

无人机油箱地面洗涤惰化性能

李超越^{1,2}, 冯诗愚², 彭孝天², 徐 雷^{1,2}, 王志凌¹

(1. 金陵科技学院 机电工程学院, 南京 211169;

2. 南京航空航天大学 航空学院

飞行器环境控制与生命保障工业和信息化部重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 提出了无人机油箱地面洗涤惰化技术理论和方法, 利用 CFD 方法研究了采用地面洗涤惰化技术降低油箱气相空间氧体积分数并使无人机油箱在地面和飞行条件下仍然保持惰化状态的可行性。利用 volume of fluid (VOF) 两相流模型和自定义传质方程计算了不同油箱初始氧体积分数和载油率下气相空间氧体积分数的变化情况, 结果表明: 在相同的飞行时间, 气相空间氧体积分数随着初始载油率和油箱初始氧体积分数的增加而增加; 当油箱初始氧体积分数不高于 2%, 且初始载油率不高于 50% 时, 飞行过程中油箱气相空间氧体积分数始终低于 9%, 满足军用飞机油箱惰化要求。研究可为无人机油箱地面洗涤惰化边界设计提供参考。

关 键 词: 无人机; 洗涤; 惰化; 氧体积分数; 载油率

中图分类号: V228; TQ032.4

文献标志码: A

Performance of ground based scrubbing inerting of unmanned aerial vehicle fuel tank

LI Chaoyue^{1,2}, FENG Shiyu², PENG Xiaotian², XU Lei^{1,2}, WANG Zhiling¹

(1. School of Mechanical and Electrical Engineering,

Jinling Institute of Technology, Nanjing 211169, China;

2. Key Laboratory of Aircraft Environment Control and Life Support,

Ministry of Industry and Information Technology, College of Aerospace Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The theory and method of ground based scrubbing inerting technology of unmanned aerial vehicle fuel tank were proposed. CFD method was used to study the feasibility of using ground based scrubbing inerting technology to reduce the oxygen volume fraction in fuel tank and keeping the fuel tank inert under the ground and flight conditions. Volume of fluid (VOF) two-phase flow model and custom mass transfer equation were applied to calculate the variation of oxygen volume fraction in fuel tank under different initial oxygen volume fraction and fuel load. The results indicated that the oxygen volume fraction in fuel tank ullage

收稿日期: 2020-11-12

基金项目: 国家自然科学基金委员会-中国民用航空局民航联合研究基金(U1933121);

江苏省高等学校自然科学研究项目(21KJD620003, 18KJD440001);

金陵科技学院高层次人才科研启动基金(jit-b-202044); 国家自然科学基金青年基金(51905242);

南京航空航天大学飞行器环境控制与生命保障工业和信息化部重点实验室项目(KLAECLS-E-201903)

作者简介: 李超越(1990—), 男, 讲师, 博士, 主要从事飞机燃油箱惰化技术研究。

通信作者: 冯诗愚(1974—), 男, 副教授, 博士, 主要从事飞机环控和燃油箱系统研究。E-mail: shiyuf@nuaa.edu.cn

引用格式: 李超越, 冯诗愚, 彭孝天, 等. 无人机油箱地面洗涤惰化性能[J]. 航空动力学报, 2022, 37(3): 457-464. LI Chaoyue, FENG Shiyu, PENG Xiaotian, et al. Performance of ground based scrubbing inerting of unmanned aerial vehicle fuel tank[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(3): 457-464.

increased with the increase of initial fuel load and initial oxygen volume fraction at the same flight time. When the initial oxygen volume fraction was no more than 2% and the initial fuel load was no more than 50%, the oxygen volume fraction in fuel tank was kept less than 9%, up to the requirements of military aircraft fuel tank inerting. This study can provide a reference for the design of boundary condition of ground based scrubbing inerting of unmanned aerial vehicle fuel tank.

Key words: unmanned aerial vehicle; scrubbing; inerting; oxygen volume fraction; fuel load

油箱爆炸是飞机失事的主要原因之一,美国联邦航空管理局(Federal Aviation Administration, FAA)调查表明:中央翼热油箱的事故率高达每6 000万飞行小时/次^[1]。而美国军方统计资料亦表明:仅越南战争期间,美国空军就有数千架飞机坠毁,其主要原因来自于地面小型防空武器袭击所造成的飞机油箱燃烧爆炸^[2]。

