

小推力泵压式发动机自身起动过程仿真分析

刘 上¹, 王艺杰², 程晓辉², 王鹏武², 张兴军²

(1. 液体火箭发动机技术重点实验室, 陕西 西安 710100; 2. 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 根据二级箭体钝化处理的需要, 小推力泵压式游动发动机需要在低入口压力下实现自身起动, 进入稳态工作。在 MWorks 通用仿真平台的基础上, 建立发动机起动过程系统仿真模型, 通过试车数据验证了仿真模型的合理性。进一步分析了发动机的入口压力条件、主阀流阻以及环境压力对发动机起动过程的影响。结果表明: 发动机能够实现自身起动, 但起动过程较长; 氧化剂的入口压力对发动机自身起动过程影响很大, 氧化剂入口压力降低, 涡轮泵起旋时间延迟明显, 起动品质变差; 降低发动机主阀流阻, 能够使涡轮泵起旋时间提前, 改善起动品质; 环境压力降低使推进剂充填过程加快, 涡轮泵起旋和工况爬升加快, 有利于发动机的自身起动过程。

关键词: 液体火箭发动机; 小推力泵压式发动机; 自身起动; 仿真分析

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2016) 04-0007-07

Simulation of self start-up process for low thrust pump-fed rocket engine

LIU Shang¹, WANG Yijie², CHENG Xiaohui², WANG Pengwu², ZHANG Xingjun²

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Liquid Propulsion Rocket Engine, Xi'an 710100, China; 2. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: According to the need of passivating treatment for the second-stage rocket body, the low thrust pump-fed swinging rocket engine needs to be started up by itself at low inlet pressure. In this paper, the system transient simulation model of engine start-up process is established on the basis of MWorks general simulation platform, and it is validated with the hot test data. The influences of oxidizer inlet pressure, main valve flow resistance and ambient pressure on the engine start-up process are further analyzed. The results indicate that the swinging rocket engine can realize self start-up, but its start-up process is long; the oxidizer inlet pressure has a tremendous influence on self start-up process of the engine, that is, if the oxidizer inlet pressure is reduced, the time of turbo-pump beginning rotation will be delayed obviously and the quality of start-up process will become worse; if the main valve flow resistance is decreased, the beginning time of turbopump rotation will be moved up and the quality of

收稿日期: 2016-02-21; 修回日期: 2016-03-31

基金项目: 国家 863 项目(2013AA7063027)

作者简介: 刘上 (1984—), 男, 博士, 研究领域为液体火箭发动机系统动力学

start-up process will be improved; the deduction of the ambient pressure can accelerate the process of propellant filling, turbopump beginning rotation and the engine pressure rising, which is favorable for the engine self start-up process.

Keywords: liquid rocket engine; low thrust pump-fed engine; self start-up; simulation analysis

0 引言

某型运载火箭发射完成后, 由于二级在轨运行时间较长, 贮箱中残余的推进剂长时间受环境影响, 可能造成箭体爆炸, 形成大量空间碎片。为了对火箭二级进行钝化处理, 经过论证, 可以尝试再次打开小推力泵压式游动发动机的阀门, 使残余推进剂在剩余贮箱压力下进入发动机, 爬升至稳态工况, 产生稳定的推力, 将二级箭体变轨, 尽早进入大气层烧毁。

作为小推力的泵压式火箭发动机, 能否在无火药起动器的情况下, 只依靠贮箱压力爬升至稳态工况, 成为该方案能否实现的关键。发动机二次工作时, 贮箱无增压气体, 且箱压已经大幅降低, 这对泵压式发动机的起动带来较大的困难。为此, 有必要开展发动机自身起动过程的仿真计算以及试车验证。如果起动成功, 该发动机将是我国第一个完全靠箱压实现自身起动的开式循环泵压式火箭发动机。

