

增程型无人机液体燃料贮箱结构与仿真

徐向东¹, 陈国光^{1*}, 关世玺², 韩冰², 郝志伟¹

¹中北大学机电工程学院, 山西 太原

²中北大学航空宇航学院, 山西 太原

收稿日期: 2023年7月21日; 录用日期: 2023年8月22日; 发布日期: 2023年8月30日

摘要

针对现实的飞行环境和绝热要求, 对增程型无人机机载液体燃料贮箱的结构进行了创新设计。首次提出一种多段式斜坡内壁液体燃料贮箱, 与普通结构贮箱从理论计算和仿真两方面对比说明新型结构的优异性能。建立增程型无人机机载液体燃料贮箱的整体传热模型, 并对模型进行理论计算和仿真分析。研究和分析结果表明: 新结构贮箱的液体燃料日蒸发率为0.464%, 比目前同规格普通低温液氢容器的日蒸发率低30%~42%。

关键词

无人机增程, 燃料贮箱, 结构设计, 仿真分析

Structure Design and Simulation of Liquid Fuel Tank for Extended Range UAV

Xiangdong Xu¹, Guoguang Chen^{1*}, Shixi Guan², Bing Han², Zhiwei Hao¹

¹School of Mechanical and Electrical Engineering, North University of China, Taiyuan Shanxi

²School of Aeronautics and Astronautics, North University of China, Taiyuan Shanxi

Received: Jul. 21st, 2023; accepted: Aug. 22nd, 2023; published: Aug. 30th, 2023

Abstract

According to the realistic flight environment and thermal insulation requirements, the structure of the liquid fuel storage tank on board the extended range UAV was innovated. A multi-stage sloped inner wall liquid fuel tank is proposed for the first time. The excellent performance of the new structure is demonstrated by comparing with the conventional structure tank from both

*通讯作者。

theoretical calculation and simulation. The whole heat transfer model of liquid fuel tank of extended range UAV is established, and the model is calculated and simulated. The results of research and analysis show that the daily evaporation rate of liquid fuel in the new tank is 0.464%, which is 30%~42% lower than that in the conventional cryogenic liquid hydrogen tank of the same specifications.

Keywords

UAV Extended Range, Fuel Tank, Structure Design, Simulation Analysis

Copyright © 2023 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY 4.0).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

1. 引言

无人机是科技集成化武器，无人机研究成为现今世界多数国家研究的热点，而增程研究是无人机未来发展的一个重要方向[1] [2] [3]，因此，无人机的液体燃料贮箱逐渐受到各国的关注[4]-[9]。

莫斯科国立动力学院专家在“军队 - 2021”论坛上表示，氢气具有环保、效率高、无毒排放等优点，如果将使用氢能的动力系统安装到无人机上，它的飞行时间将是使用锂离子电池的 4 倍[2]。但是液氢具有低密度、低沸点、强扩散的性质，这为液氢长时间的存储带来困难，也是限制液氢大规模使用的关键问题之一[10]。

目前，无人机机载液氢储罐仅少数几个机构在研究。本文旨在通过设计一种新型液体燃料贮箱，来实现液体燃料的更高效利用，以此达到无人机增程的目的。

2. 结构设计

在热传导方式上，热量主要通过传导、对流和辐射三种方式进入低温容器，通过每种传热方式进入容器的热量因容器绝热结构的不同而不同，且三种热传导方式在对进入容器内部的总热量上也相互影响[10]。

