

补燃循环上面级发动机初始驱动参数选取

史子鹏¹, 杨永强¹, 吕顺进¹, 刘站国²

(1. 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100;

2. 航天推进技术研究院, 陕西 西安 710100)

摘 要: 某补燃循环上面级发动机是我国首台采用起旋氧预压涡轮泵起动方式的液体火箭发动机, 其在起动初始阶段的能量匹配过程与现有型号存在较大差异。为使其获得良好的起动性能, 需要对该发动机的初始驱动参数进行设计与分析。根据系统特点建立补燃循环上面级发动机起动过程的数学模型, 基于 MWorks 软件, 通过数值仿真手段设计初始的起动参数。最后按照设计的参数, 对二级泵后煤油的接力能力进行评估。结果表明: 预压涡轮氮气驱动流量应选为 17.5 g/s, 点火剂供应路节流圈流阻系数应选为 $7.95 \times 10^{12} \text{ m}^{-4}$; 设计的起动参数能够使二级泵后煤油正常接力, 且余量充足。

关键词: 补燃循环; 上面级发动机; 启动; 参数选取; MWorks 仿真

中图分类号: V434.2 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2021)03-0035-08

Selection of initial driving parameters for upper stage engine with staged combustion cycle

SHI Zipeng¹, YANG Yongqiang¹, LYU Sunjin¹, LIU Zhanguo²

(1. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China;

2. Academy of Aerospace Propulsion Technology, Xi'an 710100, China)

Abstract: An upper stage engine with staged combustion cycle is the first liquid rocket engine in China that adopts the pre-booster turbopump start-up method, and its energy match process during the initial stage of start-up is different from the existing models. In order to obtain excellent start-up performance, it is necessary to design and analyze the initial driving parameters. The mathematical model of the engine start-up was developed according to the system characteristics, and the initial driving parameters were designed by the numerical simulation of MWorks software. Finally, the relay capacity of the kerosene after the secondary fuel pump was evaluated according to the designed parameters. The results show that the driving flow rate of pre-booster turbine should be selected as 17.5 g/s, and the flow resistance coefficient should be selected as $7.95 \times 10^{12} \text{ m}^{-4}$ for the throttle ring of igniter supply circuit. The designed driving parameters can make the kerosene normal relay after the two-stage pump, and its margin is sufficient.

Keywords: staged combustion cycle; upper stage engine; start-up; parameter selection; MWorks simulation

收稿日期: 2020-11-12; 修回日期: 2020-12-07

基金项目: 国家自然科学基金(51775412)

作者简介: 史子鹏(1996—), 男, 硕士, 研究领域为液体火箭发动机系统仿真。

0 引言

启动过程的研究是发动机研制过程中的重要一环,发动机稳态阶段的工作状态与启动段强烈的瞬变过程存在密切联系^[1],优良的启动性能应使发动机各工况参数爬升平稳,且用时尽可能短。某补燃循环发动机是我国首台采用起旋氧化剂预压涡轮泵启动方式的高性能上面级动力系统^[2],在启动方式上与现有型号存在较大差异^[3]。为了使补燃循环上面级发动机达到良好的启动性能,需要对该发动机的启动时序及启动参数进行设计与分析。

国外在上级发动机动态过程的数学模型^[4-6]以及相关仿真软件的开发^[7-8]方面做了大量工作,利用仿真计算结果对提高发动机方案可行性、试车过程安全性、失败定位精确性等提供支持。国内学者对上级发动机启动阶段的工作特性进行了一定研究^[9-11],已经能够指导工程实践。在启动参数选取方面,我国目前已经在预压涡轮泵驱动流量、调节器启动流量、发生器两阀打开时差、推力室燃料主阀打开时刻等参数的选择方面积累了大量经验,范围涉及液氧煤油^[12-15]和氢氧发动机^[16-17]等领域。但对于本文所研究的补燃循环上面级发动机,国内外对其启动过程的研究成果较少。

本文针对补燃循环上面级发动机系统特点,建立描述其启动过程的数学模型^[18],基于 MWorks 仿真平台^[19],重点对发生器点火前后的驱动参数进行设计与分析,给出参数的选取原则及限制条件,最后对设计的参数进行评估,为发动机的研制提供参考。