国内对大推力液氧煤油补燃循环发动机的自身起动过程积累了丰富的工程经验, 在起动过程仿真上也取得了许多有价值的成果^[1-6]。俄罗斯在液体火箭发动机工作数学仿真方面进行了深入研究, Беляев 系统地建立了描述液体火箭发动机瞬变过程的集中参数模型^[7]。欧空局在 VINCI 发动机研制初期进行了大量的瞬态特性仿真研究, 以预估发动机起动和关机过程的瞬态特性以及潜在的失效模式^[8]。日本通过开发液体发动机瞬态特性仿真软件, 分析了 LE-7A 的起动瞬变特性, 并应用到地面试验中^[9]。对于本文中的小推力泵压式发动机, 由于燃气发生器自身起动能量小, 起动速度较慢, 国内外很少采用自身起动方式, 对其开展的研究也较少。

本文在相关文献的基础上, 基于 MWorks 通用仿真平台, 建立发动机起动过程的系统仿真模

型。通过试车数据验证了仿真模型的合理性, 并分析发动机的入口压力、主阀流阻以及环境压力对发动机起动过程的影响, 为后续工程研制提供一定的参考。

1 发动机系统特点及自身起动过程

发动机工作原理如图 1 所示, 主要组件包括: 四台摆动推力室、燃气发生器、氧化剂泵、燃料泵、涡轮、火药起动器、氧化剂主阀、燃料主阀、气蚀管、节流圈、供应管路等。发动机主阀相当于并联的两个电爆阀, 设置在泵后的主路上, 一次工作路为常开, 二次工作路为常闭。作为常规推进剂小推力燃气发生器循环发动机, 自身起动过程与大推力的补燃发动机存在很大的不同。

发动机一次工作结束时氧化剂和燃料主阀一次工作路的电爆管同时通电, 切断推进剂供应, 实现关机。一次工作关机后, 在地面试车中, 采用氮气对主阀后的管路进行吹除, 排空残存的推进剂; 在飞行中, 主阀后推进剂自然蒸发排空。

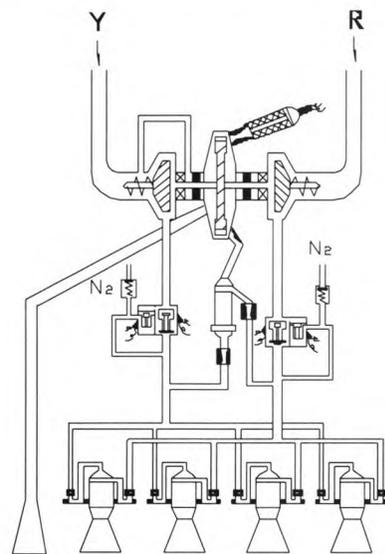


图 1 小推力泵压式发动机简化系统图

Fig. 1 Schematic of low thrust pump-fed rocket engine system

动机二次起动时, 火药起动器内无药柱, 只作为一个空腔。燃料主阀二次工作路电爆管先通电打开, 燃料经过旁通路充填主阀后主系统和副系统腔道。间隔一段时间后, 氧化剂主阀二次工作路电爆管再通电打开, 氧化剂开始充填主阀后腔道。由于推力室采用燃料再生冷却, 燃料充填至推力室头腔的时间长于氧化剂。通过氧化剂主阀二次工作路电爆管通电时序的设置, 使得氧化剂和燃料接近于同时进入燃烧室。但是另一方面, 由于氧化剂副系统的汽蚀管喉径非常小, 氧化剂充填燃气发生器头腔的过程很慢。在保证推力室中氧化剂和燃料接近同时流出推力室喷嘴的条件下, 燃料先于氧化剂流入燃气发生器内, 可以保证燃气发生器一直处于富燃环境工作。

在涡轮泵未起旋的时间内, 推力室和燃气发生器在箱压的挤压下处于低工况工作。当发生器室压和流量达到一定值后, 涡轮发出的功率克服初始阻力, 使得涡轮泵顺利起旋。当泵产生扬程后, 持续增大进入发生器的流量和室压, 增大涡轮功率, 使发动机工况逐步爬升, 最终达到稳态工况。