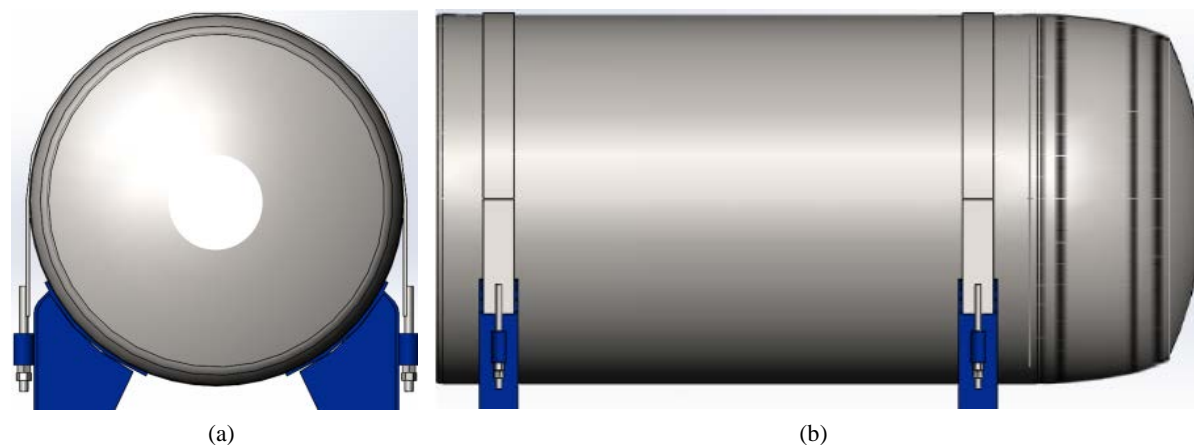


Figure 1. Liquid fuel tank structure. (a) Front view; (b) Side view

图 1. 液体燃料贮箱结构。(a) 正视图；(b) 侧视图

在整体结构方案上，基于提高燃料利用率和无人机增程的目的，设计出一种液体燃料贮箱新结构，整体结构示意图如图 1 所示。

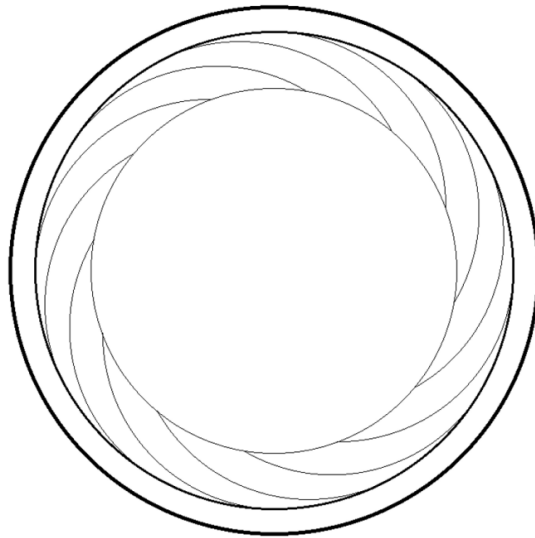


Figure 2. Internal structure of storage tank
图 2. 贮箱内部结构

这种结构利用多段式斜坡内壁，使贮箱内的液体燃料一直集中在底部，减少了内壁液体燃料的附着，增加了燃料利用率，内部结构如图 2 所示。

3. 模型建立和理论计算

3.1. 模型建立

增程型无人机机载液体燃料贮箱由内胆、外胆和绝热支撑结构等部件组成，整体近似为圆柱形。燃料贮箱边界面上主要的热传递方式包括外边界处的对流、辐射，内边界处的对流[11]。通过绝热层的热传递在计算上均以热传导的方式等效代替，传热路径如图 3 所示。

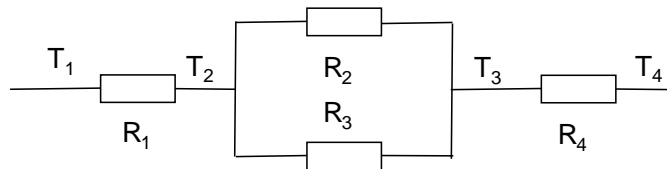


Figure 3. Equivalent heat transfer path
图 3. 等效传热路径

图 3 中， T_1 、 T_2 、 T_3 、 T_4 分别代表外部环境温度、外胆温度、内胆温度、液体燃料温度。 R_1 、 R_2 、 R_3 、 R_4 分别代表贮箱与外部环境之间的热阻、绝热层热阻、支撑结构热阻、内胆与液体燃料之间的热阻。贮箱与外部环境的热阻为：

$$R_1 = \left[\frac{1}{(4\pi r^2 h_1)} + \frac{1}{(4\pi r^2 \varepsilon \sigma (T_1 + T_2)(T_1^2 + T_2^2))} \right]^{-1} \quad (1)$$