1 补燃循环上面级发动机的工作原理

图 1 为补燃循环上面级发动机系统简图。在发动机的启动初期,高压氢气首先驱动氧化剂预压涡轮泵起旋并输出扬程,待预压泵后压力达到一定之后,依次打开发生器的氧化剂和燃料阀,发生器点火产生富氧燃气驱动主涡轮泵起旋。发生器的初始燃料供应依靠恒压挤压启动箱中的点火剂获得,当主涡轮泵达到一定转速后,二级泵后的煤油通过发生器燃料路单向阀与点火剂一同进入发生器,随着工况的爬升,点火剂供应路单向阀关闭,由二级泵后的煤油单独供应发生器。

补燃循环上面级发动机启动初期的特点在于:1) 氧预压涡轮泵在氢气驱动下输出扬程,氢气流量对氧系统能量水平存在较大影响;2) 发生器的初始燃料供应依靠挤压启动箱,初期的燃料流量呈逐渐衰减的趋势;3) 二级泵后的煤油和启动箱中的点火剂存在接力过程;4) 系统上无流量调节器。

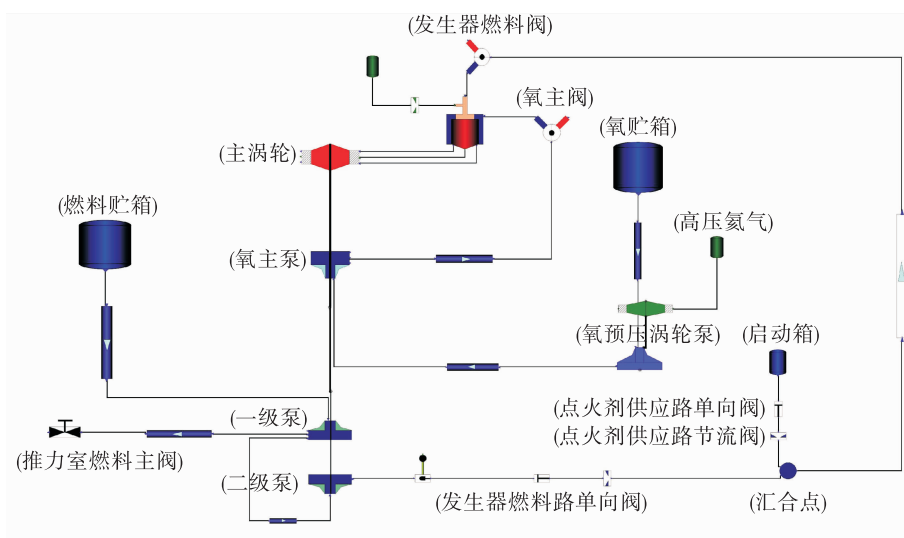


图 1 补燃循环上面级发动机系统简图

Fig. 1 System schematic of upper stage engine with staged combustion cycle

2 发动机启动过程数学模型

2.1 管路模型

使用集中参数法描述管路动态过程,考虑流体的惯性、黏性和压缩性。

$$\frac{l}{A} \frac{dq_m}{dt} = p_1 - p_2 - \frac{\xi}{\rho} q_m |q_m| \quad (1)$$

$$\frac{V}{a^2} \frac{dp_2}{dt} = q_m - q_{me} \quad (2)$$

式中: ξ 为管路的流阻系数; p_1 、 p_2 分别为管路的入口和出口压力; q_m 为该段管路中的流量; a 为工质流体中的声速; l 、 A 、 V 为管路的长度、截面积、体积。

2.2 涡轮泵动力学模型

目前在系统仿真中,对涡轮基本采用稳态的关系式,在低频范围内,稳态模型仍然有较好的精度^[1]。

气涡轮能够输出的功率

$$P_t = \eta_t q_{mt} \Delta h \quad (3)$$

气体经过涡轮的焓变

$$\Delta h = c_p \Delta T = \frac{k}{k-1} R_u T_{it} \left[1 - \left(\frac{p_{it}}{p_{et}} \right)^{\frac{k}{k-1}} \right] \quad (4)$$

式中: η_t 为涡轮效率; p_{it} 、 p_{et} 为涡轮进出口压力; k 为气体绝热指数。

考虑自流阻特性的离心泵的扬程

$$\Delta p = an^2 \rho + bnq_m - cq_m^2 / (\rho + d \frac{dn}{dt} - e \frac{dq_m}{dt} - r \frac{\xi}{\rho} q_m^2) \quad (5)$$