2 发动机起动过程数学模型

基于 MWorks 仿真平台, 搭建了发动机自身起动过程的通用系统仿真模型, 如图 2 所示。

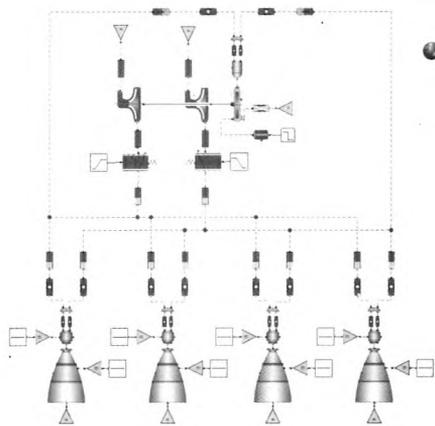


图 2 发动机自身起动过程通用系统仿真模型

Fig. 2 General simulation model for engine self start-up process

模型中包括集中参数的燃烧室模型^[7]、燃气发生器模型、冲击式涡轮模型、离心泵模型和集中流阻模型。对主阀后管路和推力室头腔、燃气发生器头腔建立液体充填模型^[7]。将推力室和燃气发生器的喷嘴简化为相同流阻系数的节流组件, 副系统汽蚀管也简化为相同流阻系数的节流组件。

3 仿真结果与分析

3.1 仿真结果和试车结果对比分析

按照氧化剂入口压力 0.287 MPa, 燃料入口压力 0.283 MPa, 进行了发动机自身起动过程仿真, 将涡轮泵转速和推力室喷前压力与试车结果对比, 如图 3 和图 4 所示。仿真计算和试车结果都表明在较低的入口压力下发动机能够实现自身起动, 只是起动的时间较长。

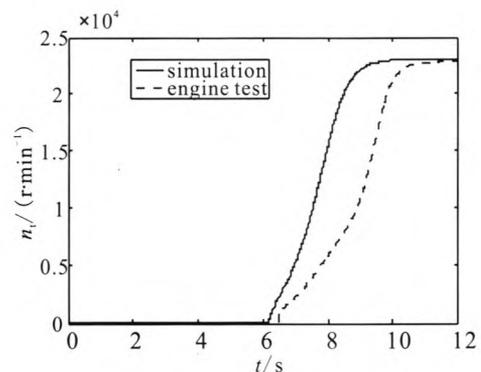


图 3 涡轮泵转速

Fig. 3 Rotation velocity of turbopump

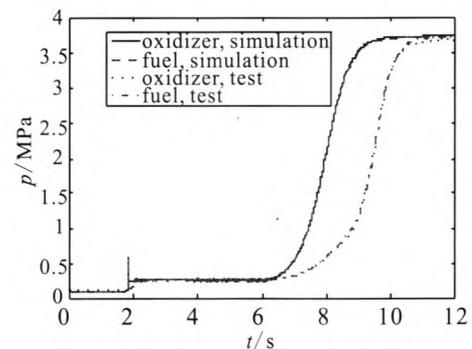


图 4 推力室喷前压力

Fig. 4 Pressure before thrust chamber injector

由图 3 和图 4 可见, 仿真计算中涡轮泵起旋

4 s后转速才达到稳态值，而试车中涡轮泵从起旋至达到稳态值接近5 s。仿真计算和试车结果差异主要在10 000 r/min以下的低工况时段，仿真计算的起动上升速率明显快于试车测量值。分析原因主要是在低工况下，发动机的燃气发生器、涡轮泵的实际效率都明显降低，存在效率分层问题，而仿真计算中涡轮泵的效率采用额定工况附近的水试数据和经验公式，也未考虑低工况导致燃气发生器燃烧效率的降低，从而导致了仿真计算中在低工况下发动机参数的上升速率高于实际试车值。在转速超过10 000 r/min后，两者的上升过程基本一致。

因此，仿真模型中，低工况下涡轮泵、燃气发生器的效率有待进一步修正，其余模型能够合理地反映发动机的自身起动过程。

仿真计算的推力室、燃气发生器室压和推进剂流量如图5~图7所示。图5中推力室建压时间略早于燃气发生器，图6中氧化剂和燃料接近于同时进入推力室，产生小幅的压力峰。图7中燃料比氧化剂先进入发生器，原因是氧化剂副系统汽蚀管喉径小，充填过程很慢。发生器建压后，其室压在2~6 s内长时间维持低压状态，并且存在一定的压力和流量振荡，燃料流量的振荡幅值更为显著，原因是燃料副系统的阻抗小于氧化剂路。