式中： r 表示贮箱半径； h_1 表示对流系数； ε 表示贮箱外表面的发射率； σ 表示斯忒藩 - 玻尔兹曼常数。内胆与液体燃料之间的热阻为：

$$R_4 = \frac{1}{4\pi r^2 h_4} \quad (2)$$

式中： h_4 表示液体燃料和内胆之间的对流系数。传热路径总热阻 R 、热流密度 q 和液氢蒸发速率 M 分别为：

$$R = R_1 + R_4 + \frac{1}{\frac{1}{R_2} + \frac{1}{R_3}} \quad (3)$$

$$q = \frac{T_1 - T_4}{R} \quad (4)$$

$$M = \frac{q}{h_f} \quad (5)$$

式中： h_f 表示液体燃料的汽化潜热。外胆温度 T_2 内胆温度 T_3 为：

$$T_2 = T_1 - q \times R_1 \quad (6)$$

$$T_3 = T_4 + q \times R_4 \quad (7)$$

3.2. 理论计算

在理论计算中，温度等参数以增程型无人机地面实验室环境为准，各种参数值如表 1 所示。

Table 1. Theoretical calculation of parameters

表 1. 理论计算参数

参数	值
T_1	298 K
T_4	20 K
h_1	1 W/(m ² ·K)
h_4	10 W/(m ² ·K)
h_f	460 kJ/kg

由式(4)可得 $q = 0.618$ W，因此， $M = q/h_f = 1.34 \times 10^{-6}$ kg/s，日蒸发质量 $m = M \times 24 \times 3600 \approx 0.116$ kg。在液体燃料贮箱中，液体燃料总质量 25 kg，此时的日蒸发率为 0.464%。已经超出固定式低温储罐国家标准 JB/T5905-2000 中规定的低温液氢容器的日蒸发率为 0.8% 的设计标准和同类运输式容器的性能 [10]。

4. 仿真分析

初始条件：贮箱内的实际温度分布呈热分层状态，即气液相间无温度阶跃。为保证贮箱发射前气液相间温度良好的过渡，液相初始温度为 20.0 K，假设罐内初始充满率 90%，即液位高度 400 mm，外胆温度为 298 K；液体燃料与内胆的对流系数为 10 W/(m²·K)；外胆与空气的对流系数为 1 W/(m²·K)。

边界条件：贮箱与飞行器具有相同的飞行速度，可对贮箱壁面施加飞行器运行的速度边界条件 $x = A \sin(2\pi ft)$ ，其中 A 为横向激励振幅 0.018 m，激励频率 $f = 1.0$ Hz，步长 $t = 0.001$ s；数值模拟中，

对漏热热流做时均化处理, 均视为第二类边界条件, 其值为 5.5 W/m^2 。

求解设置: 采用 Fluent 双精度求解器进行瞬态数值模拟。贮箱内气枕空间增压气体为氢气, 计算工质为液氢。氢气采用理想气体模型, 液氢密度采用 Boussinesq 假设, 运动粘度等参数均参考物性软件 NIST。

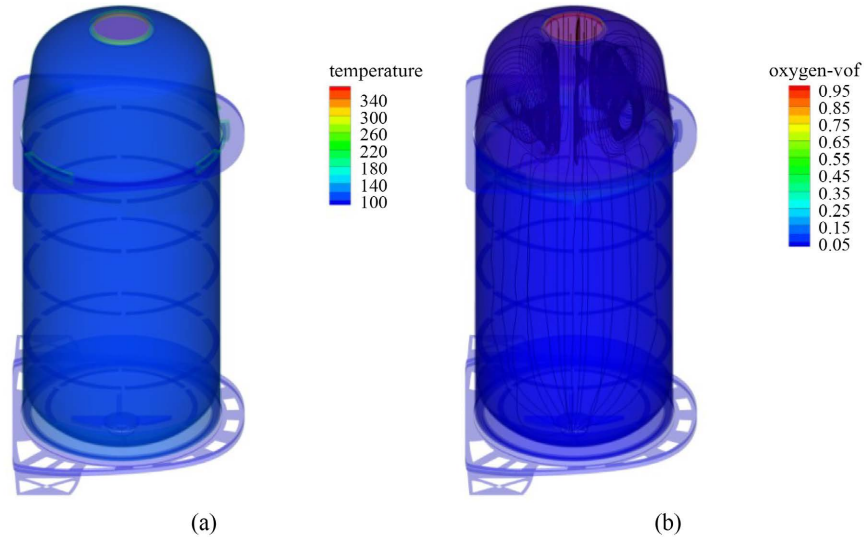


Figure 4. Calculation results of three-dimensional transient flow field. (a) Three-dimensional transient temperature field; (b) Three-dimensional transient volume fraction and streamline