涡轮泵功率平衡

$$J \frac{d\omega}{dt} = J \frac{2\pi}{60} \frac{dn}{dt} = M_t - \sum M_p \quad (6)$$

式中: J 为考虑了泵内流体后的涡轮泵转动惯量; M_t 为涡轮的扭矩; $\sum M_p$ 为同一根轴上泵的扭矩之和。

描述预压涡轮排放路两相流动压降的马尔基涅利公式^[1]

$$\Delta p_{gl} = (\Delta p_g^{\frac{1}{2.7}} + \Delta p_l^{\frac{1}{2.7}})^{2.7} \quad (7)$$

式中: Δp_{gl} 为气液混合压降; Δp_g 为气相单独流过压降; Δp_l 为液相单独流过压降。

2.3 热力组件模型

建立热力组件模型时忽略了燃烧的不均匀性,且不考虑波动过程。则其内部参数变化可由下式描述。

燃气热值

$$\tau_g \frac{dRT}{dt} = RT(k_g) - a\Delta RT - RT \quad (8)$$

燃气组元比

$$\frac{dk_g}{dt} = \frac{k_g + 1}{m_g} \left[\frac{m_{lo}}{\tau_o} + \frac{k_i}{k_i + 1} q_{mgi} - k_g \left(\frac{m_{lf}}{\tau_f} + \frac{1}{k_i + 1} q_{mgi} \right) \right] \quad (9)$$

热力组件内压力

$$\frac{dp}{dt} = \frac{1}{V - \frac{m_{lo}}{\rho_{lo}} - \frac{m_{lf}}{\rho_{lf}}} \left[RT \frac{dm_g}{dt} + m_g \frac{dRT}{dt} - p \left(\frac{1}{\rho_{lo}} \frac{dm_{lo}}{dt} + \frac{1}{\rho_{lf}} \frac{dm_{lf}}{dt} \right) \right] \quad (10)$$

式中: τ_g 、 τ_o 、 τ_f 分别为燃气停留时间,氧化剂和燃料的组元转化时间; m_g 、 m_{lo} 、 m_{lf} 分别为组件内积存的燃气、氧化剂和燃料质量; ΔRT 为经过主涡轮的燃气热值变化; q_{mgi} 、 k_i 为流入热力组件的燃气流量及其组元比。

3 启动参数设计

在 MWorks 仿真平台搭建系统级仿真计算模型,结合发生器热试试验数据,确认了描述发生器点火过程的仿真计算模型的有效性,如图2所示。可以看出仿真值与实测值在稳态值与动态变化过程上符合良好,认为建立的模型能够反映发生器真实的工作状态。

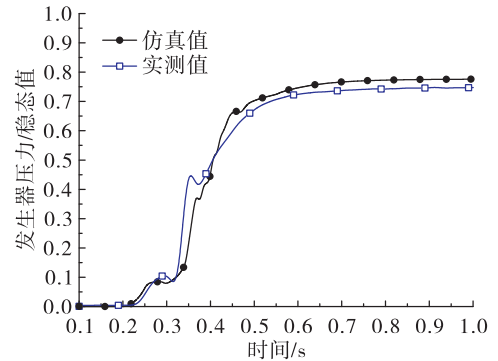


图2 发生器热试仿真与实测结果对比

Fig. 2 Comparison of experimental data and numerical results for gas generator

补燃循环上面级发动机的启动时序如图3所示。发动机的初始驱动参数即为发生器的氧化剂

和燃料供应量。对于氧系统,氦气是唯一外能源,预压涡轮驱动流量决定了氧化剂供应系统的能量水平;对于燃料系统,进入发生器的燃料流量取决于点火剂供应路节流圈的流阻大小。因此,初始驱动参数的设计,可归结为选取合适的预压涡轮氦气驱动流量与点火剂供应路节流圈流阻系数。

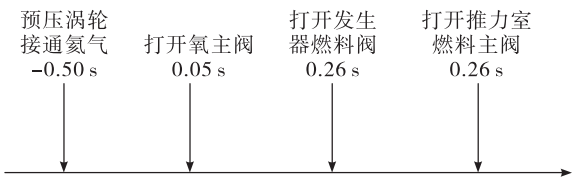


图 3 补燃循环上面级发动机启动时序
Fig. 3 Start-up sequence of upper stage engine with staged combustion cycle

