

飞机燃油箱气相空间平衡氧浓度理论研究

冯诗愚¹ 刘卫华¹ 黄龙¹ 蒋军昌² 刘苏彦²

(1. 南京航空航天大学航空宇航学院, 南京, 210016;

2. 中国一航第一飞机设计研究院动力燃油设计研究所, 西安, 710089)

摘要: 油箱上部空间平衡氧浓度的确定是设计机载油箱惰化系统的基础。采用微元段计算方法, 在考虑载油量、压力随飞行高度变化、燃油温度和燃油蒸汽压的情况下, 建立了油箱上部气相空间平衡氧浓度的数学模型。首先将模型计算结果与文献公布的数据进行了比较, 验证了模型的正确性。然后分析了不同因素对平衡氧浓度的影响。研究表明: 不同燃油的氧氮溶解特性会对平衡氧浓度造成直接影响; 平衡氧浓度与载油量有关, 且不呈线性关系; 燃油温度增加后, 平衡氧浓度下降; 此外, 随着飞行高度增加, 由于气相空间总压和氧氮分压下降, 燃油的蒸汽压对平衡氧浓度的影响也越大。研究结果将为惰化气体流量的估算和设计提供一定的理论基础。

关键词: 油箱惰化; 平衡氧浓度; 机载制氮; 数学模拟

中图分类号: V228

文献标识码: A

文章编号: 1005-2615(2011)04-0556-05

Theoretical Study of Equilibrium Oxygen Concentration on Ullage in Aircraft Fuel Tank

Feng Shiyu¹, Liu Weihua¹, Huang Long¹, Jiang Junchang², Liu Suyan²

(1. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;

2. Aircraft Propulsion and Fuel System Design and Research Department,

AVIC I The First Aircraft Institute, Xi'an, 710089, China)

Abstract: The determination of equilibrium oxygen concentration on ullage in an aircraft fuel tank is the basis of the design of on-boarding inerting system. Considering fuel load, relation between pressure and flight height, fuel temperature and vapor pressure, a mathematical model to estimate the equilibrium oxygen concentration on the ullage of fuel tank is set up based on the infinitesimal method. Firstly, the model is verified by comparing the calculating results with the published data. Then, the influence of various factors on equilibrium oxygen concentration is analyzed. The study results show that different fuels will directly influence the oxygen concentration due to their dissimilar solubility. The equilibrium oxygen concentration is nonlinear inversely proportional to the fuel loads. When the fuel temperature increases, the equilibrium oxygen concentration decreases. Furthermore, the higher flight height leads to the lower oxygen and nitrogen partial pressure, so the vapor pressure of fuel will greatly impact the equilibrium oxygen concentration. The present study can provide the theoretical foundation for the estimation and design of the flow rate of inert gas.

Key words: fuel tank inerting; equilibrium oxygen concentration; on-boarding inert gas generator system; mathematical simulation

基金项目: 航空科学基金(2007ZC52038)资助项目; 南京航空航天大学引进人才科研基金(S1030-014)资助项目。

收稿日期: 2010-01-16; 修订日期: 2011-02-25

通讯作者: 冯诗愚, 男, 博士, 副教授, 1974年1月生, E-mail: shiyuf@nuaa.edu.cn。

国内外大量研究表明,利用机载制氮装置产生氧浓度较低的富氮气体,并将其输送到油箱气相空间和燃油中,使氧含量维持在可燃极限以下,即对油箱进行惰化,是一种切实可行的抑制油箱着火爆炸的方法。该方法与目前其他方法相比,例如液氮惰化、抑爆泡沫填充法等,具有全寿命周期维护费用低、体积质量小等优势,因此在国外军机和民机上已被大量采用^[1-3]。

机载油箱惰化主要有两种方式:(1)将富氮气体通入燃油中,从而将燃油中溶解的氧气加以置换,该方法通常称为燃油洗涤技术;(2)将富氮气体通入油箱上部气相空间,将该空间中的部分氧气排出,该方法称为油箱冲洗技术。洗涤技术大多与冲洗配合用于军用飞机,而在民机中往往只采用冲洗技术。

飞机的燃油中不可避免地溶解有一定的气体,通常的概念中,在海平面高度,若溶解充分即达到平衡状态,油箱上部气相空间氧氮比例约为21/79(忽略微量气体及燃油蒸汽压),而燃油中该比例为35/65。随着飞机爬升,外界压力将逐渐降低,油箱上部空间氧氮分压也相应降低,燃油和气相空间的氧氮分压将有一定差别,气体会从燃油中逸出。由于氧气比氮气溶解度大,因此氧气的体积逸出量会大于氮气,故油箱上部空间的氧浓度将逐渐升高。一般认为达到巡航高度时,平衡状态下气相空间的氧浓度将达到34%^[4],但是从文献检索和作者所进行的实验结果显示,压力变化后的平衡氧浓度受到诸多因素的影响,包括巡航高度、燃油类型、油箱载油量、油箱温度等。而终了氧浓度对油箱惰化设计,特别是气相空间冲洗技术中的前期气量估算及设计具有重要的影响,笼统地认为气相空间终了摩尔氧浓度为34%不甚科学。