飞机油箱气相空间氧体积分数高于燃油燃烧所需极限氧体积分数,当存在雷电、静电、电火花以及炮火袭击等点火源时,油箱极易发生燃烧爆炸^[3-4]。对于军用飞机燃油燃烧极限氧体积分数为9%,民用运输类飞机为12%^[5-6]。FAA大量理论和实验研究表明油箱惰化是一种安全可行的降低油箱气相空间氧体积分数以达到保护油箱安全的方法^[7-8]。目前应用最广泛且技术成熟的油箱惰化方法主要是机载中空纤维膜制氮惰化技术(hollow fiber membrane based on-board inert gas generation system, HFM-OBIGGS)^[9-11]。它是利用空气分离装置将发动机高压引气分离成为富氮气体(nitrogen enriched air, NEA)和富氧气体(oxygen enriched air, OEA),然后将NEA注入油箱,置换出气相空间氧气,使其氧体积分数低于燃烧所需极限氧体积分数,从而使油箱处于惰化状态。但HFM-OBIGGS在使用时也暴露出诸多问题,比如中空纤维膜分离效率低、使用寿命短、燃油代偿损失大等^[12-13]。

航空规则制定咨询委员会(Aviation Rule-making Advisory Committee, ARAC)提出了一种经济有效的替代HFM-OBIGGS的降低油箱可燃性方法称之为地面惰化技术(ground based inerting, GBI)^[14]。GBI是飞机在地面停机时,利用NEA或纯氮气,采用洗涤或冲洗方式惰化油箱,降低油箱气相空间氧体积分数,并使之在地面和飞行状态下仍保持惰化状态。GBI不需要搭载空气分离装置,可以显著减轻飞机附加质量,并降低

HFM-OBIGGS对飞机发动机性能的不利影响。

FAA与Boeing公司利用Boeing 737-700飞机测试了地面冲洗惰化在降低油箱可燃性上的可行性,利用NEA进行冲洗惰化,将油箱气相空间氧体积分数降低至8%,测量地面和飞行条件下油箱气相氧体积分数的变化^[15]。结果表明:在地面静置2 h后,油箱气相空间氧体积分数增长小于2%;在爬升和巡航阶段,当载油率为20%时,油箱气相氧体积分数小于12%,当载油率为80%时,油箱气相氧体积分数超过12%;在俯冲下降阶段,由于外界空气大量进入油箱,导致气相氧体积分数急剧增大,超过安全范围。

油箱经地面冲洗惰化后,在飞行过程中,外界环境压力降低,气相和燃油溶解氧浓度差增大,燃油中溶解氧大量逸出,使气相氧体积分数增大,不利于油箱惰化状态的保持。而地面洗涤惰化可以使用NEA对油箱进行洗涤惰化,置换出燃油中的溶解氧,减小飞行过程中溶解氧逸出对气相氧体积分数增大的不利影响。

而对于军用无人机而言,战场环境瞬息万变,无人机的灵活性和速度成为提高其战场生存能力的关键因素。军用无人机由于没有飞行员,可以大量减少与保障飞行员安全有关的结构质量,极大程度上改善无人机的灵活性,提高其飞行速度,因此地面惰化方案为替代机载制氮惰化系统提供了极大的应用前景。而目前研究中鲜见关于军用飞机油箱地面惰化可行性的报道,因此开展军用无人机油箱地面洗涤惰化的研究对于提高其战场生存能力具有重要意义。

由于地面惰化实验研究存在实验周期长,代价大,可研究变量少等缺点,因此本文利用CFD计算方法分析在给定飞行包线下地面洗涤惰化技术降低某型军用无人机油箱可燃性的可行性,为地面惰化系统的设计及实际应用提供参考。

1 研究方法

1.1 飞行包线

军机油箱的点火源主要来自敌方炮火攻击,但是飞机在下降着陆阶段已返回我方安全区域,因此遭受炮火攻击的可能性极小,而且在下降着陆阶段,因外界空气进入使得油箱气相氧体积分数迅速增加,即使开启机载制氮惰化系统也很难维持惰化状态,而且所需中空纤维膜组件数量将大幅增加,因此在实际惰化系统设计时可以不考虑下降着陆阶段气相空间氧体积分数变化^[16]。为实现侦察和打击目的,在不考虑下降着陆阶段的飞行包线中,无人机还存在战术下降阶段。结合实际无人机油箱惰化系统设计开发,选择某型军用无人机的典型飞行包线进行研究,飞行包线如图1所示。

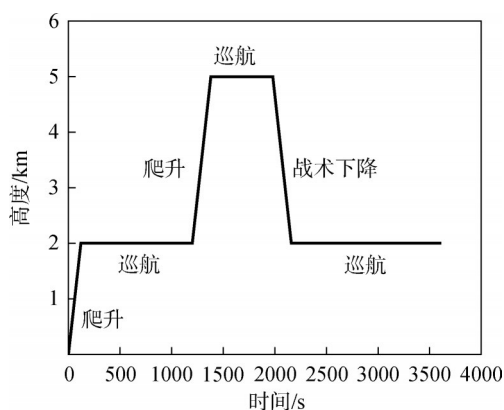


图1 飞行包线

Fig.1 Flight envelope

1.2 物理模型

某型军用无人机油箱容积为 7.5 m^3 , 由于不考虑各隔舱之间燃油消耗顺序, 因此可将油箱视之为单舱油箱。油箱尺寸为 $3 \text{ m} \times 2.5 \text{ m} \times 1 \text{ m}$, 底部设置有燃油消耗出口, 直径为 100 mm , 顶部设置有直径为 50 mm 通气口, 其物理模型如图2所示。

