

基于热仿真的泵压式多次起动 发动机热控设计

赵晓慧, 单 磊, 蒲光荣, 张金容

(西安航天动力研究所, 西安 710100)

摘要:某上面级主发动机采用常温可贮存液体推进剂, 采用泵压式供应方案, 依靠起动箱式多次起动系统使发动机具备多次起动工作能力, 在轨工作2天。为使发动机温度环境满足工作要求, 对发动机进行了热控设计, 热控方案采用被动热控措施为主、主动电加热措施为辅以及起动前排放的综合措施。发动机热控设计基于热网络仿真分析法, 通过建立整机热分析模型预示发动机任务剖面温度变化, 为发动机提供合理的热控设计方案。

关键词:多次起动; 泵压式; 发动机; 热控

中图分类号: V434

文献标志码: A

文章编号: 2096-4080(2017)02-0053-06

The Thermal Design Based on Numerical Simulation of the Thermal Control of Turbopump-fed Multi-start Rocket Engine

ZHAO Xiao-hui, SHAN Lei, PU Guang-rong, ZHANG Jin-rong

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

Abstract: An upper-stage main thruster is turbopump-fed, uses storable propellant with normal temperature and needs to work two days on orbit. By using of multi-start tank system, it also has the multi-start capacity. To make the temperature of the engine meet the task, a thermal control system of engine, which consists of three measures: passive thermal design approach primarily, active thermal design approach as an assistant, and pre-cooling the engine by dumping the propellants before start, was designed. The thermal design is based on numerical simulation that predicts the temperature of engine by building the thermal mathematical model, which provides the appropriate thermal control system for engine.

Key words: Multi-start; Turbopump-fed; Engine; Thermal control

0 引言

某上面级主发动机采用常温液体推进剂, 采用泵压式供应方案, 依靠起动箱式多次起动系统使发动机具备多次起动能力, 可在轨工作2天。针对发动机多次起动、长时间在轨以及泵压式工作特点, 发动机既要经受太阳辐射、地球反照、地球红外辐

射、真空和冷黑背景辐射等空间环境影响, 还将经受自身涡轮泵、推力室、燃气发生器等内热源的影响, 发动机热环境复杂; 此外泵压式发动机推进剂入口压力低, 在结构高温情况下起动易导致推进剂汽化, 影响再次起动。为了保证发动机各部位结构温度处于合理的温度范围内, 必须对发动机采取热控措施。

收稿日期: 2017-06-25; 修订日期: 2017-07-10

作者简介: 赵晓慧(1984-), 女, 高级工程师, 硕士, 主要从事液体火箭发动机研发及发动机热控设计。E-mail: xhzhaol984@163.com

国内以往长时间在轨的发动机为挤压式发动机,以实现姿态调整、轨道转移^[1-2]。由于在大气层以外的空间工作,发动机会采取热控措施保证其正常的温度范围,如采用隔热屏防止点火过程羽流辐射,采取热包覆加热措施以满足推进剂正常工作温度^[3-5]。与挤压式发动机相比,由于该上面级发动机泵压式、多次起动工作的特点,热控设计难点主要在于:1)发动机经受空间环境与内热源等多重热影响导致热设计工况复杂;2)发动机系统结构复杂,存在“部分组件怕热,部分组件怕冷,既受热,又受冷”的情况,导致热控设计难度大;3)起动箱式多次起动系统的主要组件均为热敏感组件,控温范围窄,温度偏低或偏高均会影响起动成败。

该发动机热控方案的制定主要依赖大量的热仿真分析,综合考虑了空间环境与内热源的影响,采取被动热控措施与主动电加热相结合,并在发动机起动前采取排放的综合措施^[6-7],以确保发动机结构温度在各次起动前滑行时段及起动前时刻满足发动机起动要求。热分析基于热网络分析法^[8],通过建立整机热分析模型预测发动机任务剖面温度变化,为发动机制定热控设计方案提供理论基础。

