

一种飞行器燃料温控系统设计与优化

张素明

(北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘要: 高空长航时飞行器由于长时间处于低温使用环境中, 飞行器的燃料及其供给系统需进行温度控制功能设计, 以保障飞行器长时间正常运行, 以免造成飞行器损坏; 飞行器燃料所处的低温环境受到内外部多种热源影响, 且与飞行器的飞行任务剖面密切相关, 温度环境复杂且难以有效计算仿真; 针对飞行器在复杂低温环境中对燃料进行温度控制功能的需求, 以及飞行器对温控系统高可靠性要求、资源条件限制苛刻等限制条件, 开展了温控系统设计和优化, 并完成了硬件设计和系统仿真; 由于地面试验和真实环境差异较大, 单一地面试验很难模拟真实热环境, 对系统优化设计造成困难, 针对性开展热环境分析, 系统方案设计、地面试验和飞行试验联合验证, 优化系统方案, 实现了一种高效可靠, 且易于工程应用的燃料贮箱温控功能, 取得了良好的工程应用效果, 同时该优化设计方法具有一定的扩展性。

关键词: 温度控制; 试验验证; 信息应用

Functional Optimization Design for Thermal Control System of Propellant Tank

Zhang Suming

(Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076)

Abstract: High altitude long endurance unmanned air vehicle has been in low temperature environment for a long time. For the demands of thermal control for flight vehicle's propellant tank, this project focus on the optimal design of thermal control system. Due to the high emphasis paying on reducing vehicle weight, and highly reliability level, environmental adaptability requirements, the thermal control system is designed under difficulty. The heat transfer analysis model was established for the structure and the heater efficiency. The calculation and analysis of heat rate were conducted with different schemes and configurations, the functional optimization design method in this paper can be applied in propellant tank thermal control system.

Keywords: thermal control; functional optimization

0 引言

高空长航时飞行器以长航时无人机、高空飞艇为典型代表, 在搜救、侦查、打击等任务中具有传统有人驾驶飞机无可比拟的优势。目前, 无人机的动力装置主要有活塞发动机、涡喷发动机、涡扇发动机、涡桨发动机、涡轴发动机、冲压发动机等。

随着用户对飞行器飞行高度、速度和留空时间提出了新的要求, 飞行器为了满足用户的极端使用需求, 采用火箭动力或者组合动力的长航时飞行器应运而生并逐步走向实际工程应用。

火箭动力或者组合动力系统采用的推进剂通常为常温燃料, 燃料冰点相对较高。当飞行器在高空大气环境中长时间以亚音速或亚跨音速飞行时, 受到外部低温大气环境的影响, 飞行器内部贮箱、管路、阀门等仪器设备的温度将会逐渐降低, 尤其是飞行器动力系统燃料贮箱内的燃料, 温度过低会导致燃料结冰无法使用, 很可能造成飞行器爆炸等; 燃料温度不均匀则会对动力系统性能造成较大影响,

甚至会造成动力系统失效。因此, 迫切需对飞行器燃料进行温控控制, 以确保飞行器动力系统可以长时间正常工作。

中高空是一种典型的低温、低气压、低空气密度、强太阳辐射环境, 严重影响了推进剂的使用环境。与此同时, 长航时飞行器对上机设备的重量要轻, 寿命要长, 运行和维护成本要低, 否则直接影响飞行器总体性能指标。

由于飞行器执行的任务剖面极具灵活性, 而任务剖面直接影响飞行器所处的气温、气压、太阳辐射等环境参数, 进而导致飞行器内外部温度环境很难仿真和试验模拟, 这对温度环境控制设计提出了严峻的挑战。

本文通过热仿真试验、地面温控试验, 以及飞行试验 3 种方法相结合, 逐步对温度环境进行修正, 实现对热控功能进行优化和改进设计。在严苛的系统功率限制条件下, 实现了飞行器燃料温度的有效控制, 确保了动力系统长时间可靠运行。同时, 该系统方案工程可实现性强, 功率小、重量轻, 系统总重量不到 5 kg, 与传统设计方法相比减轻 10 kg 以上。

收稿日期: 2020-07-19; 修回日期: 2021-01-18。

作者简介: 张素明(1984-), 男, 湖南常德人, 硕士, 高级工程师, 主要从事运载火箭热控、自动化测试, 信息综合应用方向的研究。

引用格式: 张素明. 一种飞行器燃料温控系统设计与优化[J]. 计算机测量与控制, 2021, 29(3): 157-160, 170.