图 4. 三维瞬态流场计算结果。(a) 三维瞬态温度场; (b) 三维瞬态体积分数及流线

图 4(a), 图 4(b)给出了三维瞬态流场计算结果, 结果表明, 气相区域与液相区域的温度值高于液相区域, 此外, 气相区流场存在大面积涡流区, 而液相区流动为均匀流动。

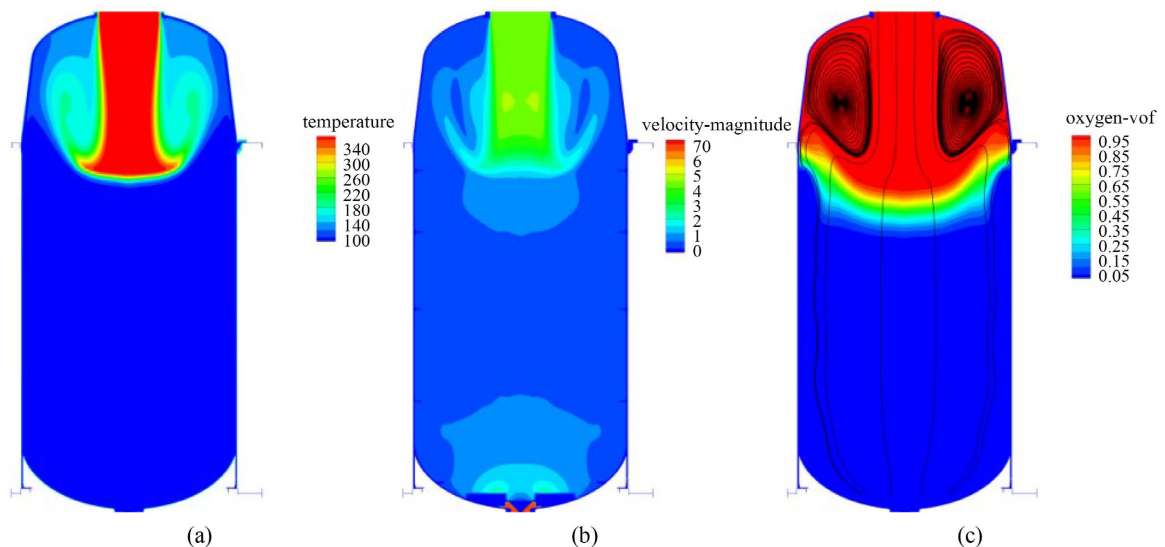


Figure 5. Calculation results of flow field on longitudinal symmetric surface. (a) Transient temperature field of longitudinal symmetry surface; (b) Transient velocity field on longitudinal symmetry surface; (c) Transient volume fraction and streamline of longitudinal symmetry surface

图 5. 纵向对称面流场计算结果。(a) 纵向对称面瞬态温度场; (b) 纵向对称面瞬态速度场; (c) 纵向对称面瞬态

体积分数及流线

图 5(a)~(c)给出了纵向对称面流场切片, 结果表明, 气相区温度梯度较大, 在进气口正下方的非涡流区域温度值最高, 达到 360 K 左右, 涡流区域温度值有所下降, 在气液交界面附近温度值最低, 约为 140 K。液相区温度分布比较均匀, 约为 100 K。气相区速度梯度较大, 在非涡流区速度值较大, 最大值达到 5.5 m/s 左右, 涡流区速度损失较大, 在涡核处速度低于 1 m/s。在箱体壁面附近速度值较低, 约为 1 m/s。液相区速度分布总体上比较均匀, 约为 0.5 m/s。但在气液交界面和液体出口附近存在较大速度梯度。

