

25 N 双组元发动机热控研究

陈阳春

(上海空间推进研究所, 上海 201112)

摘 要: 先前的推进系统 25 N 双组元发动机头部仅一个安装法兰盘, 无支架, 发动机长时间工作后法兰盘热反浸温度较高, 不利于法兰盘上游电磁阀的工作性能。目前推进系统采用双法兰盘支架结构的新型 25 N 双组元发动机, 由于新增支架的隔热, 给热控带来了一定难度。在空间极端低温环境下, 为使发动机温度满足点火前指标要求, 须采取一定的热控措施。以 25 N 双组元发动机为研究对象, 运用 I-DEAS/TMG 有限元热分析软件, 建立了物理模型, 研究了大小法兰盘在不同加热功率组合下发动机头部温度场的分布, 并根据计算结果选择最佳加热功率组合。同时, 根据经验配以适当的被动热控措施。通过飞行试验验证 25 N 发动机热控设计可靠性高, 该热控设计方案可用于其他在研型号的推进系统。

关键词: 25 N 双组元发动机; I-DEAS/TMG; 热控设计

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2015) 02-0038-05

Study on thermal control of 25 N bipropellant engine

CHEN Yang-chun

(Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China)

Abstract: 25 N bipropellant engine's head in the previous propulsion system has only one flange without bracket, so the heat anti-leaching temperature of flange is very high after long time working, which is not conducive to the working performance of the electromagnetic valves at the upstream of the flange. At present, the new 25 N bipropellant engine with the structure of double flanges is used in the propulsion system, but it brings some difficulties to the thermal control due to insulation of the new bracket. In the space of extreme low temperature environment, in order to make the engine temperature meet the index requirements before ignition, it is necessary to make a thermal control measure. In this paper, a 25 N bipropellant engine is taken as the research object, and a physical model is built with the I-DEAS/TMG finite element thermal analysis software to study temperature distribution of the engine head under certain conditions and different combinations of flanges, and to select the best combination of heating power according to the calculated results. At the same time, the appropriate passive thermal control measures are used in accordance with the experience. The result

收稿日期: 2014-09-27; 修回日期: 2015-01-20

基金项目: 上海市科学技术委员会资助课题(13D22250600)

作者简介: 陈阳春 (1982—), 女, 工程师, 研究领域为航天器热控制技术

verified in flight test shows that the thermal control design for the 25 N bipropellant engine has high reliability, and can be used for other propulsion systems which are being researched.

Keywords: 25 N bipropellant engine; I-DEAS/TMG; thermal control design

0 引言

推进系统作为航天器的“心脏”，其可靠性直接关系到总体任务的成败^[1]。航天器推进系统工作环境是地球大气层以外的宇宙空间，此前还要经历从地球到运行轨道的过渡环境，所处的热环境完全不同于地面^[2]。为保证推进系统正常工作，需要保证其正常的工作温度范围，因此，需要对其采取一定的热控措施^[3]。推进系统所携带的姿轨控发动机是决定航天器能否完成各项任务成败的关键组件，其主要的功能是实现航天飞行器空间姿态的调整、轨道转移等^[4]。发动机能否按程序正常点火是发动机正常工作最基本的前提，同时，保证推进剂处于正常工作温度范围是发动机正常点火的基本条件^[5]。

新型 25 N 双组元发动机头部及电磁阀含有多组流常温推进剂的流道，在空间极端低温环境下，推进剂容易冻结，从而影响发动机正常点火。为了保证发动机正常工作，需要对发动机采取一定的热控措施，以保证其正常工作温度。发动机头部热量主要是通过热传导及辐射 2 种途径散热。本文借助于 I-DEAS/TMG 有限元热分析软件，研究新型 25 N 双组元发动机头部在大小法兰盘不同加热功率组合下的温度场分布，并根据计算结果选择最佳功率组合，分析结果得到在轨飞行试验验证。该研究经验已经用于目前在研型号推进系统的热控设计。