1 热控设计工况

该上面级主发动机能够在轨工作 2 天,多次起

动,在轨期间发动机处于关机滑行阶段或者点火工作阶段两种状态。针对发动机面临的多种极端轨道热流条件,梳理出发动机关机滑行期间的极端高温计算工况、极端低温计算工况^[8]。开展热设计工况分析,把圆轨道与椭圆轨道时段分开,制定出椭圆轨道高温计算工况 TLorb_H、椭圆轨道低温计算工况 TLorb_L,圆轨道高温计算工况 Lorb_H、圆轨道低温计算工况 Lorb_L,此外还有点火期间的高温工况 Work_H,见表 1。其中,圆轨道的计算时间 t_Y 为圆轨道时期发动机几次起动工作后关机滑行时段最长的时间,椭圆轨道的计算时间 t_{TY} 为椭圆轨道时期发动机几次起动工作后关机滑行时段最长的时间, t 为发动机最长点火时间。圆轨道工况下,地影时间与日照时间交替出现,椭圆轨道分为全日照与每个轨道周期出现地影两种情况。

分析发动机在圆轨道低温工况下、椭圆轨道低温工况下的结构温度变化,其中最低温度可以覆盖发动机在关机滑行时段可能出现的低温;分析发动机在圆轨道高温工况下、椭圆轨道高温工况下的结构温度变化,其中最高温度可以覆盖发动机在关机滑行时段可能出现的高温。同时分析圆轨道中间工况,与低温工况不同的是中间工况计算初始温度采取关机温度,分析发动机关机后滑行阶段在低外热流情况下的结构温度变化。

表 1 热分析极端工况表

Tab. 1 Thermal simulation condition

轨道	工况	计算时间	初始温度	轨道	轨道热流	边界
圆轨道	低温工况 Lorb_L	t_Y	15℃	400km 圆轨道, $\beta=64.5^\circ$	太阳常数 $S=1047\text{W}/\text{m}^2$;地球反照率:0.28;地球红外辐射:184W/m ²	上面级低温限边界
	高温工况 Lorb_H	t_Y	关机温度	200km 圆轨道, $\beta=0^\circ$	太阳常数 $S:1679\text{W}/\text{m}^2$;地球反照率:0.32;地球红外辐射:293W/m ²	上面级高温限边界
	中间工况 Lorb_M	t_Y	关机温度	400km 圆轨道, $\beta=64.5^\circ$	太阳常数 $S=1047\text{W}/\text{m}^2$;地球反照率:0.28;地球红外辐射:184W/m ²	上面级低温限边界
椭圆轨道	低温工况 TLorb_L	t_{TY}	关机温度	400km×1600km 轨道、 β 角=64.5°、 地影时间为 0	太阳常数 $S:1679\text{W}/\text{m}^2$;地球反照率:0.32;地球红外辐射:293W/m ²	上面级低温限边界
	高温工况 TLorb_H	t_{TY}	关机温度	400km×1600km 轨道、 β 角=64.5°、 地影时间为 0	太阳常数 $S:1679\text{W}/\text{m}^2$;地球反照率:0.32;地球红外辐射:293W/m ²	上面级高温限边界
点火期间	高温工况 Work_H	最长点火时间: t	滑行阶段 最高温度	—	—	上面级高温限边界

2 热分析模型

该发动机由推力室、燃气发生器、涡轮泵、多次起动系统、阀门、管路等零、部、组件组成。基于 Sinda/Fluint 软件中的 Thermal Desktop 模块,通过对发动机物理模型合理简化,并按照各设计工况,以各部位初始温度、表面光学特性、热流条件、飞行姿态作为输入条件,建立发动机热分析模型,见图 1。对发动机在各个工况下的热环境及结构温度进行分析与预示,同时与热控设计措施迭代进行,制定满足发动机工作要求的热控方案。