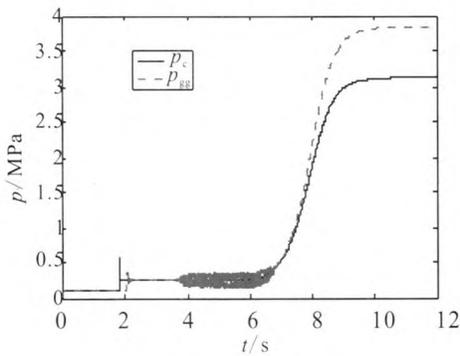


图5 推力室和发生器室压
Fig. 5 Pressure of thrust chamber and gas generator chamber

在6 s之后，随着涡轮泵开始起旋，燃气发生器室压和流量在振荡过程中上升的速率增大，

振荡幅值逐步减小。当室压超过一定值后最终消失。随着燃气发生器室压、流量以及涡轮泵转速形成正反馈，所有参数同步上升至稳态工况。在2~6 s挤压工作时间段内，推力室和燃气发生器发生振荡燃烧，较为危险，应尽量缩短，提高发动机起动品质。

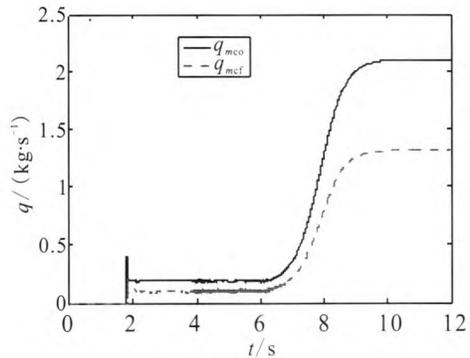


图6 进入推力室的推进剂流量
Fig. 6 Propellant flow rate entering the thrust chamber

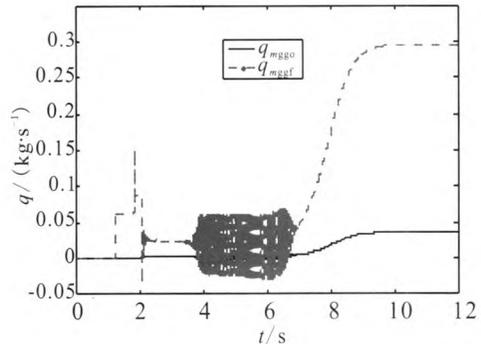


图7 进入燃气发生器的推进剂流量
Fig. 7 Propellant flow rate entering the gas generator

3.2 入口压力对发动机起动过程的影响

根据仿真计算与试车结果，氧化剂进入发生器的时刻决定着燃气发生器建压时刻，进而决定着涡轮泵起旋时刻，仿真计算中改变氧化剂的入口压力，其他条件相同，计算结果如图8所示。

由图8可得，氧化剂的入口压力对发动机自身起动过程影响很大。氧化剂入口压力从0.287 MPa提高至0.32 MPa，则涡轮泵起旋的时刻提前约3 s；氧化剂入口压力从0.287 MPa降低至0.27 MPa，则涡轮泵起旋时刻延迟5.4 s。涡轮泵起旋后，转速的爬升过程基本一致。氧化剂入口

压力对推力室的建压时刻影响不大。氧化剂入口压力提高后, 燃气发生器在低压挤压下工作的时间大大缩短, 而随入口压力的降低, 燃气发生器低压工作的时间显著延长。

发动机入口压力直接决定了在挤压条件下燃

气发生器所能达到的室压和流量, 而燃气发生器的室压和流量决定了涡轮的初始功率。根据图 8 的计算结果可知: 如果氧化剂入口压力低于一定值, 涡轮泵将难以起旋, 发动机不能实现自身起动。