1.3 数学模型

飞行过程中油箱内存在明显的气液相界面, 可采用 volume of fluid (VOF) 两相流模型进行分析, 它通过求解相连续方程来完成气液界面跟踪, 求解体积分数中急剧变化的点来确定相分界面位置^[17-18]。

1.3.1 控制方程

质量守恒方程

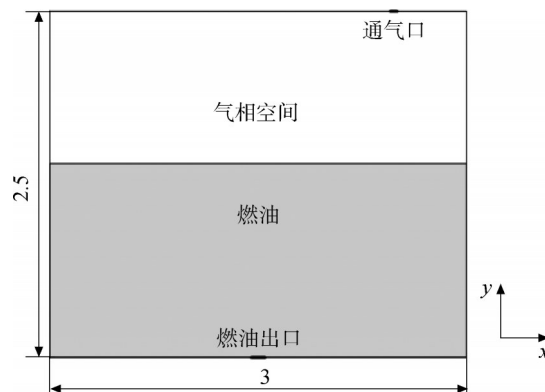


图2 油箱物理模型(单位:m)

Fig.2 Physical model of fuel tank (unit:m)

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u}) = S_m \quad (1)$$

式中 t 为时间 (s); ρ 为密度 (kg/m^3); $\mathbf{u}$ 为速度矢量 (m/s); S_m 为质量源项 (kg/m^3)。

能量守恒方程

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho e) + \nabla \cdot [\mathbf{u} (\rho e + p)] = \nabla \cdot (\kappa_{\text{eff}} \nabla T) + S_e \quad (2)$$

式中 e 为比能 (J/kg); p 为压力 (Pa); κ_{eff} 为有效热导率 ($\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$); T 为温度 (K); S_e 为通量源项 (W/m^3)。

动量守恒方程

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \mathbf{u}) + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u} \mathbf{u}) = -\nabla p + \nabla \cdot [\mu (\nabla \mathbf{u} + \nabla \mathbf{u}^T)] + \rho \mathbf{g} + \mathbf{F} \quad (3)$$

式中 μ 为黏度 ($\text{Pa} \cdot \text{s}$); $\mathbf{g}$ 为重力加速度矢量 (m/s^2); $\mathbf{F}$ 为表面张力动力源项 (N/m)。

在气液自由界面, 表面张力对界面流动的影响较大, Brackbill 等^[19]根据实验研究提出了气液界面连续表面张力模型, 其表达式为

$$\mathbf{F} = \sigma_{ij} \frac{\rho_{\text{ave}} \psi \nabla \varphi_i}{\rho_i + \rho_j} \quad (4)$$

式中 $\mathbf{F}$ 为表面张力; σ_{ij} 为第 i 相和第 j 相的表面张力系数; ρ_{ave} 为多相流的平均密度 (kg/m^3); ψ 为自由表面曲率; φ_i 为多相流中第 i 相组分的体积分数; ρ_i 和 ρ_j 分别为第 i 相和第 j 相的密度 (kg/m^3)。

湍动能 k 输运方程和耗散率 ϵ 方程 (标准 $k-\epsilon$ 方程) 为

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(Pr_k \mu_{\text{eff}} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k + G_b - \rho \epsilon - Y_m + S_k \quad (5)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\epsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j}\left(Pr_\epsilon\mu_{\text{eff}}\frac{\partial\epsilon}{\partial x_j}\right) + C_{\epsilon 1}\frac{\epsilon}{k}(G_k + C_{\epsilon 3}G_b) - C_{\epsilon 2}\rho\frac{\epsilon^2}{k} - R_\epsilon + S_\epsilon \quad (6)$$

式中 k 为湍动动能 ($\text{kg}/(\text{m}\cdot\text{s}^3)$); ϵ 为湍动耗散率; u_i 为第 i 相的速度 (m/s); Pr_k, Pr_ϵ 为逆效应普朗特数; μ_{eff} 为有效黏度 ($\text{Pa}\cdot\text{s}$); G_k 为速度梯度引起的湍动动能 ($\text{kg}/(\text{m}\cdot\text{s}^3)$); G_b 为浮升力引起的湍动动能 ($\text{kg}/(\text{m}\cdot\text{s}^3)$); Y_m 为可压缩湍流中流体膨胀产生的湍动动能 ($\text{kg}/(\text{m}\cdot\text{s}^3)$); S_k 自定义湍动动能源项 ($\text{kg}/(\text{m}\cdot\text{s}^3)$); $C_{\epsilon 1}, C_{\epsilon 2}$ 和 $C_{\epsilon 3}$ 均为常数; R_ϵ 为附加值 ($\text{kg}/(\text{m}\cdot\text{s}^3)$); S_ϵ 为自定义源项 ($\text{kg}/(\text{m}\cdot\text{s}^3)$)。

