# 上面级动力系统发动机热控设计及验证

叶 胜<sup>1,2</sup>, 宁 静<sup>1,2</sup>, 陈阳春<sup>1,2</sup>

(1.上海空间推进研究所,上海 201112;2.上海空间发动机工程技术研究中心,上海 201112)

摘 要:针对上面级动力系统发动机温度需求,设计了发动机热控方案,建立了25、5000N发动机热仿真模型,确定了各发动机加热功率及被动包覆方式,解决了加热器尺寸小、电阻值密度大以及热控组件安装方式难等问题,上面级发动机随整箭进行了热试验验证和飞行试验验证。验证结果表明:25N发动机法兰和5000N发动机壳体温度均在5℃以上,发动机温度水平和加热功耗均满足系统要求,验证了热控设计的有效性,可为类似发动机热控研制提供一定参考。

关键词:上面级;发动机热控;数值计算;热试验;在轨验证
中图分类号:V 434 文献标志码:A
DOI: 10.19328/j.cnki.2096-8655.2022.04.019

## Thermal Control Design and Verification for Upper Stage Power System Engine

YE Sheng<sup>1,2</sup>, NING Jing<sup>1,2</sup>, CHEN Yangchun<sup>1,2</sup>

(1.Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China;2.Shanghai Engineering Research Center of Space Engine, Shanghai 201112, China)

**Abstract:** In view of the temperature requirements of upper power system engine, a thermal control scheme is designed, a thermal simulation model for 25 N and 5 000 N engines is established, and the scheme of heating power and passive coating is determined, which solves the problems of small heater size, high resistance density, and difficult installation of thermal control components. The upper stage engine system is verified by thermal tests and flight tests along with the whole rocket. The results show that the temperatures of the 25 N engine flange and 5 000 N engine shell are above 5  $^{\circ}$ C, and the temperature level and heating power of engine both meet the requirements of the system, which verifies the effectiveness of the engine thermal control design. The results can provide some references for the development of similar engine thermal control.

Key words: upper stage; engine thermal control; numerical calculation; thermal test; on-orbit verification

## 0 引言

上面级是在常规的基础级运载火箭上增加独立的1级或多级飞行器,能够独立地将载荷送入预定轨道,可实现一箭多星等任务<sup>[1-3]</sup>。各国都在积极研制 新型的上面级。美国研制有半人马座系列、太阳能 轨道转移飞行器等型号,俄罗斯研制有 Breeze-M、 Fregat等型号,欧空局研制有 EPS 系列<sup>[4-7]</sup>。我国目 前已实现首飞的型号有远征1号、远征1A号、远征2 号、远征3号等<sup>[8-9]</sup>。上面级飞行姿态由所配置发动机 控制,是上面级的一项关键技术。其中,远征3号采 用可摇摆的5000N再生冷却发动机进行轨控,启动 次数可达20次以上。同时还配备了12台25N双元 发动机用于姿态控制。远征3号上面级在轨短期任 务不超过48h,长期任务为3个月。发动机处于真空 深冷环境中,其温度逐渐降低。为了保证发动机正 常工作的温度需求,需要对其进行热控设计。

本文针对远征3号上面级动力系统5000N再生 冷却发动机和25N双元发动机所处热环境,进行了 热控方案设计。经过热仿真计算确定了发动机的加 热功率,并给出了热控包覆方案。最终通过地面真

收稿日期:2020-09-02;修回日期:2020-10-21

基金项目:上海市空间发动机工程技术研究中心项目(17DI2280800)

作者简介:叶 胜(1987-),男,硕士,工程师,主要研究方向为航天器推进系统热控。

空热试验和在轨飞行试验,验证了热控措施正确性。

1 发动机热控设计

#### 1.1 任务分析

动力系统为上面级飞行器提供轨道机动、姿态 控制等所需的冲量,配备了1台再生冷却5000N发 动机和12台25N双元发动机,其中每3台25N发 动机组成1个姿控机组,共4个姿控机组。

上面级在轨工作期间,所处轨道倾角0°~90°、 轨道高度200~2000 km、在轨运行时间最长不小于 3个月。在真空深冷环境中,发动机通过导热和辐 射进行散热<sup>[10]</sup>。低温环境下,推进剂容易冻结,影 响发动机正常工作。因此,需要对发动机进行热控 设计,保证其工作的温度需求。