1 温度环境分析

精准的热分析是温控系统设计的前提,否则会造成热控能力不足,影响飞行器功能,或者造成热控能力浪费,造成体积、重量、功率、经费的浪费,影响飞行器性能。

飞行器所处外部环境为中高空大气层,飞行器执行任务过程中,飞行高度和飞行速度与实际飞行剖面控制相关,外界温度和大气环境变化大。

同时,飞行器内部设备多,结构复杂,设备所处的热环境受多方因素影响,包括:

- 1) 仪器内部发热;
- 2) 内部稀薄空气与外部空气热传导;
- 3) 通过飞行器口盖与外界空气热对流;
- 4) 飞行器高速飞行气动加热传导;
- 5) 太阳辐射使飞行器表面加热等。

同时,飞行器内部各安装结构也对热传导造成影响,局部发热和传热的因素众多,单纯的热仿真分析技术难以模拟真实气动加热和换热系数。地面热试验难以模拟飞行器巡航飞行过程的气动加热和稀薄空气热对流环境,以及飞行器内部各设备的发热和吸热过程,因此很难通过单一手段对其进行优化设计和验证。

通过查询 GJB1172.12-91《军用设备气候极值空气中温度》,评估飞行器飞行高度的外空气温度范围为 $-30 \sim -71 \text{ }^\circ\text{C}$,考虑到飞行器的飞行速度,首先计算气动加热对飞行器表面温度的影响。

飞行器高速飞行时会产生很高的恢复温度,气动加热的恢复温度一般按照式(1)确定:

$$t_{\text{eff}} = (t_{\text{amb}} + 273)[1 + 0.18M^2] - 273 \quad (1)$$

式中, t_{eff} 为气动加热后的恢复温度, t_{amb} 为外界环境空气温度; M 指飞行器飞行马赫数。

以极限低温 $-71 \text{ }^\circ\text{C}$ 为计算边界,假设以 $0.65 \sim 1$ 马赫为速度边界,计算得到恢复温度曲线如图 1 所示,其温度下边界为 $-55 \text{ }^\circ\text{C}$ (0.65 马赫时刻)。

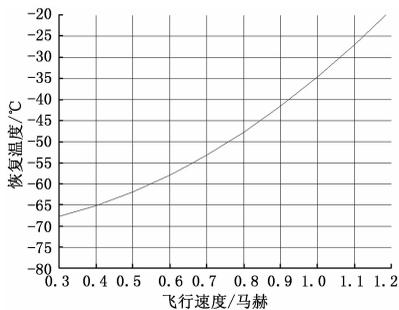


图 1 恢复温度与飞行速度曲线

分析可见,以 $-55 \text{ }^\circ\text{C}$ 为飞行器舱壁温度下限,开展对于飞行器舱内设备热分析是合理的;同时,由图 1 可以看出,随着飞行器速度的升高,飞行器表面恢复温度逐步升高,以 $0.65 \sim 1$ 马赫为速度边界,本文以 $-30 \sim -55 \text{ }^\circ\text{C}$ 为飞行器动力舱内壁表面空气温度范围开展系统设计。

2 系统架构设计

2.1 总体方案设计

以飞机、巡航导弹为代表的大气层内飞行器的温控传统上采用两种方案解决,一种是直接引用发动机产生的热气或者载机产生的适宜的环控气体,对被控对象进行温度调节;另一种是装备独立的制冷/制热系统,消耗电能来实现被控对象的温度控制。第一种方案需要飞行器上设计专用的环控管道等结构,结构复杂度高,增加的系统重量大;第二种方案通常耗电量巨大,对飞行器的供电或能源系统要求高。

而卫星热控系统一般设计专门的热控系统,由被动元件和加热器,恒温箱及热管组成。被动元件有多层隔热层,热控涂层和恒温绝热层。热管作用是对有关部件进行热补偿。对于飞行任务复杂,卫星体内部或外部热流变化大或温控要求很高的卫星,必须在被动温控的基础上,附加一些有效的主动温控方法,如百叶窗,电加热器,相变材料及对流控制系统等。

为了满足飞行器在低温、低气压、低空气密度条件下的使用需求,同时对温控相关设备的重量轻,寿命长,运行和维护成本要低,不影响飞行器总体性能。考虑到飞行器长期处在低温环境中,温控系统采用在飞行器上装备独立的制热系统,不装备制冷相关设备,以减小设备规模,提高系统可靠性。