I-DEAS/TMG 是 UGS 系列注册软件之一“ I-DEAS NX Series”的一个内置模块^[6]。采用先进的有限元分析方法建立非线性、瞬态热交换问题的模型，采用三维建模思想，创建和关联几何与热分析有限元模型，快速精确地求解复杂的传热问题^[7]。

1 问题描述

先前的推进系统 25 N 双组元发动机头部仅

一个安装法兰盘，无支架，发动机长时间工作后法兰盘热反浸温度较高，不利于法兰盘上游电磁阀的工作性能。

目前卫星推进系统采用新型双法兰支架结构 25 N 双组元发动机，主要目的是降低发动机高温工作时的热反浸，头部采用了双法兰盘结构的新型支架，降低发动机长时间工作后的法兰盘热反浸温度。由于新增支架的隔热，给热控带来了一定难度。

1.1 物理模型

新型 25 N 双组元发动机以机组或单机的形式安装在机架上，再与舱壁连接，为模拟发动机功率，选取温度环境较为恶劣的单机机组作为建模对象。根据以往经验，机组机架包敷 20 单元多层隔热材料，多层等效厚度为 6 mm，机组包覆多层隔热材料后模型如图 1。

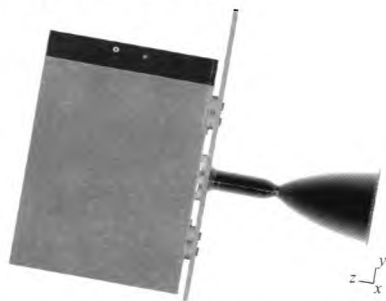


图 1 带热控包敷的机组模型

Fig. 1 Unit model with thermal control coating

为减小机组与舱壁间的导热，机组与舱壁间、发动机与机架间的连接件采用酚醛层压板隔热垫片，并以相对导热系数小的钛螺钉紧固。为精确模拟热传导，对单个发动机组上的 8 个酚醛层压板垫片和 8 个钛螺钉（机组与舱壁间各 4 个、发动机与机架间各 4 个）也进行了 1:1 的建模。

1.2 边界条件及物性参数

模型设定如下：

- 1) 空间背景温度取 4 K;
- 2) 每个电磁阀加热功率 1 W;
- 3) 发动机与酚醛层压布板垫片、机架与酚醛层压布板垫片、舱壁与酚醛层压布板垫片、钛螺钉与两头紧固件的热阻取 $5 \times 10^{-3} \text{ (m}^2 \cdot \text{℃) / W}$;
- 4) 电磁阀表面、机架外热控包敷层表面为发射率和吸收率均为 0.1 的镀铝薄膜;
- 5) 电磁阀、机架外包敷多层隔热材料, 纵向导热系数 $0.001 \text{ W/(m} \cdot \text{K)}$;
- 6) 法兰盘表面粘贴镀铝聚酰亚胺薄膜, 亚胺面朝外, 燃烧室、喷管保持原状态, 因此法兰盘吸收率 $\alpha=0.45$, 发射率 ε 为 0.1, 燃烧室和喷管吸收率 α , 发射率 ε 均为 0.85。

机组安装面舱壁的温度是热控重要的输入条件之一, 飞行器舱壁温度一般情况下为最低 $-10 \text{ }^\circ\text{C}$, 新型飞行器舱壁温度较低, 舱壁最低温为 $-44 \text{ }^\circ\text{C}$, 这样, 通过舱壁导出的热量必然会更多, 不利于保温。为此, 本模型探析合适加热功率和部位, 以得出在最小的加热功耗下满足系统提出的法兰盘不小于 $0 \text{ }^\circ\text{C}$ 的目标。

2 计算结果及分析

2.1 单纯法兰盘加热方式的仿真分析结果

921 型号所采用的 25 N 双组元发动机头部无

支架, 仅一个法兰盘, 其加热方式为单纯法兰盘上安装 2 个片式加热器, 一个主份, 另一个为备份。本节分析沿用 921 型号采用的仅对一个法兰盘加热的方案的仿真结果。

2.1.1 法兰加热功率 5.0 W

在安装法兰盘加热器槽内, 安装 2 个片式加热器, 分别为主份和备份加热器, 沿用 921 片式加热器, 每个加热功率 5.0 W。即主份加热器 5.0 W, 备份加热器 5.0 W, 正常情况下主份加热器工作。