3.1 预压涡轮氦气驱动流量选取

不同驱动流量对应的参数变化曲线如图 4 所示。在预压涡轮接通氦气后,预压泵转速及出口压力开始爬升并逐渐达到稳定,在氧主阀打开后,液氧进入到发生器并开始建压,氧流量有所减少,预压泵消耗功率减小,工况提升。驱动流量提高时,预压涡轮泵的出口压力增大,氧化剂供应系统能量水平增强。

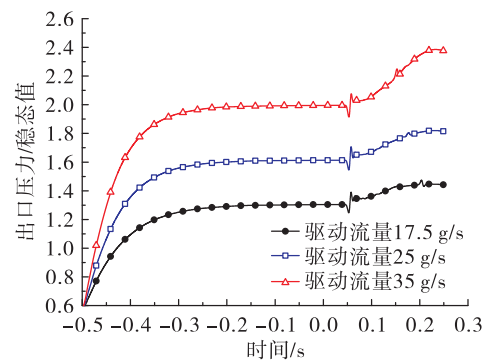


图 4 预压泵出口压力
Fig. 4 Outlet pressure of pre-booster pump

氦气驱动流量的选取上限主要受涡轮泵结构特性影响。预压涡轮泵之间采用了迷宫式密封,启动段,一部分泵内流体在泵后压力的驱动下,经密封结构向涡轮出口泄漏,预压涡轮的氦气排放管路处于气液两相流动状态。一旦密封后端压力高于前端压力,则排放路的气液两相流体将通过密封反向窜入泵的入口,使泵处于夹气工况,扬程迅速降

低。在密封前后压力相等的工况点,根据马尔基涅利公式及结构的流阻特性,计算得到不同氦气流量下泵的出口压力上限如表 1 所示,图 4 中 17.5 g/s 以上的驱动流量对应的预压泵出口压力均超过其上限。因此认为驱动流量不宜高于 17.5 g/s。

表 1 预压泵出口压力限制
Tab. 1 Outlet pressure limit of pre-booster pump

氦气驱动流量/ (g · s ⁻¹)	气体单独 流过压降 /MPa	液体单独 流过压降 上限/MPa	液体泄漏 量上限/ (g · s ⁻¹)	泵出口压 力上限
17.5	0.073	0.027 0	44	1.65/稳态值
25.0	0.125	0.010 0	27	0.98/稳态值
35.0	0.200	0.001 5	10	0.63/稳态值

驱动流量的下限主要在发生器的点火温度峰,如图 5 所示。在发生器燃料阀打开后,发生器迅速点火建压,较小的驱动流量对应的氧系统能量水平低,预压泵后压力不足以抵抗发生器的压力上升,使氧流量大幅减少甚至断流,发生器组元比降低,温度升高,对涡轮叶片造成结构破坏。

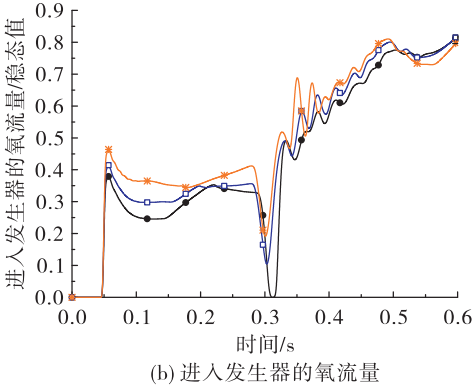
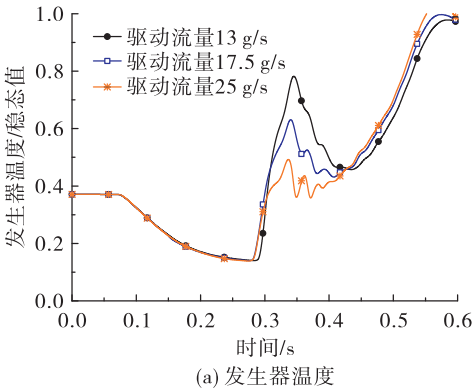


图 5 预压涡轮驱动流量对启动过程的影响
Fig. 5 Effect of driving flow rate on start-up process for pre-booster turbine

综合比较后认为 17.5 g/s 的驱动流量较为合适,能够保证不出现氦气反串与过高的温度峰。驱动流量确定后,发生器燃料阀打开时的氧流量即可唯一确定,仿真计算该值为额定氧流量的 35%。从表 2 可以看出^[1,20],氧系统能量水平越大的发动机氧初始流量越大,补燃循环上面级发动机氧系统能量介于自身启动与强迫启动之间,故 35% 的比例属于合理范围。