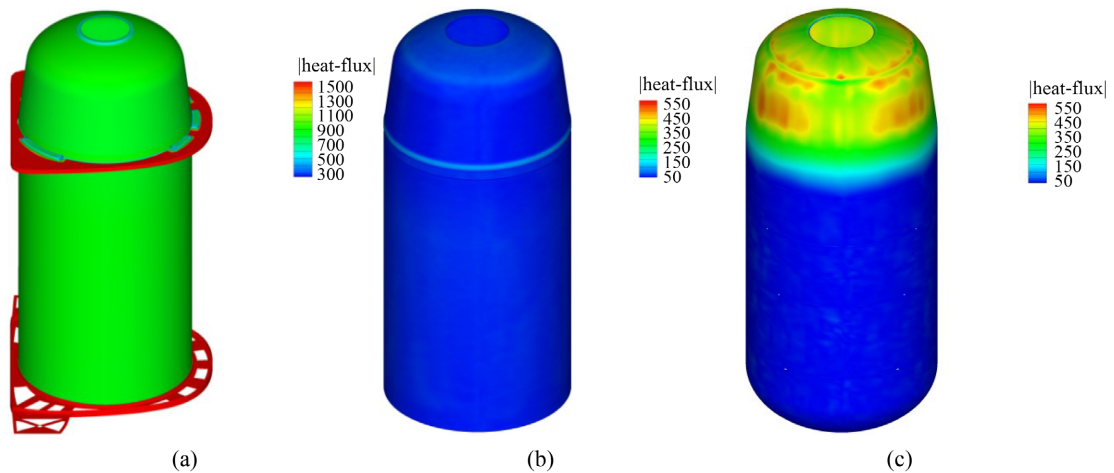


Figure 6. Heat flux of typical heat transfer surface. (a) Transient heat flux on outer wall; (b) Heat flux at the interface between insulation layer and tank; (c) Fluid-tank interface heat flux

图 6. 典型传热面的热流密度。(a) 外壁面瞬态热流密度; (b) 绝热层 - 贮箱交界面热流密度; (c) 流体 - 贮箱交界面热流密度

图 6(a)~(c)给出了典型传热面的热流密度, 结果表明, 外壁面和气相区 - 贮箱交界面的热流密度较大, 其中, 连接件外壁面热流密度值最大, 达到 1500 W/m^2 左右, 绝热层外壁面热流密度达到 800 W/m^2 左右。值得注意的是, 在弹性垫角点附近以及气相 - 贮箱交界面均出现了较大的热流密度梯度。此外, 绝热层 - 贮箱交界面与流体 - 档流部件交界面的热流密度较小, 均不足 50 W/m^2 , 气相区 - 档流部件交界面的角点附近出现轻微的热流密度梯度。

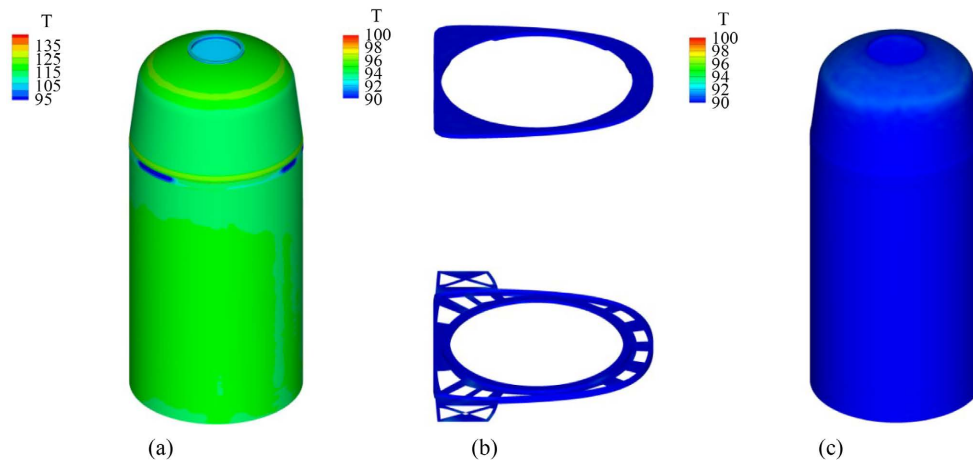


Figure 7. Transient temperature field of typical structure. (a) Transient temperature field of insulation layer; (b) Transient temperature field of connector; (c) Transient temperature field of tank