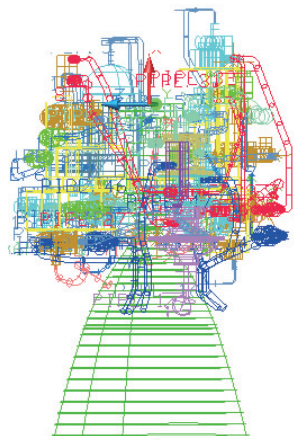


图 1 泵压式多次起动发动机热分析模型
Fig. 1 Thermal model of turbopump-fed multi-start rocket engine

3 发动机热控设计与分析

该发动机在热分析与热控设计过程中,首先对无热控措施的发动机模型进行热分析,根据各工况下热模型所预示温度变化,分析发动机热环境影响因素,确定哪些部位需要采取热控措施以及采取何种热控措施。然后,基于被动热控为主、主动热控为辅的原则,发动机仅采取被动热控措施,根据有被动热控措施的发动机热模型在各工况下所预示温度变化,评估采取被动热控措施的效果,对不合理的被动热控措施进行调整,仍不满足则增加主动电加热措施;最后根据有被动热控与主动热控措施的发动机热模型在各工况下所预示温度变化,评估采取被动热控与主动热控措施的效果,根据温度预示结果与热控措施的不断迭代分析,确定最终热分析模型中的热控状态,制定热控方案。对于起动间隔由高温组件“热返浸”带来温升、推进剂汽化导致的“热泵起动”风险^[9],通过排放解决,搭载高模试车验证排放效果。

发动机点火工作阶段,推力室、燃气发生器、涡轮泵、液体阀门及管道利用推进剂对自身进行冷却。仅需要分析如气瓶、气瓶阀门、气路系统、起动箱,电器元件等热敏感部件的温度环境,判断热控状态是否满足发动机工作温度要求。该发动机热控设计流程见图 2。