组分输运方程

$$\frac{\partial}{\partial t}(\varphi_i\rho_i w_{i,n}) + \nabla\cdot(\varphi_i\rho_i \mathbf{u} w_{i,n} - \varphi_i D_{i,n} \nabla w_{i,n}) = S_{i,n} \quad (7)$$

式中 $w_{i,n}$ 为第 i 相中组分 n 的质量分数; $D_{i,n}$ 为第 i 相中组分 n 的质扩散系数; $S_{i,n}$ 为第 i 相中组分 n 的质量源项 (kg/m^3)。

体积分连续性方程

VOF 模型单元格中物质特性与组分体积分有关,其密度和黏度可表示为

$$\rho = \varphi_l\rho_l + \varphi_g\rho_g \quad (8)$$

$$\mu = \varphi_l\mu_l + \varphi_g\mu_g \quad (9)$$

式中 φ_l, φ_g 分别为单元格中液体和气体的体积分; ρ_l, ρ_g 分别为单元格中液体和气体密度 ($\text{kg}\cdot\text{m}^3$); μ_l, μ_g 分别为单元格中液体和气体的黏度 ($\text{Pa}\cdot\text{s}$)。

假设气液两相流中液体为第二相,则网格单元内存在以下三种情况: $\varphi_l = 0$, 则单元格内不存在液相; $\varphi_l = 1$, 则单元格内不存在气相; $0 < \varphi_l < 1$, 则单元格内气液共存,存在相界面。

气液两相界面可以通过求解以下连续性方程进行跟踪:

$$\frac{\partial\varphi_l}{\partial t} + \mathbf{u}\nabla\varphi_l = 0 \quad (10)$$

$$\varphi_g + \varphi_l = 1 \quad (11)$$

1.3.2 质量源项

气体在航空燃油中的溶解和逸出过程发生在气液相界面处,当界面液相中溶解气体浓度与气相分压未达到平衡,液相中溶解气体将逸出或气相中气体进一步溶解,直至溶解平衡^[20-21]。因此,在利用 CFD 方法进行气液传质过程模拟时,需在相界面处通过 UDF (user defined function) 加载质量源项,以反映气/液相间的传质行为。

假设温度和压力变化时,气液相界面处只有氧气和氮气发生质量传递,则根据对流传质理论可知

$$S_O = K_O a (c_O^* - c_O) \quad (12)$$

$$S_N = K_N a (c_N^* - c_N) \quad (13)$$

式中 S_O, S_N 分别为 O_2 和 N_2 的传质速率源项 ($\text{kg}/(\text{m}^3\cdot\text{s})$); K_O 和 K_N 分别为 O_2 和 N_2 在燃油中的传质系数 (m/s); a 为气液传质界面面积 (m^2/m^3); c_O^* 和 c_N^* 分别为瞬时气相 O_2 和 N_2 分压力对应的液相中溶解氧气或氮气的平衡质量浓度 (kg/m^3),其值可以根据 Ostwald 系数进行计算^[22]; c_O 和 c_N 分别为燃油中溶解的氧气和氮气质量浓度 (kg/m^3)。

研究表明 Higbie 的穿透传质理论能更加准确地描述气液相界面的传质过程^[23-24],因此,本文将式(11)和式(12)中的传质系数分别表示为

$$K_O = 2\sqrt{\frac{D_O}{\pi t}} \quad (14)$$

$$K_N = 2\sqrt{\frac{D_N}{\pi t}} \quad (15)$$

式中 D_O 和 D_N 分别为氧气和氮气在燃油中的质扩散系数 (m^2/s),其数值可参考文献[25-26]。

1.3.3 计算条件

本文采用 CFD 商用软件 Fluent 18.0 开展研究,假设油箱内气相空间气体仅由 O_2 和 N_2 组成,同时传质只发生在气液中的 O_2 和 N_2 之间,选择 VOF 模型用于捕捉气液相界面,并在单元格内加载质量源项 UDF。飞行的不同阶段,外界环境压力和温度随着飞行高度的变化而变化,不同飞行高度下的环境压力和温度可参考文献[27],并利用 UDF 设置不同飞行高度的温度值和压力值。