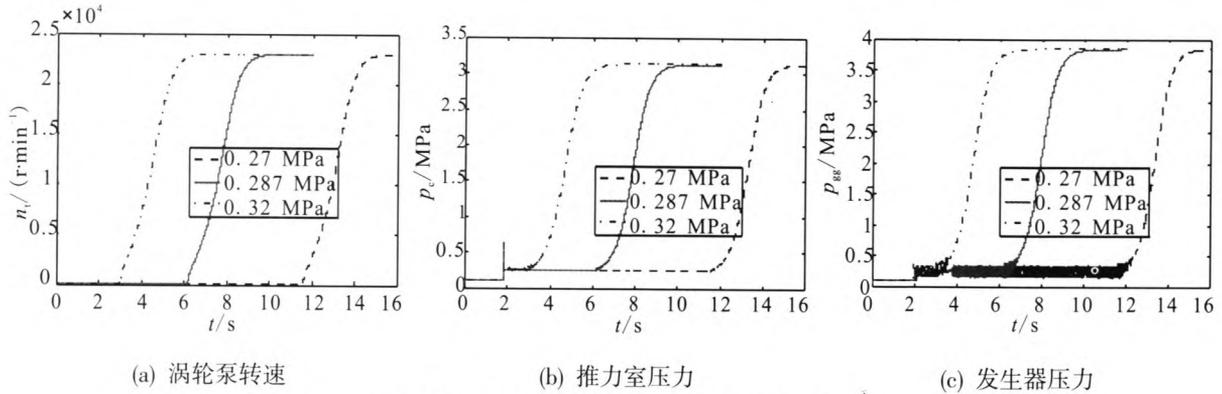


图 8 氧化剂入口压力对发动机起动过程的影响

Fig. 8 Influence of oxidizer inlet pressure on engine start-up process

3.3 主阀流阻对发动机起动过程的影响

发动机主阀结构中, 一次工作路的流阻很小, 但二次工作路的流阻较大, 二次工作路的流阻系数约为一次工作路的 18.1 倍。由于发动机主阀位于泵后主路上, 其流阻特性不但影响推进剂的充填过程, 也直接影响挤压工作时进入发生器的流量, 进而影响涡轮泵起旋的时刻和上升速率。因此, 有必要分析降低发动机主阀流阻对发动机自身起动过程品质的影响。

由于氧化剂主阀和燃料主阀结构完全相同, 按照同时降低两个主阀二次工作路流阻系数, 假设主阀流阻系数分别降低 1/2 和 2/3, 其他条件不变, 发动机的起动过程如图 9 所示。

由图 9 可见, 降低发动机主阀流阻后, 可以使得涡轮泵开始起旋的时刻有所提前。如降低主阀流阻系数一半, 则涡轮泵起旋时刻提前 0.65 s。发动机主阀流阻降低后, 推进剂充填过程加快, 推力室和发生器点火建压时刻均有所提前。发动机主阀流阻的降低缩短了发生器在挤压工作段的维持时间, 使得涡轮更早产生足够的起旋功率。另外, 降低主阀流阻后, 发动机进入稳态工况后的推力室和发生器室压以及涡轮泵转速均有一定的提高。