为了降低功率消耗,对温控对象采取隔热保温措施,降低燃料通过贮箱和外界环境的热交换效率,以提高热控效果。

2.2 温控功率需求分析与优化

飞行器机体通常采用金属材料外壳,外壳为非密封结构。加注燃料的贮箱为球形金属薄壁结构,通过结构安装支架安装在飞行器柱形金属外壳结构内部。

通过理论分析计算初步得到飞行阶段飞行器内壁表面空气温度条件为: $-30 \sim -55 \text{ }^\circ\text{C}$ 。燃料贮箱对温控的主要需求如下:

- 1) 贮箱外部空气温度最低为 $-55 \text{ }^\circ\text{C}$;
- 2) 由于飞行器总功率限制,可分配到贮箱的加热或制冷功率不能超过 50 W ;
- 3) 温控系统设计需将贮箱内燃料温度控制范围为: $-10 \sim 30 \text{ }^\circ\text{C}$;
- 4) 飞行器反复起降使用,需满足多次使用的温度、湿度和力学条件需要;
- 5) 尽可能减小体积和重量,增强可靠性。

理论分析飞行器飞行过程中壳体内部空气温度条件为 $-30 \sim -55 \text{ }^\circ\text{C}$,需采取加热和隔热措施,才能将贮箱内燃料温度保持在合适范围内。以 $-55 \text{ }^\circ\text{C}$ 为极限边界条件对燃料贮箱在此低温环境下的温度变化进行了计算,结果如下:

- 1) 燃料贮箱不采取隔热与加热措施时在 $-55 \text{ }^\circ\text{C}$ 环境中较长时间 ($\geq 1 \text{ h}$) 后壳体与燃料的温度分布不均,靠近燃料出口位置和赤道位置温度较低,约为 $-40 \text{ }^\circ\text{C}$;随着时间

的推移,燃料温度逐步趋近 $-55\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

2) 燃料贮箱表面包覆 5 mm 厚隔热材料,按相同初始条件进行仿真,得出 1 h 后靠近燃料出口位置和赤道位置温度较低,约为 $-33\text{ }^{\circ}\text{C}$;且同样随着时间的推移,燃料温度逐步趋近 $-55\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

可见,如无主动加热控制时,即便包覆隔热材料也无法满足燃料贮箱的温度需求,因此必须采取主动加热和被动隔热双重措施来保证燃料温度。

2.3 加热组件产品选择

加热组件通常由电热材料、电绝缘材料和引线三部分构成。目前工程上使用最多的电加热组件有薄膜型、套管型和喷涂型3种。

薄膜型电加热器由两层或多层绝缘薄膜、中间夹以电热材料组成,电热材料常用铜合金,薄膜多使用聚酰亚胺。其突出特点是厚度小、质量轻,可以按要求制作成片状或带状,工艺性好。一般采用胶粘的方式固定在被加热物体的表面,施工方便,易于工程实现。

从飞行器在大气层内飞行所经历的湿热环境,以及工艺可实施性等方面考虑,对贮箱选用薄膜型电加热器进行加热。

2.4 隔热组件产品选择

由于加热功率受限,为了提高热利用效率,燃料贮箱加热部位考虑采用隔热材料进行包覆。通常使用的隔热材料主要为多层隔热材料,多层隔热材料一般由低发射率的反射屏和低热导率的间隔物交替叠合而成。

反射屏一般为有机薄膜(聚酯膜、聚酰亚胺膜)镀铝(单面或双面),其中聚酯薄膜应用最多,使用温度范围可达 $-190\sim 120\text{ }^{\circ}\text{C}$,强度与聚酰亚胺薄膜相当但成本更低。间隔层一般是网状织物(尼龙丝、涤纶丝或玻璃纤维编织物)、疏松状的纤维材料(玻璃纤维、石英纤维、合成纤维等)、泡沫塑料等,其中网状织物尺寸稳定性好、质量轻,应用最为广泛。

双面镀铝聚酯薄膜与尼龙编织物构成的多层隔热组件,该产品在卫星上广泛使用,质量稳定,当量导热率小于 $0.05\text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$,产品厚度可以根据需要定制。

因此,燃料贮箱外部拟用此类隔热组件进行包覆,材料厚度可根据仿真计算结果来选择。

2.5 温度控制电路设计

温度控制电路设计时采用主动热控方式,即周期采集各测点温度,根据温度情况对贮箱进行加热控制,控制电路主要由温控器、电加热器、温度传感器、电缆网等设备组成。系统组成与接口关系见图2。

温控器通过温度传感器获得温度信号,与设定值进行电压比较、判断后,控制电加热器的工作。由电加热器提供热量。温控器由测量电路、加热器控制电路、电压比较器,以及遥测电路组成。