表 2 其他型号发动机氧初始流量

Tab. 2 Initial oxygen mass flow rate of other engines

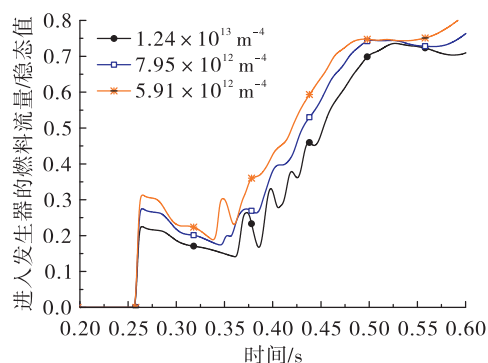
发动机	启动初期氧流量 占额定流量比例/%	启动方式
RD-180	8.4 ~ 12.6	自身启动
RD-120	17.3 ~ 21.6	自身启动
1 200 kN	15.1 ~ 22.6	自身启动
180 kN	56 ~ 67	强迫启动

3.2 点火剂供应路节流圈流阻系数选取

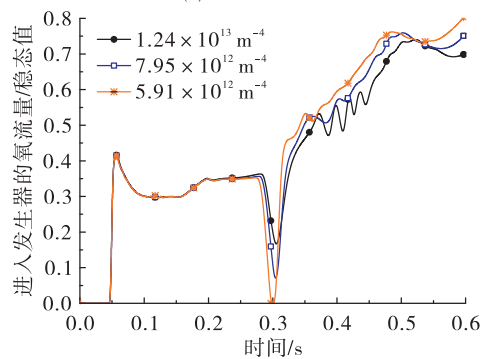
在初始氧流量确定之后,发生器的点火特性由进入发生器的燃料流量决定,而燃料流量主要受点火剂供应路节流圈的流阻影响。点火剂供应路节流圈的流阻系数 ξ 取不同值时对应的参数变化如图 6 所示。

在 0.35 s 之前,发生器的燃料供应主要依靠启动箱挤压,由于发生器压力的升高导致压差减小,因此燃料流量呈下降趋势,随着工况的提高,发生器燃料路单向阀被打开,发生器燃料转为由二级泵后煤油单独供应,各主要参数开始显著提高,并在推力室点火后爬升至相同的稳态值。点火剂供应路节流圈流阻减小时,发生器的点火冲击增大,进入发生器的氧流量凹坑加深。在流阻系数为 $5.91 \times 10^{12} \text{ m}^{-4}$ 时,进入发生器的氧流量出现了短暂断流,此时燃气可能会窜入头腔内部造成结构破坏,且由于氧流量的急剧减少,发生器组元比迅速降低,出现较高的点火温度峰。随着该流阻的增大,冲击逐渐减小,氧化剂断流问题得到改善,各工况参数的爬升速度有所减缓,但在另一方面会带来启动能量不足的问题:发生器点火后,燃气温度低,液态推进剂不能完全燃烧,经涡轮的气相流量也相应降低,因此燃气对主涡轮的作功能力较差,发生器工况爬升缓慢,在推力室燃料主阀打开后,系统剩余功率

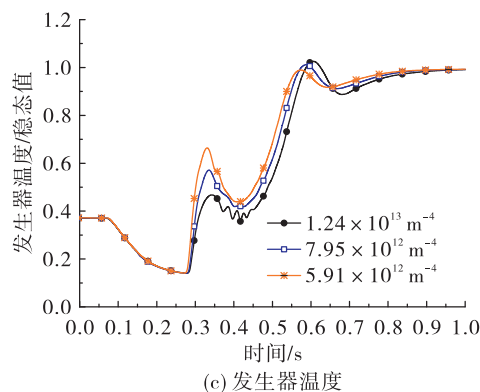
严重下降,容易使系统参数出现较大的波动。



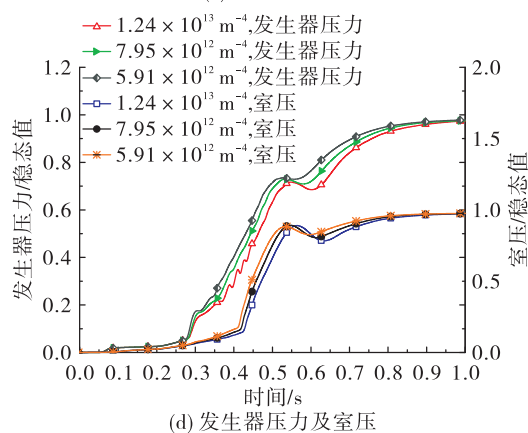
(a) 发生器燃料流量



(b) 发生器氧流量



(c) 发生器温度



(d) 发生器压力及室压

图 6 点火剂供应路节流圈流阻系数对启动过程的影响

Fig. 6 Effect of flow resistance coefficient on start-up process for throttle ring of igniter supply circuit