为了提高发动机起动品质, 缩短挤压工作段的时间, 后续可以在主阀设计中进一步降低二次工作路的流阻。

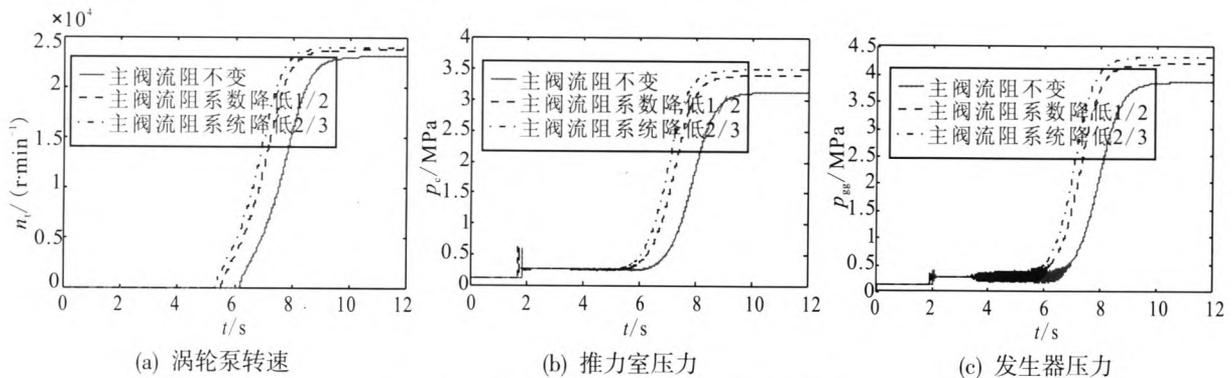


图 9 主阀流阻对发动机起动过程的影响

Fig. 9 Influence of main valve flow resistance on engine start-up process

3.4 环境压力对起动过程的影响

实际飞行中,发动机二次起动过程处于高空条件,环境压力对推进剂的充填和涡轮的初始功率有明显影响。本节中暂不考虑环境压力对推进

剂蒸发、燃烧组件点火燃烧的影响,只考虑环境压力降低对纯液相推进剂充填、涡轮压比的影响。假设环境压力分别为 0.1 atm 和 0.01 atm,其他条件不变,发动机的起动过程如图 10 所示。

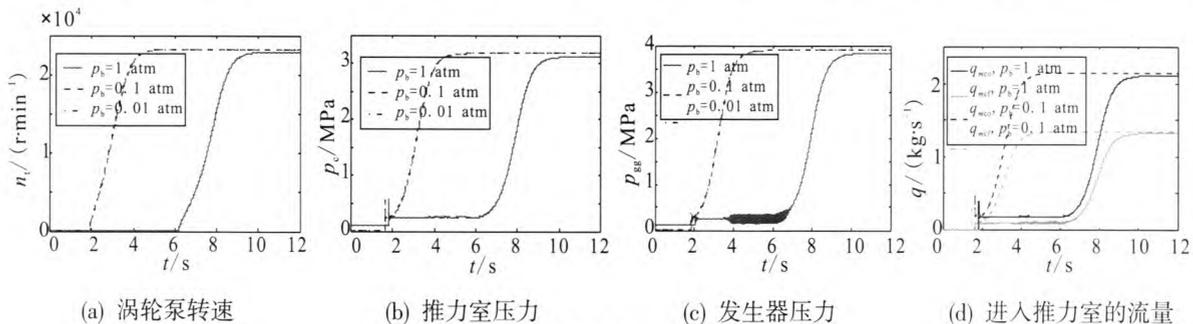


图 10 环境压力对发动机起动过程的影响

Fig. 10 Influence of ambient pressure on engine start-up process

由图 10 (a) 可知,当环境压力由 1 atm 降低至 0.1 atm,涡轮泵起旋时刻提前 4.3 s,并且涡轮泵转速从开始起旋至 T_{90} 的时间也缩短 0.5 s,主要是低工况爬升过程加快。当环境压力为 0.1 atm 和 0.01 atm 时,涡轮泵转速上升曲线接近于重合,差别很小。图 10 (b) 和图 10 (c) 表明,环境压力的降低使推进剂充填过程加快,推力室和燃气发生器点火时刻均提前。同时,燃气发生器点火建压后,挤压工作的时间缩短,发动机工况爬升均加快。

环境压力降低使起动过程加快的原因主要有两方面,一方面增大了充填过程的压差,增大了充填流量,缩短了充填时间,使燃气发生器点火时刻提前、点火流量增加;另一方面,环境压力降低,使得涡轮在发生器点火后的压比增大。燃气发生器流量和涡轮压比的提高都增大来涡轮的功率,使发动机起动更快。因此,环境压力的降低有利于发动机的自身起动过程。

环境压力为 0.1 atm 和 0.01 atm 时起动过程差别很小的原因主要是推进剂充填过程中两者压差相近,发生器点火时刻和点火流量均很接近,从而起动过程差别很小。

按照目前的推进剂主阀打开时序,燃料主阀电爆管先通电,间隔一定时间后,氧化剂电爆管再通电,在地面试车中可以使两路推进剂接近于同时进入推力室。由于环境压力降低加快了推进