当环境温度较低时,比较器输入低于设定的控温阈值下限,比较器输出高电平,控制其后的驱动电路中的电子

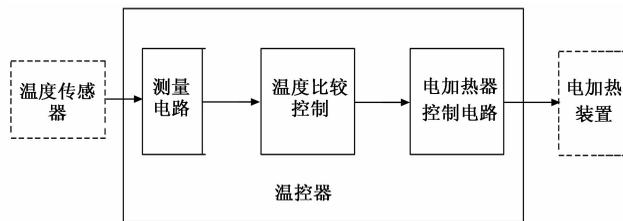


图2 热控电路原理图

开关(三极管或MOS管)导通,加热回路闭合,加热器开始加热,环境温度上升。当环境温度较高时,比较器输入高于设定的控温阈值上限,使比较器输出低电平,控制其后的驱动电路中的电子开关(三极管或MOS管)截止,加热回路断开,加热器停止加热,环境温度下降,达到控温效果。

为了降低温控设备的体积和重量,满足飞行器长期使用的特点,以及力学和温度环境需求,不同于一般电子设备采用的 28 V 供电模式,本温控电路设计时采用 100 V 直流供电,有效降低电缆上的工作电流,进而降低电缆线径,降低电缆网重量。

此外,电加热器控制电路中的电子开关选用光-MOS继电器,相比电磁继电器,该继电器重量轻、无开关次数限制,同时具有输入输出光伏隔离、开关速度快、使用寿命长、环境适应性强、高可靠等特点。

3 系统仿真与试验验证

3.1 温控效果仿真分析

为验证温控系统设计效果,对系统设计方案进行仿真分析和验证。仿真计算中以飞行器金属壳体为定温边界,壳体温度与环境温度相同,贮箱表面为自然对流换热边界,自然对流换热系数大约取为 $3\text{ W}/\text{m}^2$,贮箱黑度取为 0.3 ,壳体黑度取为 0.8 。

隔热材料为多层隔热组件,初温与贮箱相同,表面吸收率为 0.12 ,发射率为 0.05 ,当量导热系数为 $2\times 10^{-2}\text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 。

燃料贮箱表面按照 50 W 热流,电加热带加热施加位置针对热仿真温度较低区域进行布置,即布置在靠近燃料出口和贮箱赤道位置。按照不包覆隔热材料、包覆 3 mm 厚隔热材料,以及包覆 5 mm 厚隔热材料进行仿真计算,结果如下:

1) 在贮箱不包覆隔热材料情况下,由于燃料贮箱热容较大,在距离电加热带较远的位置,由于加热效果不明显,燃料温度偏低,最低到 $-22\text{ }^{\circ}\text{C}$,不满足使用需求。

2) 在贮箱包覆 3 mm 厚隔热材料情况下,计算结果发现,燃料整体温度基本都在 $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ 左右,赤道局部区域燃料温度最低,到 $-12\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。可见,采取主动加热并包覆隔热材料的措施效果明显。

3) 在贮箱包覆 5 mm 厚隔热材料情况下,计算结果发现,燃料温度基本都在 $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ 左右,赤道局部区域燃料温度

最低，到 $-8\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。增强包覆隔热材料到 5 mm 厚度对加热效果有一定的增强。但是，随着隔热材料厚度的增加，对工程施工造成一定不利的影响。

3.2 地面试验修正

3.2.1 地面试验状态

地面试验采用低温环境试验箱来模拟飞行器外界环境变化，但无法模拟飞行器表面气动加热过程和稀薄空气热对流过程。为了较为真实模拟飞行器状态，试验过程中飞行器试验件 I 象限向下，按照水平飞行的姿态，放在低温箱内的托架上，试验件安装状态见图 3 所示。

试验过程中， $-55\text{ }^{\circ}\text{C}$ 冷气由低温箱前端上部进风口吹入，模拟飞行器内表面空气温度环境。

在贮箱上共两个温度控制点编号分别为 T1 和 T2，并在飞行器内部 I~IV 象限分别布置温度监测测点。

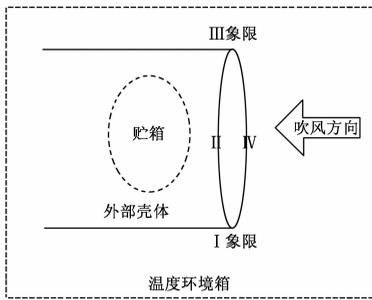


图 3 地面模拟试验状态示意图

3.2.2 壳体内温度梯度差异

在温度环境试验箱降低温度到 $-55\text{ }^{\circ}\text{C}$ 保持一段时间后，通过温度监测测点发现壳体内垂直方向上的温度梯度明显，I、III 象限的温差最大为 $14\sim 16\text{ }^{\circ}\text{C}$ ；而水平方向上的温度梯度不明显。分析原因为壳体内部相对真实环境，空气流动性差，造成较大温度梯度。

