15.
- [4] Binder M P. A Transient Model of the RL10A-3-3A Rocket Engine[R]. AIAA-95-2966.
- [5] 尘军.液氢液氧高压补燃发动机系统和瞬变特性研究[D].中国航天科技集团公司第十一研究所,2002.
- [6] 刘红军.补燃循环发动机静态特性与动态响应特性研究[D].西安:航天工业总公司第十一研究所,1998.
- [7] 魏鹏飞,吴建军,陈启智.液体火箭发动机起动过程减损控制研究[J].火箭推进,2006 32(1):7-13.

(编辑:王建喜)