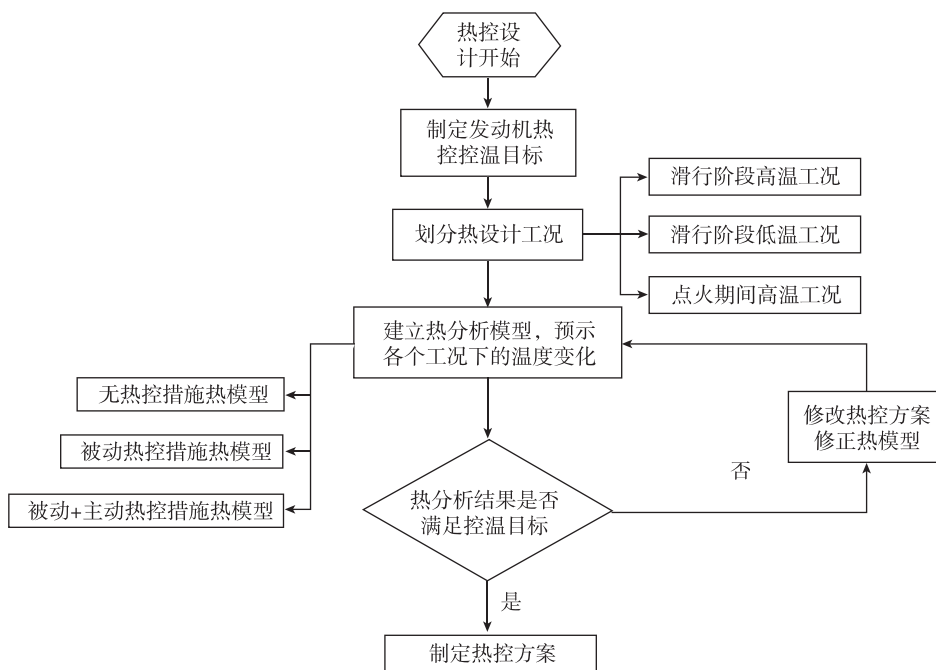


图 2 发动机热控设计流程图

Fig. 2 Thermal analysis and design flow diagram

3.1 发动机热控措施

该发动机对起动箱、气瓶、阀门、液体推进剂管路、推力室再生冷却壁、气瓶、气体管路、排放管路、阀门控制器、电缆插头、接插件采取包覆9单元多层隔热组件的隔热措施,厚度约为3mm。除了推力室尾喷管前段、喷管延伸段为外露部件,其余部件均在上上级尾舱内部,隔热组件的表面温度特性只与最外层面膜朝外的红外发射率有关,选择红外发射率较小($\epsilon_n = 0.05, \alpha_s = 0.12$)的聚酰亚胺薄膜一次表面镜朝外可以提高表面温度,同时有利于减少对发动机自身红外热量的吸收。但是对于自身有热功耗部件如带电磁线圈阀门的隔热组件最外层面膜采用中等发射率($\epsilon_n = 0.68, \alpha_s = 0.34$)避免高温工况下及工作过程中温升过高。

采取上述被动热控措施能够提高低温工况下相应部位的结构温度,但是对于温度仍低于发动机控温目标下限的阀门、管路、推力室再生冷却壁、燃气发生器喷注器等部位,采取主动电加热措施使发动机结构温度满足使用要求。对于安装节流孔板的导管,以及喷注器、氧化剂路阀门等均采用双回路电加热,通过双路电加热做到功率和回路均冗余以提高可靠性;对于中间有卡箍固定的导管采用两根电加热带缠绕保证加热均匀性;通过对推力室尾喷管加热确保推力室入口导管、推力室尾喷管再生冷却壁以及推力室身部等部位壁温不低于使用要求。

3.2 热敏感的多次起动系统热控设计

对于多次起动系统,其中的起动气瓶压力、起动箱压力均会随气瓶、起动箱温度变化而变化,对高、低温环境都很敏感。起动气瓶的压力过高有可能造成发动机起动后无法对起动箱进行再次充填,甚至使起动箱内的推进剂排空,导致下一次起动无法顺利进行;起动气瓶的压力过低可能导致发动机的起动过慢甚至无法起动。起动箱压力偏低会导致起动箱内推进剂冻结,起动箱压力偏高则可能会导致起动箱结构发生破坏同样导致起动失败。必

须对起动气瓶、起动箱采取可靠热控措施,使起动气瓶、起动箱的温度变化处于一个可接受的范围内。

对热敏感部件起动气瓶、起动箱等采取多层隔热组件包覆的热防护措施,防止高温工况下在空间热流与内热源影响下温升过高;并对气瓶、起动箱采取多回路(3路)加热措施防止低温风险,采取任意一路出现故障即断开加热的箭上自主故障处理措施,预防恒加热故障带来的结构温升,并由剩余回路保证结构温度。

3.3 起动前排放

根据高温工况下的热分析模型,氧化剂泵壳体、氧泵入口管、氧泵出口管在高温工况下的温度预示情况,氧泵结构的温度超出氧化剂饱和温度,氧化剂入、出口管内的部分推进剂已经出现了相变现象,如果此时发动机起动,充填进来的推进剂会部分发生相变,使密封管道内发生两相流导致推力曲线出现“起动凹坑”甚至起动失败。所以主阀打开前首先需要将发生两相流的推进剂充分排放才能保证发动机起动正常。

通过关机后将主阀前泵腔与管路的推进剂排空、再次起动前使用推进剂在主阀前泵腔与管路排放一定时间的方案,有效降低再次起动前主阀前组件中(主要为泵腔)推进剂温度,使主阀打开前主阀前泵腔与管路充满纯液态推进剂。

3.4 采取热控措施的热分析结果

根据热分析与热设计结果,最终确定的发动机热控方案满足发动机热控控温范围的情况,见表2。表2中低温工况最低温度覆盖圆轨道、椭圆轨道低温工况下的热分析最低温度,高温工况最高温度覆盖圆轨道、椭圆轨道高温工况下的热分析最高温度。发动机经过关机滑行阶段,再次起动前,涡轮泵及相邻部位结构温度仍维持较高温度的情况,通过起动前使用推进剂在主阀前泵腔与管路排放一定时间的方案,使高温结构得以冷却。