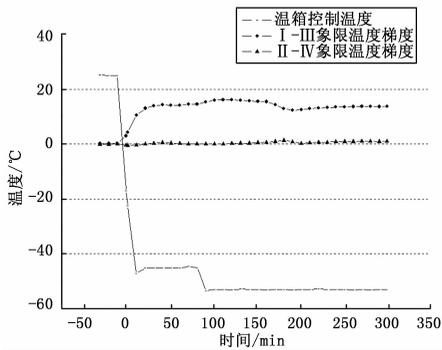


图 4 壳体内垂直和水平温度梯度 (地面试验 1)

燃料贮箱在温箱 $-55\text{ }^{\circ}\text{C}$ 环境下保持一段时间后，贮箱上两个测点温度分别为 $23.3\text{ }^{\circ}\text{C}$ (T1) 和 $3.7\text{ }^{\circ}\text{C}$ (T2)。温度差异明显，但都高于燃料的正常工作温度，系统工作正常。

通过试验发现，低温箱内温度降至 $-55\text{ }^{\circ}\text{C}$ 并保持一段时间的过程中，壳体内空气最低温度在 $-30\sim -50\text{ }^{\circ}\text{C}$ 之间，且分布不均。壳体内空气各处温度测点总体上看，有加热

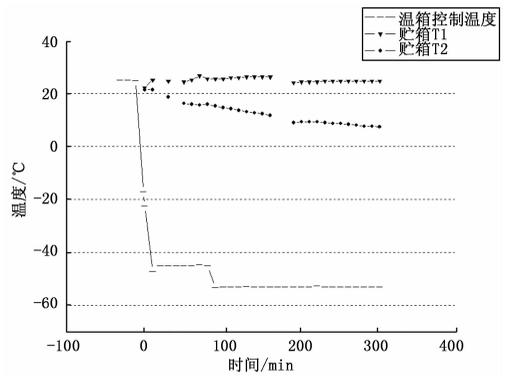


图 5 贮箱温控点温度 (地面试验 1)

组件的结构附近，及上部 III 象限附近温度较高，而下部 I 象限附近温度较低。

地面试验中由于壳体内空气处于相对封闭空间的自然对流状态，空气温度分布受加热源及重力影响，呈现明显的不均匀。

而飞行器壳体为非密封结构，飞行器飞行过程中，由于壳体内外压差的存在导致了壳体内空气向壳体外流出，一方面壳体内的对流更强烈，另一方面，壳体内空气密度更小，壳体内空气温度分布也将更均匀，温度梯度会明显降低。

3.2.3 燃料贮箱安装位置优化

为进一步评估壳体内温度梯度分布，将金属壳段旋转调整 90° 放置，即为 IV 象限向下，继续上述试验。

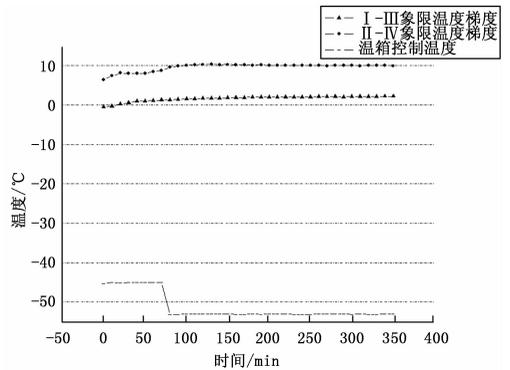


图 6 壳体内垂直和水平温度梯度 (地面试验 2)

通过地面温度环境试验发现，垂直方向上的温度梯度不及上一工况明显，II、IV 象限的温差最大为 $10\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。贮箱上两个测点温度分别为 $12\text{ }^{\circ}\text{C}$ (T1) 和 $10\text{ }^{\circ}\text{C}$ (T2) 即壳体内温度梯度变化减小，且贮箱上两个温度测点温度差异较小。

因此，综合考虑将贮箱安装方向旋转 90° 安装将更有利于贮箱燃料的温度控制，燃料的温度分布更均匀，从而使飞行器发动机性能更稳定，更有利于飞行器正常工作。

3.3 飞行试验验证

按优化有的设计状态参加飞行器的飞行试验，经过多个飞行架次的飞行，实际测得燃料贮箱温度变化如图 7 所示，

(下转第 170 页)