#### 1.2 5000 N 发动机热控设计

5000N发动机为再生冷却发动机,其头部和身 部均布置推进剂流道,点火前需保证壳体温度在 0℃以上<sup>[11-13]</sup>。

1) 主动热控设计。考虑发动机外型结构,采用 在发动机壁面安装铠装型加热丝的方式进行温度 补偿。分为4个加热区域:发动机头部、再生冷却身 部1、再生冷却身部2和再生冷却喷管段。由于 5000 N发动机工作时,再生冷却身部温度高于 100℃,因此测控温选用MF51型热敏电阻传感器, 实现对各加热区域通断控制的功能,MF51热敏电 阻位于发动机壳体未安装加热丝部位。

2) 被动热控设计。在发动机外包覆1层不锈钢箔 片,并粘贴1层镀铝面朝外的镀铝聚酰亚胺薄膜以减少 热辐射散失。发动机具体热控布置,如图1所示。





#### 1.3 25 N 发动机热控设计

25 N 发动机为双元发动机,推进剂流道贯穿 大、小法兰,需保证推进剂流道温度在0℃以上。

1) 主动热控设计。发动机大法兰安装铠装型片 式加热器,小法兰安装铠装型头部加热器,实现温度 补偿<sup>[14+15]</sup>。由于 25 N发动机尺寸较小,且小法兰所 需加热功率低。因此需研制新型加热器,解决加热 器尺寸小、电阻值密度大且难以安装的问题。本文 研制了一种新型铠装加热器:加热段尺寸小于 35 mm×6 mm×8 mm,加热器阻值密度大于 350 Ω/cm<sup>3</sup>,可采用螺栓与法兰连接固定。MF61型 热敏电阻具有较好的互换性,25 N发动机法兰采用 MF61热敏电阻进行低温段控温,对法兰加热器通断 实现控制。采用MF51进行高温段测温。MF61热 敏电阻位置如图2所示;MF51热敏电阻位置在小法 兰另一侧,与MF61对称分布。每个机组的3台发动 机加热器并成1个加热回路,由MF61热敏电阻控温。

2)被动热控设计。加热器一侧用中温多层组件 "20单元揉皱单面镀铝聚酰亚胺多层隔热材料"包 覆,阻挡热量以辐射方式向太空散失。多层表面状 态为亚胺面朝外的镀铝聚酰亚胺薄膜。发动机与支 架安装面之间,采用酚醛层压布板隔热,垫片厚度不 小于5mm。发动机具体热控布置如图2所示。





2 热仿真计算

#### 2.1 数学模型及边界条件

1) 数学模型

选取SIMPLE算法,能量方程如下:

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial t} = \lambda \left( \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \right) + \Phi \qquad (1)$$

式中: $\rho$ 为材料密度;c为材料热容;T为温度;t为时间; $\lambda$ 为导热率; $\phi$ 为内热源。

2) 边界条件

边界条件设置如下:真空深冷环境,无对流,环 境温度为4K;发动机安装边界取最恶劣工况,设定 -45℃;5000N发动机壁面设置辐射边界条件,半 球辐射率取0.10;25N发动机壁面设置辐射边界条 件,半球辐射率取0.85;25N发动机法兰多层隔热 组件设置辐射边界条件,半球辐射率为0.65。

### 2.2 5000 N 发动机热计算

对 5 000 N 发动机模型进行简化,建模过程中 忽略倒角、螺钉等细节因素,并划分网格,生成 6.4万个网格,如图3所示。



Fig. 3 Meshes of the 5 000 N engine model

对加热功率进行摸底,分4个工况展开了计算, 分别为40、60、80和100W。计算结果见表1。经对 比,工况3的功率设置较为合理;在工况3加温平衡 后,身部平均温度约20℃,可以保证推进剂在0℃以 上,且有较大的温度裕度。