表2 发动机热分析结果

Tab. 2 Results of thermal analysis

控温部位	首飞热分析温度		控温范围/°C
	低温工况最低温度/°C	高温工况最高温度/°C	
喷注器	0.58	—	≥0
再生冷却壁	1.2	—	≥0
氧化剂再生冷却导管	0.74	—	≥0

续表

控温部位	首飞热分析温度		控温范围/℃
	低温工况最低温度/℃	高温工况最高温度/℃	
氧化剂路阀门	3.8	46.7	0~60
燃料路阀门	-1.2	46.5	-5~60
氧化剂起动箱	10.5	37.1	0~55
燃料起动箱	10.7	31.7	-5~60
起动气瓶电爆阀、充气阀	-4.7	43.1	-40~60
燃气发生器喷注器	11	—	≥0
燃气发生器再生冷却壁	10.8	—	≥-5
阀门控制器	-16.9	48.6	-40~60
压力传感器	-2	44	-40~60
主阀前燃料管路	-3.9	—	≥-5
主阀后燃料管路	-2	—	≥-5
主阀前氧化剂管路	9.5	—	≥0
主阀后氧化剂管路	5	—	≥0
气路导管	-9.2	46.2	-20~60
氧泵进口组件外壁	11	95(起动前排放)	0~45
氧化剂回流管外壁	11	95(起动前排放)	0~45
氧化剂泵壳体外壁	10.9	98(起动前排放)	-10~55
燃料泵壳体	11	130(起动前排放)	-10~55

4 热模型验证情况

上述发动机热控设计参加过高模试车验证,并在某具有多次变轨、长时间在轨能力的上面级飞行中得到应用并获得飞行成功。该发动机虽然没有经过真空热平衡实验^[10]验证,但是热分析模型以及热控设计充分借鉴了其他经过热平衡实验验证、且在类似热环境及轨道条件下工作的发动机热分析模型建模方式,发动机热分析模型预示结果准确性高,热控设计能够为发动机提供合理的热环境。

5 结束语

该泵压式多次起动上面级发动机在轨滑行以及工作时面临复杂的空间热环境,同时受到多重内热源影响,需要进行有效的热控设计。针对该发动机面临热源多,系统结构复杂,推进剂入口压力低等热控设计难点,采取了被动热控措施与主动电加热措施相结合,并在发动机起动前采取排放的综合措施,确保发动机结构温度满足发动机在轨工作温度要求。

参考文献

- [1] 周红玲,姜文龙,刘昌国. 国内外卫星用液体远地点发动机发展综述[J]. 火箭推进,2011,37(5):1-8.
- [2] 刘昌国,张中光,韩宏印,等. 高比冲双组元液体远地点火箭发动机研究[J]. 上海航天,2003,20(4):30-33.
- [3] 韩崇巍,赵启伟,张旸,等. 第二代490N发动机热控设计[J]. 航天器环境工程,2013,30(4):388-391.
- [4] 陈阳春. 25N双组元发动机热控研究[J]. 火箭推进,2015,41(2):38-42.
- [5] 徐繁荣,王琼华,王晓红. 长二丁运载火箭二级姿控发动机热控设计及其实验验证[J]. 上海航天,2007,24(5):41-46.
- [6] Frey B, Wessels W, Ebeling W. Thermal control of the cryogenic upper stage of ARIANE 5 midlife evolution[R]. AIAA 2012-3475,2012.
- [7] Carter W K, Walter E W. Reusable Agena Study[R]. Final Report. NASA-CR-12362,1974(2):125-136.
- [8] 侯曾祺,胡金刚. 航天器热控制技术[M]. 北京:中国科学技术出版社,2008.
- [9] 兰晓辉. 可贮存推进剂上面级发动机研制[J]. 火箭推进,2000(2):11-19.
- [10] 范含林,文耀普. 航天器热平衡实验技术评述[J]. 航天器环境工程,2007,24(2):63-68.