计算了舱壁温度分别为 $-30 \text{ }^\circ\text{C}$, $-50 \text{ }^\circ\text{C}$ 条件下机组的温度场特别是法兰盘的温度场, 图 2 是这 2 种舱壁条件下稳态时法兰盘的温度云图。

从法兰盘温度云图 2 可以看出, 法兰盘发热元件——片式加热器的温度较高, 法兰盘温度均为中等温度区间, 而小法兰处为低温的区域。下面研究法兰及小法兰处的温度范围 (加热元件温度除外)。

对应图 2(a), 舱壁温 $-30 \text{ }^\circ\text{C}$ 时, 大法兰盘温度范围 $27.7 \sim 46.3 \text{ }^\circ\text{C}$, 支架温度范围 $7.2 \sim 32.8 \text{ }^\circ\text{C}$, 小法兰及支架温度范围 $-6.7 \sim 8.3 \text{ }^\circ\text{C}$ 。

对应图 2(b), 舱壁温 $-50 \text{ }^\circ\text{C}$ 时, 大法兰盘温度范围 $21.0 \sim 35.6 \text{ }^\circ\text{C}$, 支架温度范围 $1.9 \sim 33.1 \text{ }^\circ\text{C}$, 小法兰及支架温度范围 $-11.6 \sim 1.1 \text{ }^\circ\text{C}$ 。

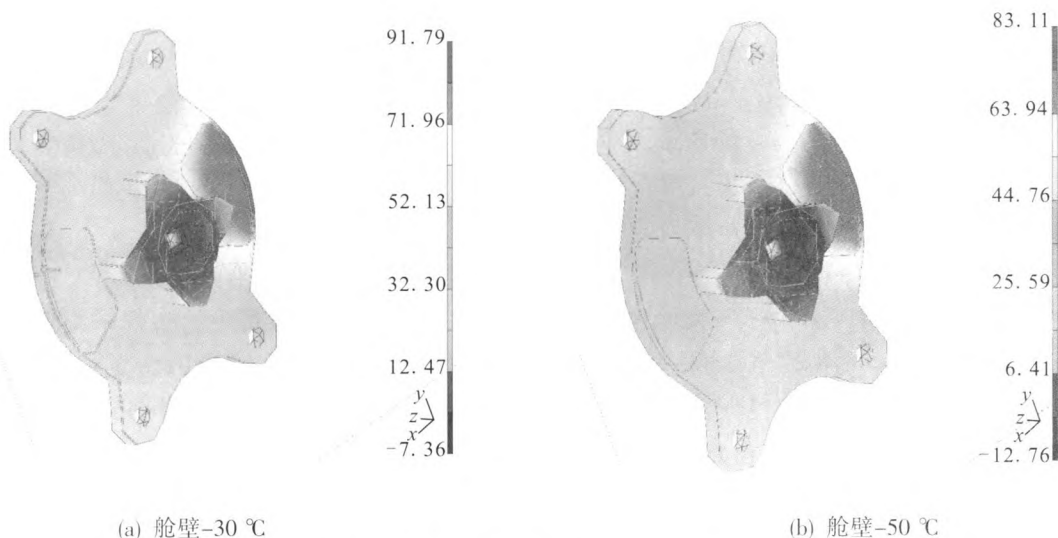


图 2 不同舱壁温度下法兰盘温度云图

Fig. 2 Temperature nephogram of flanges under different temperature of cabin wall

由此可见, 单纯这种加热方式和加热功率不能满足在舱壁温度低至 $-44\text{ }^{\circ}\text{C}$ 情况下, 系统提出的大于 $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的要求。法兰盘的低温区位于支架后端与燃烧室结合的部位, 且支架两端温差大, 造成热量难以传递到与燃烧室结合的部位。