设置油箱内气体为主相,燃油为第二相;重力加速度方向为 y 轴负方向,大小为 $-9.8 \text{ m}/\text{s}^2$;气体设置为可压缩理想气体,参考压力为 0 Pa ;油箱壁面设置为无滑移壁面;燃油出口为速度出口边界,通气孔为压力出口边界。

计算过程中开启组分输运方程模型和能量方程模型,湍流模型采用标准 $k-\epsilon$ 模型,压力速度耦合采用 pressure implicit split operator (PISO),压力空间离散采用广泛使用的 pressure staggering option (PRESTO) 方法,在保证准确度的情况下,为减少计算负荷,动量、湍动动能、湍动耗散率离散格式均采用一阶迎风格式。

1.3.4 CFD 模型正确性验证

本文作者在之前的研究中已对油箱内气液传质的 CFD 模型进行了验证,CFD 计算与实验测

试结果之间的误差小于8%^[28],因此本文所提出的控制方程以及传质源项具有较高的准确度,可以满足计算要求。

2 计算结果

假设飞行包线中燃油消耗速率为定值,参考实际燃油消耗速率,设置燃油出口速度为0.001 6 m/s,当初始载油率分别为30%、50%和70%时,飞行过程中油箱载油率变化如图3所示。

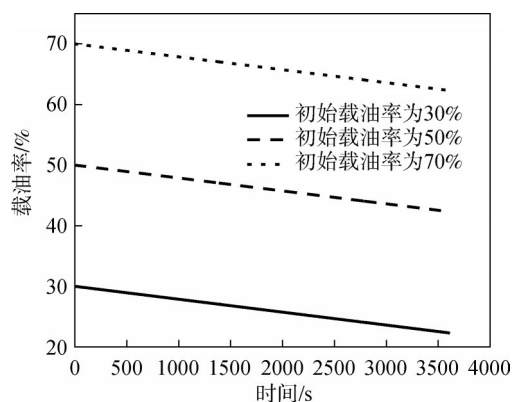
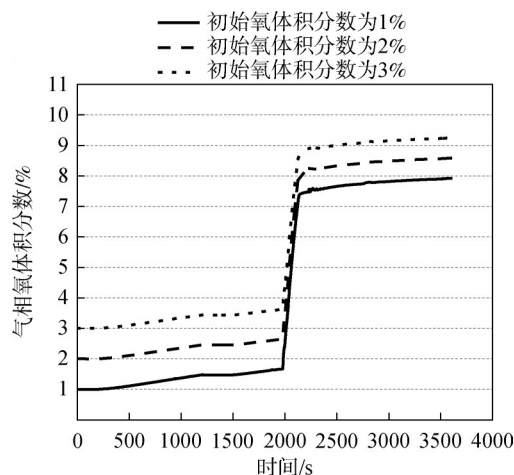


图3 飞行过程中油箱载油率变化

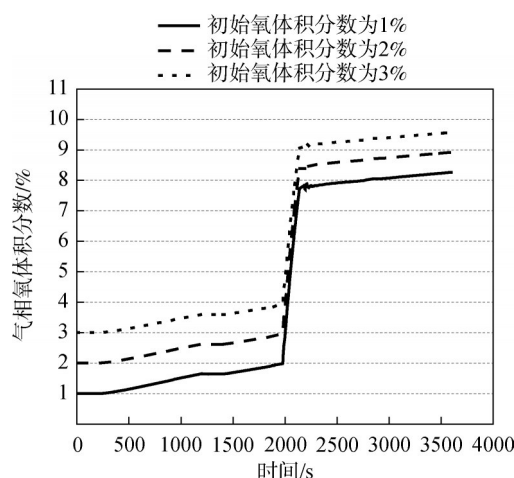
Fig.3 Variation of fuel load in fuel tank during flight

计算经地面洗涤惰化后,油箱气相空间初始氧体积分数分别为1%、2%和3%,初始载油率分别为30%、50%和70%时,飞行包线下油箱气相空间氧体积分数变化情况,计算结果如图4所示。