	衣I 5000 N 友幼机然仍具结木	
Tab. 1	Thermal simulation results of the 5 000 N engin	10

5000N 坐动机劫住直结用

计算工况	加热功率/W	身部平均温度/℃
工况1	40	-17
工况2	60	4
工况 3	80	20
工况 4	100	41

工况3中,5000N发动机温度云图如图4所示, 为便于查看,仅显示发动机头部和身部稳态温度 场。由图可知,发动机头部温度范围为307~318K (34~45℃),身部加热部位温度范围为290~314K (17~41℃),再生冷却喷管段温度范围为276~307K (3~34 ℃)。满足法兰温度大于0℃指标要求。低
温出现在再生冷却喷管段与喷管延伸段相接触部
位,是因为喷管延伸段向外辐射,温度较低。



图 4 5 000 N 发动机温度云图 Fig. 4 Temperature distribution of the 5 000 N engine

## 2.3 25 N 发动机热计算

对 25 N 发动机模型进行简化,建模过程中忽略 倒角、螺钉等细节因素,并划分网格,生成 30 万个网 格,如图 5 所示。



Fig. 5 Meshes of the 25 N engine model

对加热功率进行摸底,按照大法兰单独加热、 小法兰单独加热和大小法兰同时加热3个工况展开 了计算,加热功率设置和计算结果见表2。对比3种 工况,法兰流道温度均在0℃以上。工况1中,大法 兰单独加热时,小法兰处流道距离加热器较远,最 低温度为3℃,裕度较小。工况2中,小法兰单独加 热时,加热功率越大,距离加热器近的部位温度将 越高,4.5 W的加热功率可以使流道温度满足要求; 由于大小法兰间有支架隔热,而大法兰与电磁阀直 接接触,大法兰温度受电磁阀影响更大,因此大法 兰温度需要电磁阀保证,不利于控温的独立性。工 况3中,大小法兰同时加热,流道温度比较适中,且 有较大的温度裕度。

表 2 25 N 发动机热仿真结果 Tab. 2 Thermal simulation results of the 25 N engine

计算工况	大法兰加热 功率/W	小法兰加热 功率/W	法兰流道 温度/℃
工况1	5.0	0	3~33
工况2	0	4.5	25~48
工况 3	3.5	1.5	16~37

工况3中,25N发动机稳态温度计算结果如图 6所示。电磁阀根部温度与大法兰盘中心温度接近 为318~328K(45~55℃);大法兰红色高温部位是 加热器安装处,蓝色低温部位是安装面,大部分温 度稳定于310~330K(36~56℃);推进剂流道的支 架温度范围为290~310K(17~37℃);支架末端小 法兰温度为277~296K(4~23℃),支架末端小法 兰液体腔道处的温度为289~296K(16~23℃)。 满足法兰流道温度大于0℃指标要求。



## 3 试验验证

#### 3.1 地面真空热试验

为验证加热功率的符合性,并对温度场进行摸 底,动力系统参加了整箭真空热试验。试验分为高低 温工况,整个试验期间,动力系统不进行点火工作。 发动机采用自动控温功能进行温度补偿,主份加热回 路控温点设置为:启控温度5℃,停控温度10℃。

热试验期间,5000N发动机和25N机组发动 机的温度曲线如图7所示。5000N发动机温度在 6~16℃内周期性变化,其中再生冷却喷管段由于 传导散热,温度下降较快,导致加热回路开启频繁。 发动机身部温度波动较小,头部和喷管由于导热的 原因,温度波动相对较大。

25N发动机组成的三机机组分别安装在4个象限 位置,法兰温度为5~14℃,各机组温度均呈周期性变 化,且控温周期接近,约30min。整个热试验中,动力 系统总峰值功耗不超过50W,满足功率限制要求。





## 3.2 飞行试验

2018年12月,上面级Y1箭进行了首次飞行试 验,历时约4h。飞行期间,各发动机控温良好,温 度均在适当的范围内。5000N再生冷却发动机 在轨温度,如图8所示。发射后初始阶段(0~ 3000s),发动机维持在15℃左右。随后发动机进 行点火工作,由于热返浸,发动机整体温度上升; 发动机工作过程中,再生冷却身部温度最高,其次 是发动机头部,再生冷却喷管段温度相对最低;发 动机在轨工作过程中,再生冷却段温度最高不超 过130℃。