可见, 为降低热反浸温度而设计的支架形成了巨大的热阻, 阻止了片式加热器的热量向另一端传递。

由以上分析可知, 如果单纯采用法兰盘加热方式, 必须采取加大功率或增加加热部位的措施来使发动机温度满足指标要求。

2.1.2 法兰盘加热功率 8 W

舱壁 $-44\text{ }^{\circ}\text{C}$, 法兰盘加热功率 8 W, 此时法兰盘温度云图见图 3 所示。大法兰盘温度范围 $65.5\sim 90.5\text{ }^{\circ}\text{C}$, 支架温度范围 $32.5\sim 65.5\text{ }^{\circ}\text{C}$, 小法兰盘温度范围 $13.5\sim 32.5\text{ }^{\circ}\text{C}$, 满足系统提出的最低 $\geq 0\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的要求。

但这种加热方式使得温度不均匀, 所需的加热功率较大。法兰各部分温度分布不均匀, 浪费了加热能量, 不是最佳热控方案。

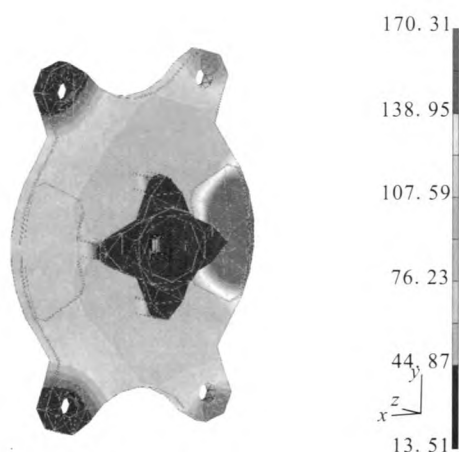


图 3 加热功率 8 W, 舱壁 $-44\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时法兰盘云图

Fig. 3 Temperature nephogram of flanges with 8 W heating power and $-44\text{ }^{\circ}\text{C}$ bulkhead temperature

2.2 法兰和支架末端小法兰同时加热方案仿真分析

由于支架两端温差较大, 单纯以片式加热器的加热方式浪费了加热功率, 造成不必要的损失。因此, 考虑在支架末端的小法兰盘上安装加

热器, 减少片式加热器的加热功率, 就可以在减少法兰盘功率的同时, 温度更加均匀, 并且满足系统指标提出的温度要求。

考虑在法兰盘原有的槽内沿用 921 片式加热器, 同时在热阻大、温度低、温度梯度大的支架末端 (即与燃烧室接触的小法兰处) 用特殊形状加热器进行加热, 如图 4 所示。

当舱壁温度 $-44\text{ }^{\circ}\text{C}$, 片式加热器加热功率 5.0 W, 头部加热器功率 1.6 W 时, 法兰的温度云图如图 5 所示。

大法兰盘上与机架接触的部分为最冷的区域, 但此 4 个小区域均不是流体流经区域, 除去发热元件的部分外, 温度均较为均匀: 大法兰温度范围为 $25.8\sim 43.5\text{ }^{\circ}\text{C}$, 支架温度范围为 $16.9\sim 25.1\text{ }^{\circ}\text{C}$, 支架末端小法兰温度为 $6.8\sim 15.5\text{ }^{\circ}\text{C}$, 满足系统的控温要求。

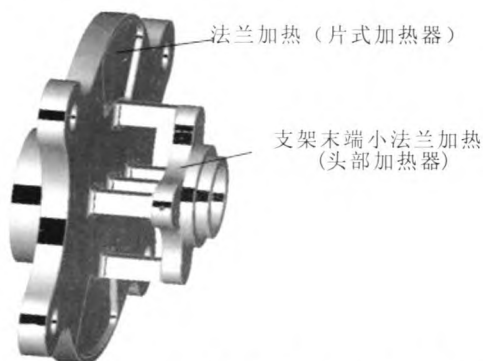


图 4 法兰和支架末端小法兰同时加热方案

Fig. 4 Scheme of two flanges heating at the same time



图 5 法兰温度云图(大法兰加热功率 5.0 W)

Fig. 5 Temperature nephogram of flanges (the heating temperature of bigger flange is 5.0 W)