综合来看,点火剂供应路节流圈流阻系数取 $7.95 \times 10^{12} \text{ m}^{-4}$ 较为合适,一方面能够避免产生较大的点火冲击,确保氧化剂的持续供应与结构可靠,另一方面也能使发生器点火温度维持在适中水平,从而保证发生器点火后燃气对主涡轮具有较强的作功能力。发生器点火过程中燃气组元比的变化如图7所示,点火过程中基本维持在0.7~1.3倍额定组元比附近,与表3中其他型号基本一致,说明选择的点火剂供应路节流圈流阻符合目前的实践经验。

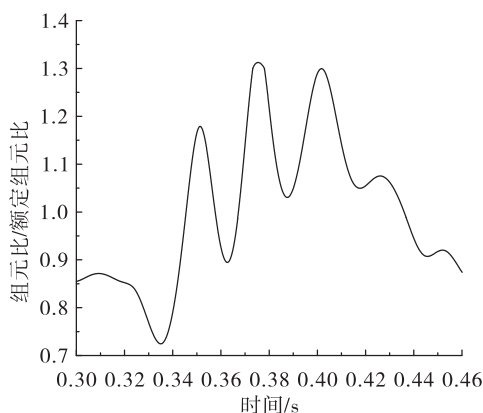


图7 点火过程中发生器的组元比变化

Fig. 7 Mixture ratio change of generator during ignition

表3 其他型号发动机发生器点火组元比

Tab. 3 Ignition mixture ratio of other engine's generator

发动机	发生器点火过程组元比/额定组元比/%	循环方式
RD-180	78.3 ~ 117.4	补燃
RD-120	92.8 ~ 116.1	补燃
1 200 kN	70.2 ~ 105.3	补燃

4 二级泵后煤油接力评估

4.1 二级泵后煤油的接力情况

在前文制定的启动参数条件下,若不开推力室燃料主阀,则二级泵后煤油的接力情况如图8~图9所示。

在二级泵接力之前,发生器燃料路单向阀两端压差主要受二级泵后压力与汇合点压力影响,在

0.26 s 发生器燃料阀打开时,由于流量增加,汇合点压力出现凹坑,发生器燃料路单向阀由于背压降低,两端压差向0点移动。

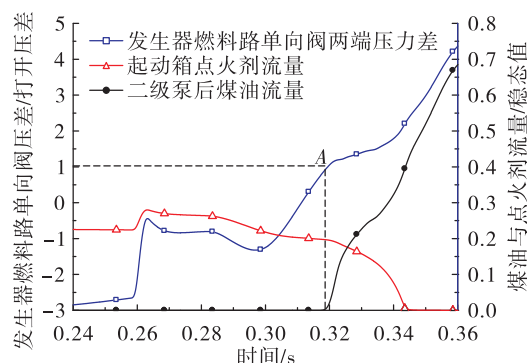


图8 启动箱点火剂流量与二级泵后煤油流量

Fig. 8 Igniter flow rate of start-tank and kerosene flow rate of secondary fuel pump exit

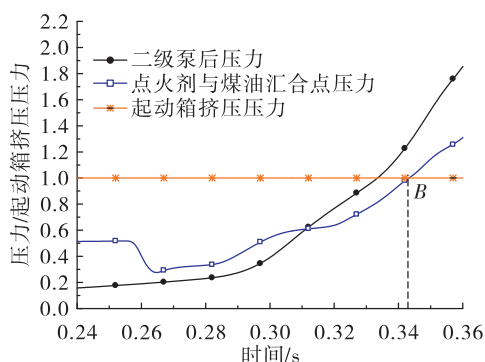


图9 二级泵后、汇合点、启动箱压力对比

Fig. 9 Pressure comparison of secondary fuel pump exit, converge point and start-tank