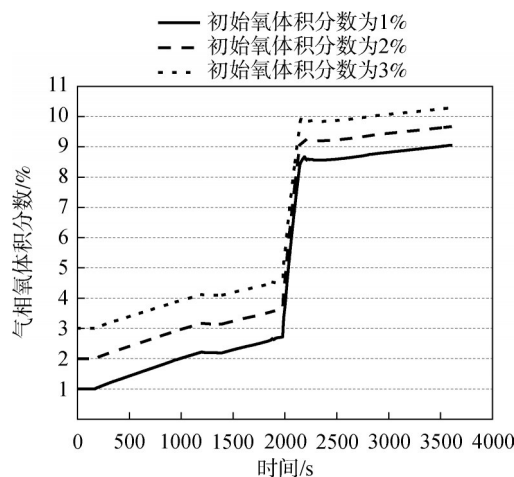
由计算结果可知,当载油率为30%,气相初始氧体积分数分别为1%、2%和3%时,飞行结束时油箱气相氧体积分数分别为7.92%、8.58%和9.24%;当载油率为50%,气相初始氧体积分数分别为1%、2%和3%时,飞行结束时油箱气相氧体积分数分别为8.26%、8.92%和9.57%;当载油率为70%,气相初始氧体积分数分别为1%、2%和3%时,飞行结束时油箱气相氧体积分数分别为9.05%、9.66%和10.28%。当初始载油率相同时,经地面洗涤惰化后的油箱初始氧体积分数越小,飞行包线下气相空间氧体积分数也越小,这是因为经过地面洗涤惰化后,油箱内气液达到溶解平衡时,气相初始氧体积分数越小,燃油中所对应的饱和溶解氧浓度也越低,因此飞行过程中从燃油中逸出的氧气质量也越低,当气相空间体积一定时,气相氧体积分数也越低。当初始氧体积分数相同时,载油率越大,油箱气相空间氧体积分数也越大,这是因为载油率增大时,燃油中溶解氧



(a) 初始载油率为30%



(b) 初始载油率为50%



(c) 初始载油率为70%

图4 飞行包线下油箱气相空间氧体积分数变化

Fig.4 Variation of oxygen volume fraction in fuel tank in flight envelope

总量增大,从而逸出量也增大,而且当载油率越大时,气相空间体积越小,则外界空气进入导致氧体积分数增大的影响更大,因此气相空间氧体积分

数增量更大。以初始氧体积分分数3%为例,飞行1800 s时不同载油率下油箱气相空间和燃油中溶解氧浓度分布如图5所示。

在飞机爬升阶段,随着高度增加,外界压力降低,此时油箱气相空间氧体积分分数增长速率较低,

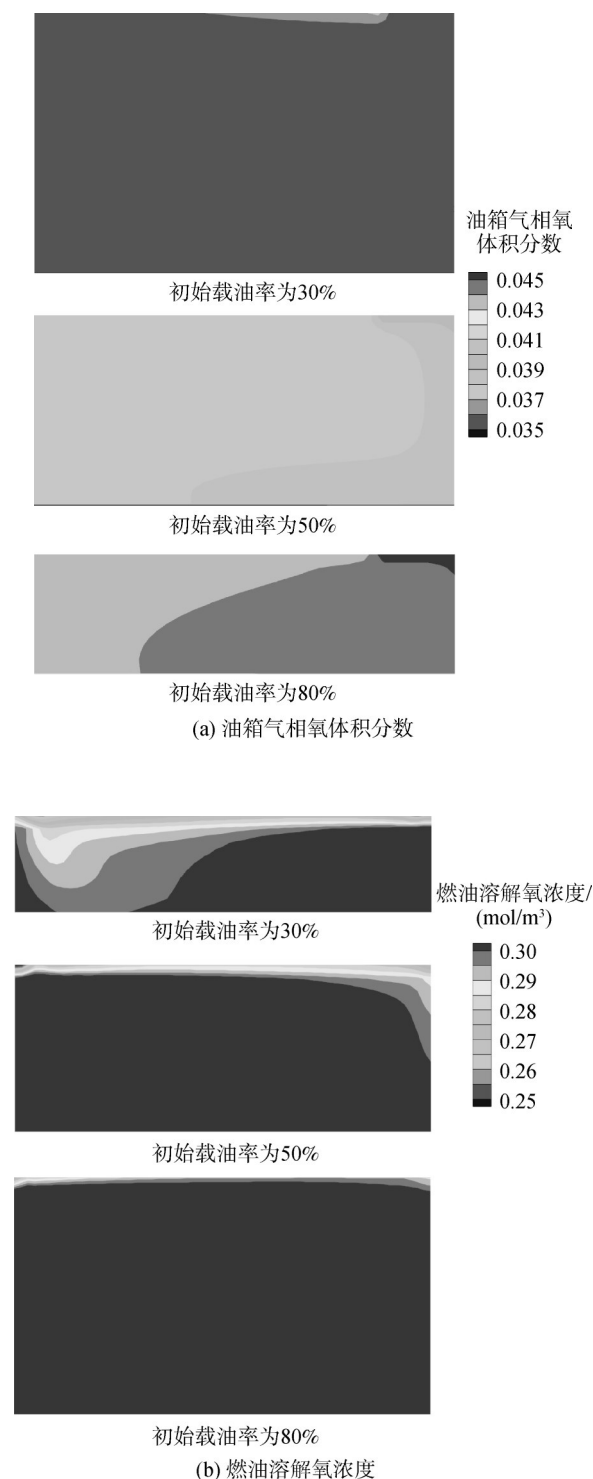


图5 不同载油率下油箱气相空间和燃油溶解氧浓度
Fig.5 Oxygen volume fraction in fuel tank and dissolved
in fuel in different fuel loads