采用大法兰和小法兰同时加热的方案后, 发动机支架两端温度比前述单个大法兰加热方式均匀, 图 6 为支架温度放大云图。

改进方案后, 温度更加均匀, 支架两端温差为 $8.2\text{ }^{\circ}\text{C}$, 比未改进的温差 $25.2\text{ }^{\circ}\text{C}$ 小。

当大法兰的加热功率由 5.0 W 减小到 3.0 W , 其他不变, 法兰的温度云图见图 7 所示。

当大法兰的功率减少到 3.0 W 后, 大法兰及小法兰的温度均过低, 支架末端小法兰液体腔道处的温度为 $-6.8\text{ }^{\circ}\text{C}$, 显然不满足温度指标要求。

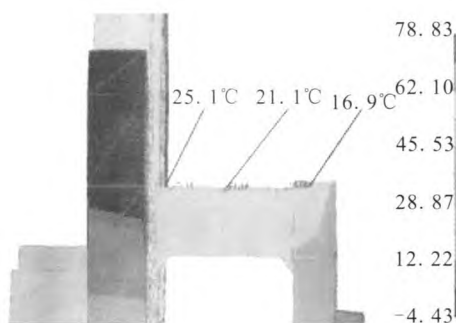


图 6 支架温度云图

Fig. 6 Temperature nephogram of bracket

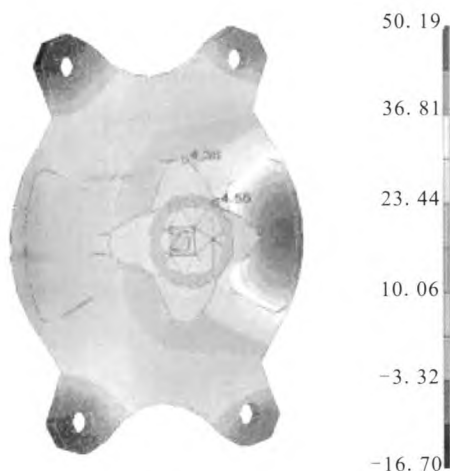


图 7 法兰温度云图 (大法兰加热功率 3 W)

Fig. 7 Temperature nephogram of flanges
(the heating temperature of bigger flange is 3 W)

以上的仿真分析结果表明, 大法兰与小法兰同时加热的方案使得发动机温度更加均匀、所需

的加热功率更小, 发动机法兰上总功耗为 6.6 W , 少于单纯使用片式加热器时的 8 W , 是最优的加热方案, 可以满足系统温度指标要求。

综上所述, 新型 25 N 双组元发动机热控设计方案为: 头部支架一端大法兰沿用 921 的加热方式, 即加热功率为 5 W , 支架另一端小法兰设计新型加热器, 加热功率为 1.6 W , 头部总设计功率为 6.6 W ; 电磁阀沿用以往型号的设计经验, 设计功率为 $1\text{ W}/\text{个}$, 每台双组元发动机含 2 个电磁阀, 则整个发动机设计功率为 8.6 W 。电磁阀、机架以及发动机头部的被动热控措施均借鉴以往型号的经验, 即包覆 20 单元的多层隔热材料。

3 在轨飞行试验情况

发动机热控加热回路全部采用自动控温方式, 且主备份冗余, 正常情况下仅主份工作。在综合考虑节省功耗及推进剂工作温度适当的前提下, 主份加热回路控温点设定: 启控温度为 $5\text{ }^{\circ}\text{C}$, 停控温度为 $7\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

新型 25 N 双组元发动机热控在整个在轨寿命过程中, 表现良好, 温度均处在适当的范围内。在轨温度数据主要体现为两部分, 为主动段和在轨段。

3.1 主动段发动机温度

某卫星从地面到入轨, 时间持续 22 min , 在此期间, 推进系统所有 32 台 25 N 新型发动机头部及电磁阀上加热器均未工作, 电磁阀温度范围为 $15.9\sim 26.7\text{ }^{\circ}\text{C}$, 头部温度范围为 $12.8\sim 24.7\text{ }^{\circ}\text{C}$, 均处在正常范围内。