当发生器燃料路单向阀两端压力差大于其打开压差后,阀门开启,二级泵后煤油流量开始增加,如图8中的A点。之后的一段时间,二级泵后煤油与点火剂一同供应发生器。当汇合点压力高于启动箱的挤压压力后,如图9中的B点,点火剂供应路单向阀关闭,发生器燃料路单向阀维持打开,发生器的燃料由二级泵后煤油单独供应。从图中可以看出,二级泵接力点A对应的时刻为0.318 s,接力点二级泵后压力为启动箱挤压压力的76%。

4.2 接力的裕度

二级泵后煤油能否接力关系到发动机启动的成败,其影响机理类似于自身启动发动机调节器的转级^[15]。若二级泵后压力不能使发生器燃料路单

向阀打开,则发生器的燃料供应将一直依靠启动箱,系统平衡在启动工况,发生器压力始终低于启动箱的挤压压力,在推力室点火后,系统工况显然无法向主级爬升。

基于前文设计的启动参数,将发生器燃料路单向阀打开压差设置为无限大,令启动箱单独供应发生器,不考虑推力室燃料主阀的打开。由此考察该极限工况下,二级泵后的建压水平,结果如图 10 ~ 图 11。可以看出,二级泵后压力最终稳定在启动箱压力的 150% 左右。前已述及,二级泵后压力达到启动箱压力的 76% 时,发生器燃料路单向阀即可打开,说明在设计启动参数下,二级泵后的煤油必然能够接力,且余量充足。

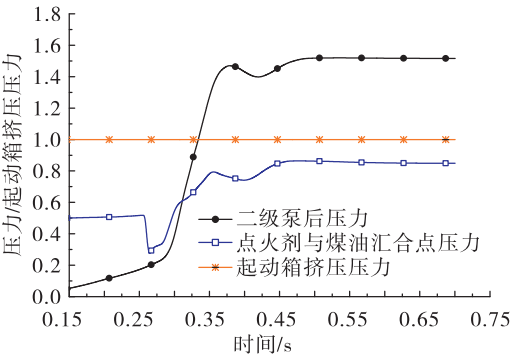


图 10 二级泵后、汇合点、启动箱压力对比
Fig. 10 Pressure comparison of secondary fuel pump exit, converge point and start-tank

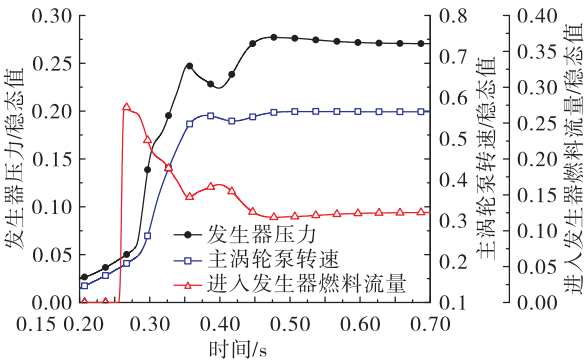


图 11 发生器压力、主涡轮泵转速、进入发生器的燃料流量
Fig. 11 Generator pressure, rotation velocity of main turbopump, fuel mass flow rate entering into generator

4.3 静态计算对比验证

以动态计算得到的发生器参数作为涡轮泵的输入条件,分别对二级泵的接力点、启动箱单独供

应时平衡工况点进行静态计算验证,结果对比如表 4 ~ 表 5 所示。从表中数据可以看出,动态与静态仿真计算的结果较为接近,动态计算的结果具有可信性。

表 4 接力点静态计算与动态计算结果对比
Tab.4 Comparison of dynamic and static calculation at relay point

参数	动态计算结果	静态计算结果
主涡轮功率	0.095/稳态值	0.095/稳态值
主涡轮流量	0.249/稳态值	0.249/稳态值
汇合点压力	0.631/启动箱压力	0.632/启动箱压力
二级泵入口压力	0.569/启动箱压力	0.572/启动箱压力
二级泵出口压力	0.756/启动箱压力	0.759/启动箱压力

表 5 平衡工况点静态计算与动态计算结果对比
Tab.5 Comparison of dynamic and static calculation at balance point

参数	动态计算结果	静态计算结果
主涡轮功率	0.135/稳态值	0.135/稳态值
主涡轮流量	0.674/稳态值	0.674/稳态值
汇合点压力	0.847/启动箱压力	0.848/启动箱压力
二级泵入口压力	1.135/启动箱压力	1.142/启动箱压力
二级泵出口压力	1.519/启动箱压力	1.527/启动箱压力