其增长主要是由燃油中溶解氧逸出导致。巡航阶段,油箱气相压力与外界环境压力相同,随着飞行过程中燃油消耗,外界高含氧量的空气进入,使油箱气相空间氧体积分分数增长速率增大。在战术下降阶段,飞机高度降低,外界环境压力增大,大量空气进入油箱以维持压力平衡,从而使油箱气相空间氧体积分分数急剧增加。

飞行结束时,不同初始载油率(α_o)和初始氧体积分分数($\varphi_{i,o}$)下油箱气相空间最终氧体积分数值如表1所示。当初始载油率不超过50%且油箱气相初始氧体积分分数不超过2%时,飞行结束时油箱气相氧体积分分数小于9%,即使用GBI可以使飞机油箱在地面及飞行状态下始终处于惰化状态,满足军用飞机油箱惰化要求;当初始载油率为70%或气相初始氧体积分分数为3%时,飞行结束时油箱气相氧体积分分数超过9%,此时不满足油箱惰化要求。

表1 飞行结束时油箱气相氧体积分数

Table 1 Oxygen volume fraction in fuel tank fuel
at the end of flight

初始 载油率/%	油箱气相最终氧体积分数/%		
	$\varphi_{i,o}=1\%$	$\varphi_{i,o}=2\%$	$\varphi_{i,o}=3\%$
30	7.92	8.58	9.24
50	8.26	8.92	9.57
70	9.05	9.66	10.28

3 结 论

本文采用CFD计算方法研究了地面洗涤惰化技术在某型军用无人机上的应用,通过计算给定飞行包线下油箱气相空间氧体积分分数变化,找到满足惰化要求的边界条件,研究结果表明:

1) 当初始载油率相同时,经地面洗涤惰化后的油箱初始氧体积分分数越小,飞行包线下气相空间氧体积分分数也越小;当初始氧体积分分数相同时,载油率越大,油箱气相空间氧体积分分数也越大。

2) 在飞机爬升阶段,油箱气相空间氧体积分分数增长速率较低;巡航阶段,随着飞行过程中燃油消耗,外界高含氧量空气的进入,使油箱气相空间氧体积分分数增长速率增大;而在战术下降阶段,外界空气大量进入导致油箱气相空间氧体积分分数急剧增加。

3) 对于本文所提供的油箱模型和飞行包线,

当初始载油率不超过 50% 且油箱气相初始氧体积分数不超过 2% 时,地面洗涤惰化技术可以使飞机油箱在地面及飞行状态下始终处于惰化状态;而当初始载油率为 70% 或气相初始氧体积分数为 3% 时,飞行结束时油箱气相氧体积分数超过 9%,不能使油箱一直保持在惰化状态。此结论并不适用于所有机型和飞行条件,但为无人机油箱地面惰化系统的设计和优化提供了计算方法以及数据支持。

参考文献:

- [1] DADIA D D. Modeling wing tank flammability[R]. Washington DC: DOT/FAA/AR-TT09/48, 2009.
- [2] KWOK D W. Fuel system for an aircraft including a fuel tank inerting system: US7815148B2[P]. 2010-10-19.
- [3] RENOARD-VALLET G N L, SABALLUS M, SCHMITHALS G, et al. Improving the environmental impact of civil aircraft by fuel cell technology: concepts and technological progress [J]. Energy and Environmental Science, 2010, 3(10): 1458-1468.
- [4] RENOARD-VALLET G N L, SABALLUS M, SCHUMANN P, et al. Fuel cells for civil aircraft application: on-board production of power, water and inert gas[J]. Chemical Engineering Research and Design, 2012, 90(1): 3-10.
- [5] PEI Y, SHI B. Method for analyzing the effect of projectile impact on aircraft fuel tank inerting for survivability design [J]. Journal of Aerospace Engineering, 2016, 230(13): 2345-2355.
- [6] CAVAGE W, BOWMAN T. Modeling in flight inert gas distribution in a 747 center wing fuel tank[R]. AIAA 2005-4906, 2005.
- [7] KUOKAWA F Y, DE ANDRADE C R, ZAPAROLI E L. Modeling of aircraft fire suppression system[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2016, 88(4): 535-539.
- [8] BURNS M, CAVAGE W M, MORRISON R, et al. Evaluation of fuel tank flammability and the FAA inerting system on the NASA 747 SCA[R]. Washington DC: DOT/FAA/AR-04/41, 2004.
- [9] LI C Y, FENG S Y, CHEN C, et al. Performance analysis of aircraft fuel tank inerting system with turbocharger[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2019, 233(14): 5217-5226.
- [10] 冯晨曦, 刘卫华, 鹿世化, 等. 气体分配方式对多隔舱燃油箱地面惰化的影响[J]. 航空动力学报, 2011, 26(11): 2528-2533.
FENG Chengxi, LIU Weihua, LU Shihua, et al. Study on ground-based inerting process influenced by different gas distribution for multi-bay fuel tank[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(11): 2528-2533. (in Chinese)
- [11] 冯诗愚, 冯晨曦, 汪其祥, 等. 气体分配方式对民机多隔舱燃油箱惰化的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(5): 595-600.
- FENG Shiyu, FENG Chengxi, WANG Qixiang, et al. Influ-ent of inerting process of multi-bays central fuel tank for civil passenger airplane under various gas distributions[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(5): 595-600. (in Chinese)
- [12] 冯诗愚, 邵垒, 李超越. 航空燃油类型对催化惰化系统性能的影响[J]. 航空学报, 2016, 37(6): 1819-1826.
FENG Shiyu, SHAO Lei, LI Chaoyue. Performance of cata-lytic inerting system affected by various aviation jet fuels[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(6): 1819-1826. (in Chinese)
- [13] SHAO L, LIU W, LI C Y, et al. Experimental comparison of fuel scrubbing inerting process using nitrogen and carbon dioxide of aircraft fuel tanks[J]. Fire Technology, 2018, 54(2): 379-394.
- [14] CAVAGE W M. The cost of implementing ground based fu-el tank inerting in the commercial fleet[R]. Washington DC: DOT/FAA/AR-00/19, 2000.
- [15] BURNS M, CAVAGE W M. Ground and flight testing of a Boeing 737 center wing fuel tank inerted with nitrogen-en-riched air[R]. Washington DC: DOT/FAA/AR-01/63, 2001.
- [16] REYNOLDS T L. Gas separation technology system of the art[C]//Halon Options Technical Working Conference. Wash-ington DC: NASA, 2001: 1-16.
- [17] LUO Y, YANG H, CHEN Y, et al. Application of CFD model in analyzing the performance of a liquid desiccant de-humidifier[J]. Energy Procedia, 2016, 88: 491-497.
- [18] KARPINSKA A M, BRIDGEMAN J. CFD-aided model-ing of activated sludge systems: a critical review[J]. Water Research, 2016, 88: 861-879.
- [19] BRACKBILL J U, KOTHE D B, ZEMACH C. A continu-um method for modeling surface tension[J]. Journal of Com-putational Physics, 1992, 100(2): 333-354.
- [20] HASSANVAND A, HASHEMABADI S H, BAYAT M. Evaluation of gasoline evaporation during the tank splash loading by CFD techniques[J]. International Communications in Heat and Mass Transfer, 2010, 37(7): 907-913.
- [21] 谷芳, 刘春江, 余黎明, 等. 气-液两相降膜流动及传质过程的 CFD 研究[J]. 高校化学工程学报, 2005, 19(4): 438-444.
GU Fang, LIU Chuanjiang, YU Liming, et al. The CFD sim-ulation of mass transfer process in falling film with counter-current two phase flow[J]. Journal of Chemical Engineering of Chinese Universities, 2005, 19(4): 438-444. (in Chinese)
- [22] ASTM Committee. Standard test method for estimation of solubility of gases in petroleum liquids: D2779-92[S]. West Conshohocken, United States: NASA, 2002: 1-5.
- [23] MCCLURE D D, KAVANAGH J M, FLETCHER D F, et al. Oxygen transfer in bubble columns at industrially relevant superficial velocities: experimental work and CFD modelling [J]. Chemical Engineering Journal, 2015, 280: 138-146.
- [24] MCCLURE D D, LIU Z, BARTON G W, et al. Oxygen transfer in pilot-scale contactors: an experimental and compu-tational investigation into the effect of contactor design[J].

- Chemical Engineering Journal, 2018, 344:173-183.
- [25] LI C Y, LIU W H, PENG X T, et al. Measurement of mass diffusion coefficients of O_2 in aviation fuel through digital holographic interferometry[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32(5):1184-1189.
- [26] FENG S Y, LI C Y, PENG X T, et al. Digital holography interferometry for measuring the mass diffusion coefficients of N_2 in RP-3 and RP-5 jet fuels[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2019, 91(8):1093-1099.
- [27] 鹿世化. 油箱惰化空间浓度场模拟和气流优化的理论与实验研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2012.
- LU Shihua. Numerical simulation of oxygen distribution in aircraft fuel tank ullage and theoretical and experimental study of airflow optimization[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [28] FENG S Y, LI C Y, PENG X T, et al. Oxygen concentration variation in ullage influenced by dissolved oxygen evolution[J]. Chinese Journal of Acoustics, 2020, 33(7):1919-1928.

(编辑:陈 越)