Fig. 8 On-orbit temperature of the 5 000 N regenerative cooling engine

25 N 发动机机组在轨温度如图 9 所示。 P1~P4分机为滚动主份发动机,起飞后进行姿态控 制。发动机点火工作,由于热返浸作用,法兰维持 在较高温度水平,温度高于控温阀值,加热回路未 启动;整个飞行过程中,法兰温度最高不超过45℃。 P5~P8分机为滚动备份机组,发动机全程未点火; 加热器按照自动控温程序工作,法兰温度在 5~35℃;分机温度差异是由于所处位置不同,接受 的太阳辐射强度不同导致的。其中,P6发动机法兰 温度水平最低,但是最低温度仍高于5℃,可以看到 控温性能有效。P9~P12分机为正推发动机,法兰 温度在14~58℃,发动机工作后,热返浸作用致使 法兰温度高于启控温度,加热回路未开启,根据法 兰温度变化的趋势,可以判断发动机在轨正常开启 或关闭。根据12台发动机在轨工作情况,可以得出 25 N发动机法兰热返浸温度不高于60 ℃,满足发动 机安全工作温度范围。





## 4 结束语

本文研究了上面级动力系统发动机热控特性, 借助热仿真软件,对25、5000N发动机进行了热分 析计算,获得了发动机最优加热功率和相应的被动 包覆方式;动力系统热控先后经过了地面真空热试 验和在轨飞行试验的验证,发动机推进剂流道均可 以保证在5℃以上;获得了在轨工作过程中,25N发 动机法兰和5000N发动机身部温度范围,可为类 似发动机研制提供依据。由于Y1箭飞行任务时间 为4h,热控设计方案还需后续3个月长期任务的进 一步考核验证。

#### 参考文献

- [1]杨华,陈宗基,秦旭东.运载火箭上面级姿控技术研究[J].航天控制,2011,29(6):84-87.
- [2]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.
- [3] 林木.运载火箭上面级功能与技术发展分析[J].上海 航天,2013,30(3):33-38.
- [4] KLOSTER K W, YAM C H, LONGUSKI J M. Saturn escape options for Cassini encore missions [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2009, 46 (4): 874-882.
- [5] DUTHEIL J P, LANGEL G. ARIANE 5 upper-stage ignition conditions improvement, and return to

operation with "Envisat" payload [J]. Acta Astronautica, 2003, 53(4):585-595.

- [6] 吴胜宝,胡冬生.国外"一箭多星"发射现状及关键技术 分析[J].国际太空,2015(10):18-22.
- [7] 唐军刚,陈塞崎,陈益,等.国内外运载火箭上面级发展现状分析[J].中国航天,2012,29(9):5-10.
- [8]赵自强,刘汉兵,吴志亮.国内外上面级发动机技术发展现状与趋势[J].国际太空,2016(12):46-52.
- [9] 龙乐豪,李平岐,秦旭东,等.我国航天运输系统60年 发展回顾[J].宇航总体技术,2018(2):1-6.
- [10] 杨世铭,陶文铨.传热学[M].3版.北京:高等教育出版 社,2001:4-12.
- [11] 陈明亮,刘昌国,徐辉,等.远征三号上面级轨控发动机 研制及在轨验证[J].火箭推进,2020(3):11-18.
- [12] 徐辉,林庆国,汪允武,等.挤压式低室压推力室再生冷却问题[J].火箭推进,2006(6):12-15.
- [13] 孙鑫,杨成虎.5kN再生冷却发动机推力室传热研究 [J].火箭推进,2012(2):32-37.
- [14] 陈阳春.25N双组元发动机热控研究[J].火箭推进, 2015,41(2):38-42,49.
- [15] 刘海娃,袁肖肖,汤建华.某航天器发动机机组热分析 及在轨应用研究[J].载人航天,2020(4):529-536.

## 欢迎关注我刊微信公众号

为了加强《上海航天(中英文)》数字化、网络化建设以及信息化管理,扩大刊物宣传力度, 本刊现已开通微信公众平台。关注微信公众号后,读者可查阅期刊发表论文,进行文章检索; 作者可随时查询自己稿件的处理状态,了解期刊最新发展动态;编辑部能更便捷地加强编者、 作者和读者之间的交流,促进学术沟通,创建学术共同体,扩大《上海航天(中英文)》期刊的学 术影响力。