5 结论

本文通过数值仿真的手段对补燃循环上面级发动机初始驱动参数进行了设计与分析,得到的结论如下:

- 1) 氦气驱动流量过大时,预压涡轮出口压力提高,容易造成预压泵夹气;驱动流量过小时,氧系统能量水平降低,容易导致过高的点火温度峰。
- 2) 点火剂供应路节流圈流阻减小时,会增加发生器的点火冲击,该节流圈流阻增大时,会造成启动能量不足,其流阻系数选为 $7.95 \times 10^{12} \text{ m}^{-4}$ 较为合理。
- 3) 接力点二级泵后压力为启动箱挤压压力的 76% 左右。在启动箱单独供应发生器的条件下,二级泵后压力最终稳定在启动箱挤压压力的 150% 左右,设计参数能够使二级泵后煤油正常接力。

参考文献:

- [1] 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.
- [2] 武晓欣, 李春红, 张森. 姿轨控一体化液氧/煤油上面级发动机初步方案研究[C]//液体及特种推进技术专业组 2015 年学术研讨会论文集. 上海: 中国宇航学会液体火箭推进专业委员会, 2015.
- [3] 马昆, 郭武, 关嵩, 等. 上面级发展现状及趋势分析[J]. 导弹与航天运载技术, 2013(6): 24-28.
- [4] BINDER M. A transient model of the RL10-3-3A rocket engine[R]. AIAA 1995-2968.
- [5] 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.
- [6] DURTESTE S. A transient model of the VINCI cryogenic upper stage rocket engine[C]//43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Cincinnati, OH. Reston, Virginia: AIAA, 2007.
- [7] RUTH E K. Advanced liquid rocket engine transient model [R]. AIAA 1990-2299.
- [8] OGAWARA A, KOGANEZAWA T, WATANABE D. Progress in rocket engine simulations in MHI[R]. ISTS 2011-a-06.
- [9] 蒲光荣, 单磊, 赵晓慧, 等. 泵压式多次起动发动机起动过程仿真研究[J]. 火箭推进, 2019, 45(5): 17-24.
- PUG R, SHAN L, ZHAO X H, et al. Simulation study on start-up processes of a multi-startup turbopump-fed rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2019, 45(5): 17-24.
- [10] 张金容, 汪亮. 液体火箭发动机起动过程的动态仿真计算[J]. 低温工程, 2008(2): 22-27.
- [11] 黄仕启, 刘登丰. 上面级发动机瞬态工作过程的模块化建模仿真与工程应用[J]. 航天推进与动力, 2012(3): 35-39.
- [12] 李程, 杨永强, 徐浩海, 等. 500 t 级液氧煤油补燃发动机起动过程仿真研究[J]. 火箭推进, 2014, 40(6): 1-7.
- LI C, YANG Y Q, XU H H, et al. Numerical simulation of start-up process for 500 t thrust LOX/kerosene staged combustion cycle rocket engine [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2014, 40(6): 1-7.
- [13] 陈宏玉, 刘红军, 陈建华. 补燃循环发动机强迫起动过程[J]. 航空动力学报, 2015, 30(12): 3010-3016.
- [14] 王春民, 张晓光, 高玉闪, 等. 液氧煤油补燃发动机起动过程氧预压泵加速起旋方案研究[J]. 推进技术, 2020, 41(7): 1441-1448.
- [15] 徐浩海, 刘站国. 补燃循环发动机起动过程涡轮功率控制[J]. 火箭推进, 2006, 32(4): 10-14.
- XU H H, LIU Z G. Turbine power control of staged combustion cycle engine during start-up[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2006, 32(4): 10-14.
- [16] 尘军, 王旌. 高压补燃氢氧发动机系统动态仿真[J]. 航天推进与动力, 2008(2): 15-21.
- [17] 王弘亚, 张箭, 郑大勇. 补燃循环氢氧发动机起动过程仿真研究[J]. 航天推进与动力, 2017(1): 34-39.
- [18] 黄敏超, 刘昆, 邢宝玉. 液体火箭发动机动态性能分析[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 2015.
- [19] FRITZSON P. Modelica 语言导论——技术物理系统建模与仿真[M]. 周凡利, 译. 武汉: 华中科技大学出版社, 2020.
- [20] 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.