图 7. 典型结构的瞬态温度场。(a) 绝热层瞬态温度场；(b) 连接件瞬态温度场；(c) 贮箱瞬态温度场

图 7(a)~(c)给出了典型结构的瞬态温度场,结果表明,绝热层温度较高,达到 120 K 左右,而连接件、贮箱和档流部件的温度值较低,约为 90 K 左右,注意到位于气液交界面上方的贮箱结构温度稍高,为 91 K 左右。此外,弹性垫及其附近区域出现了很大的温度梯度,低温区出现在弹性垫-连接件界面附近,温度值约为 100 K,高温区出现在弹性垫各角点棱线处,达到 230 K 左右。

日蒸发率是衡量贮箱结构性能优劣的一个重要指标,在理论计算和仿真计算中,日蒸发率分别为 0.464% 和 0.539%,要低于传统贮箱的日蒸发率。因此,证明了该贮箱结构设计的优越性和合理性,为无人增程提供了理论基础。

5. 总结

本文通过对增程型无人机机载液体燃料贮箱进行创新设计,并对建立的有限元模型进行计算和分析得出以下结论。

(1) 本文设计的液体燃料贮箱多段式斜坡内壁,可以有效地增加燃料利用率;

(2) 在理论计算和仿真计算中,增程型无人机机载液体燃料日蒸发率分别为 0.464% 和 0.539%,要低于传统贮箱的日蒸发率,可以有效地减少燃料蒸发率,以此达到无人增程的效果。

基金项目

山西省研究生创新项目(2022Y576)。

参考文献

- [1] 温杰. 小步快跑——“复仇者”增程型无人机实现首次飞行[J]. 航空世界, 2017(1): 6-7.
- [2] 冯玥, 王容顺, 梅映雪, 孙洪飞, 吴了泥, 等. 动力增程型高超声速飞行器的再入轨迹规划[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(8): 1503-1513. <http://doi.org/10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0519>
- [3] 氢气可做小型无人机燃料[J]. 电子产品可靠性与环境试验, 2021, 39(5): 75.
- [4] 庞月, 王晓月, 石珊珊, 康慧芳, 徐一浩, 等. 低温贮箱冷屏数量及位置优化研究[J/OL]. 真空与低温: 1-8. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/62.1125.O4.20230515.1529.005.html>, 2023-07-10.
- [5] 李文, 陈叔平, 赵高逸, 谢高峰, 等. 飞行器用液氢贮箱低温推进剂晃动热力学响应分析[J]. 载人航天, 2022, 28(6): 771-778. <http://doi.org/10.16329/j.cnki.zrht.2022.06.018>
- [6] 武湛君, 陈铎, 李世超, 崔运广, 李娟子, 袁玉环, 等. 低温复合材料贮箱关键技术研究应用进展[J]. 航空制造技术, 2021, 64(11): 14-23. <http://doi.org/10.16080/j.issn1671-833x.2021.11.014>
- [7] 余建榕, 张强, 康慧芳, 章丹亭, 等. 低温推进剂贮箱气冷屏复合绝热结构综合优化设计[J/OL]. 真空与低温, 1-11. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/62.1125.O4.20200914.1724.004.html>, 2023-07-10.
- [8] 邹慧. 低温贮箱绝热层柔性自动化打磨的关键技术研究[D]: [硕士学位论文]. 上海: 东华大学, 2022. <http://doi.org/10.27012/d.cnki.gdhuu.2022.001171>
- [9] 沈立武. 贮箱绝热层柔性自动化喷涂成型关键技术研究与应用[D]: [硕士学位论文]. 上海: 东华大学, 2021. <http://doi.org/10.27012/d.cnki.gdhuu.2021.000315>
- [10] 徐伟强, 杨国栋, 娄鹏. 无人机机载液氢储罐绝热结构设计及仿真[J]. 真空科学与技术学报, 2015, 35(3): 266-270. <http://doi.org/10.13922/j.cnki.cjovst.2015.03.03>
- [11] 肖志宏, 汪荣顺, 石玉美, 等. 应用逐层传热模型分析高真空多层绝热中的传热过程[J]. 真空科学与技术学报, 2004, 24(2): 113-117.