3.2 轨道段发动机温度

轨道段, 某卫星所有 32 台新型 25 N 双组元发动机中, 处于太阳照射面的有 14 台, 整个在轨过程, 其法兰及管阀最低温度均高于停控温度 $7\text{ }^{\circ}\text{C}$, 温度范围为 $19\sim 51\text{ }^{\circ}\text{C}$, 处在推进剂最佳工作温度范围, 占空比均为 0, 加热器均未工作, 对应各传感器的温度均随轨道周期而规律性变化。另 18 台发动机处于阴面或散热面, 加热器开关受控温策略控制, 对应各传感器的温度随控温周期而规律性变化, 温度范围均为 $5\sim 14\text{ }^{\circ}\text{C}$, 处于推进剂最佳工作温度范围。 (下转第 49 页)

- [2] 杨 V, 安德松 W E. 液体火箭发动机燃烧不稳定性[M]. 张宝炯, 洪鑫, 陈杰, 译. 北京: 科学出版社, 2001.
- [3] RUPE J H. The liquid-phase mixing of a pair of impinging streams, Progress Report No. 20-195[R]. USA: Jet Propulsion Lab, 1953.
- [4] DOMBROWSKI N, HOOPER P C. A study of the sparys formed by impinging jets in laminar and turbulent flow [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1964, 18(3): 392-400.
- [5] HEIDMAN M F, PRIEM R J, HUMPHREY J C. A study of sprays formed by impinging jets, NACA TN 3835[R]. USA: NACA, 1957.
- [6] LAI W H, HUANG T H, JIANG T L. Effects of fluid properties on the characteristics of impinging-jets sprays[J]. Atomization and Sprays, 2005 (15): 457-468.
- [7] YUAN T, CHEN C, HUANG B. Optical observation of the impingements of nitrogen tetroxide/ monomethylhydrazine stimulants[J]. Journal of AIAA, 2006, 44(10): 2259-2266.
- [8] 张蒙正, 张泽平, 李鳌, 等. 两股互击式喷嘴雾化性能实验研究[J]. 推进技术, 2000, 21(1): 57-59.
- [9] 刘晓伟, 胡伟, 曹晶, 等. 鲁泊数和孔径比对直流互击式喷注器性能的影响[J]. 火箭推进, 2010, 36(3): 24-27.
- [10] 张力虎, 关平, 张龙, 等. PDPA 和激光全息术对喷嘴雾化特性的对比测量[J]. 江汉大学学报. 2009, 37(4): 26- 28.

(编辑: 陈红霞)

(上接第 42 页)

4 结论

在充分继承成熟经验的基础上, 通过运用 I-DEAS/TMG 热分析软件, 对新型 25 N 双组元发动机进行了热控设计, 得到了一定边界条件下发动机头部在不同加热功率下的温度场, 根据计算结果选择了最优的功率组合。同时, 根据经验对发动机采取了被动热控措施。通过某卫星在轨飞行试验, 新型 25N 发动机热控表现良好, 设计的正确性得到验证。该设计目前应用于国内正在研制的 CE-5, XX-4 卫星等型号推进系统所采用的 25 N 发动机。

参考文献:

- [1] 苏生, 马巨印, 陈阳, 等. 航天器推进系统气路减压阀温度特性研究[J]. 航天器环境工程, 2012, 29(4): 445-449.
- [2] 李联成, 张萍. 卫星管路加热带安装工艺方法探讨[J]. 航天器环境工程, 2008, 25(4): 384-386.
- [3] 闵桂荣. 卫星热控制技术[M]. 北京: 宇航出版社, 1991.
- [4] 胡海峰, 鲍福廷, 蔡强, 等. 液体姿控火箭发动机地面试验热结构分析[J]. 航空动力学报, 2011, 26(2): 442-447.
- [5] 谭维炽, 胡金刚. 航天器系统工程[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2009.
- [6] TMG. I-DEAS 11ml NX series thermal analysis user's guide[M]. Plano, Texas: UGS PLM Solutions Inc, 2009.
- [7] 陶文铨. 计算传热学的近代进展[M]. 北京: 科学出版社, 2005.

(编辑: 马 杰)