剂的自由充填过程,按照相同的时序,则燃料进入推力室的时刻将提前。如图 10 (d) 所示,环境压力为 0.1 atm 时,燃料进入推力室的时刻比氧化剂早 0.15 s。

另外,在飞行条件下,环境压力接近真空 (< 1 Pa),推进剂充填过程中,推进剂前锋面存在剧烈的汽化过程,导致推进剂前锋面的压力高于环境压力,介于环境压力和饱和蒸汽压之间。由于氧化剂的饱和蒸汽压 (10 °C 下为 0.479×10^5 Pa) 高于燃料的饱和蒸汽压 (10 °C 下为 0.1×10^5 Pa),将进一步减缓氧化剂的充填过程。因此,在飞行条件下,如果要保证两路推进剂接近于同时进入推力室,需适当提前氧化剂电爆管的通电时间。

4 结论

通过对小推力泵压式发动机自身起动过程的仿真分析和试车验证,获得初步结论如下:

- 1) 发动机能够在低入口压力下,实现自身起动,但起动过程时间较长。
- 2) 仿真模型可以比较合理地描述发动机的自身起动过程,计算结果能够反映涡轮泵起旋之前发动机处于挤压工作的特征,后续需要进一步研究修正低工况下涡轮泵、燃气发生器和汽蚀管模型。
- 3) 氧化剂的入口压力对发动机自身起动过

程影响很大。氧化剂入口压力升高, 发动机起动过程加快; 氧化剂入口压力降低, 涡轮泵起旋时刻延迟明显, 起动品质变差。

4) 降低发动机二次工作路的流阻, 能够提前涡轮泵起旋时刻, 改善起动品质, 提高发动机稳态工况。

5) 环境压力降低使推进剂充填过程加快, 涡轮泵起旋、工况爬升加快, 有利于发动机的自身起动。但是高空环境压力导致燃料比氧化剂充填更快, 对目前的起动时序带来一定影响, 需要进一步优化。

参考文献:

- [1] 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): 5-9.
- [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): 82-85.
- [3] 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 Haohai, LIU Zhanguo. Turbine power control of staged combustion cycle engine during start-up[J]. Journal of rocket propulsion, 2006, 32(4): 10-14.
- [4] 张小平. 补燃循环发动机起动过程仿真研究[J]. 火箭推进, 2003, 29(3): 18-21.
ZHANG Xiaoping. Simulation of staged combustion cycle engine start-up process[J]. Journal of rocket propulsion, 2003, 29(3): 18-21.
- [5] 黄敏超, 刘昆, 张育林. 分级燃烧循环火箭发动机的动态特性研究[J]. 航空动力学报, 2002, 17(4): 500-504.
- [6] 杨永强, 刘红军, 徐浩海, 等. 补燃循环发动机强迫起动研究[J]. 火箭推进, 2011, 37(2): 14-18.
YANG Yongqiang, LIU Hongjun, XU Haohai, et al. Research on forced start-up of staged combustion engine [J]. Journal of rocket propulsion, 2011, 37(2): 14-18.
- [7] БЕЛЯЕВ Е Н, ЧВАНОВ В К, ЧЕРВАНОВ В В. Математическое моделирование рабочего процесса жидкостных ракетных двигателей [М]. Москва: Издательство МАИ-ПРИНТ, 2009.
- [8] DURTESTE S. A transient model of the VINCI cryogenic upper stage rocket engine: AIAA 2007-5531 [R]. USA: AIAA, 2007.
- [9] YAMANISHI N, KIMURA T, TAKAHASHI M, et al. Transient analysis of the LE-7A rocket engine using the rocket engine dynamic simulator (REDS): AIAA 2004-3850 [R]. USA: AIAA, 2004.
- [10] 陈宏玉, 刘红军, 刘上. 推进剂管路充填过程的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2013, 28(1): 561-566.
- [11] 陈雪巍, 汪轶俊, 何岗, 等. 基于 CFD 的某运载火箭发动机燃料泵故障诊断分析 [J]. 上海航天, 2015, 33(2): 68-72.

(编辑: 陈红霞)