有鉴于此,本文首先给出了燃油中气体溶解度计算方法,然后建立了不同高度时开式油箱上部气相空间平衡氧浓度数学模型,并对此进行了求解,分析了各因素对平衡氧浓度的影响。

1 气体在燃油中平衡时的溶解度

当燃油中气体逸出和上部气相空间气体溶解相同时,就达到平衡状态。随着燃油馏分组成加重,黏度、表面张力和密度的增大,气体的溶解度下降。燃油中的水分会增加气体溶解度,但是考虑到一般燃油中含水量有限,故本文后续的分析中将不考虑水分对气体溶解度的影响。

气体在燃油中的溶解度很低,如果将气体视为

溶质,而燃油为溶剂,则可将其视为稀溶液,因此满足拉乌尔和亨利定律,但为了使用方便,常用本生或阿斯特瓦尔德系数来表征气体在燃油中的溶解量大小^[5]。本生系数指溶于单位体积燃油中的气体换算成 $t=0\text{ }^{\circ}\text{C}$ 和 $p=101.325\text{ kPa}$ 时的体积,可表示为

$$B = \frac{V_0}{V_1} = \frac{273 \cdot V_2 \cdot p_2}{V_1(273 + t)(p_t - p_v)} \quad (1)$$

式中: V_0 为换算到标准条件下的气体体积; V_1 为饱和温度下燃油的体积; V_2 为饱和温度下被吸收的气体体积; p_2 为释放出的气体压力; p_v 为饱和温度下燃油的饱和蒸汽压; p_t 为油箱总压。

阿斯特瓦尔德系数指单位体积燃油在气体和液体规定的气体分压和温度下处于平衡时溶解的气体体积,可表示为

$$\beta = \frac{p_t - p_v}{p_t} \cdot \frac{2.31(980 - d)}{1000} e^{\frac{0.639(700 - T) \ln(3.333\beta_0)}{T}} \quad (2)$$

式中: T 为气体和燃油温度; d 为燃油在 $15\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时的密度; β_0 为密度 850 kg/m^3 的燃油在 $15\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时的阿斯特瓦尔德系数,氧气为0.16,氮气为0.069。

由燃油的物理特性可知^[5],海平面时,一般燃油饱和蒸汽压与总压相比总是很小,参见式(2)可见,氧氮在燃油中的溶解度主要取决于燃油的密度和所处温度。图1给出了几种燃油在不同温度下的阿斯特瓦尔德系数,从图中可见,氧气的溶解度显然高于氮气,而且随着温度上升,氮气的溶解度增加率高于氧气,且所有燃油基本均有该特性,因此随着温度增加,燃油中溶解氧气的摩尔浓度会下降。

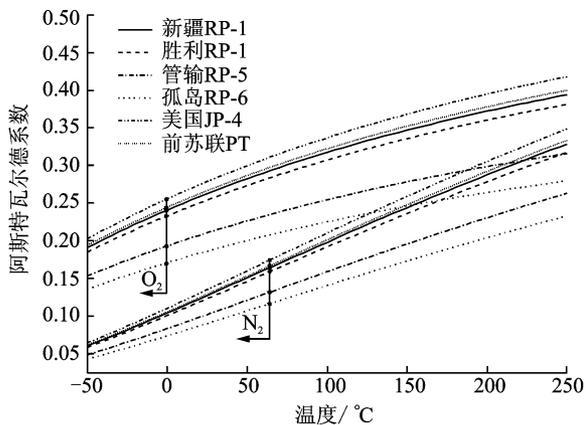


图1 不同燃油溶解度随温度变化关系

2 不同高度下平衡氧浓度数学模型

当油箱燃油和气相空间在某一个压力下处于平衡状态时,改变外界压力,并维持足够长的时间,将在新的压力下达到平衡,该过程可用图2表示

初始状态时油箱上部气相空间的总压为 $p_{t,1}$, 因为处于平衡状态, 故燃油中氧氮摩尔浓度 $c_{O,1}$ 和 $c_{N,1}$ 与氧氮分压 $p_{O,1}$ 和 $p_{N,1}$ 满足亨利定律^[6], 即

$$\begin{cases} c_{O,1} = H_O p_{O,1} \\ c_{N,1} = H_N p_{N,1} \end{cases} \quad (3)$$

式中 H_O 和 H_N 为氧氮的亨利系数。

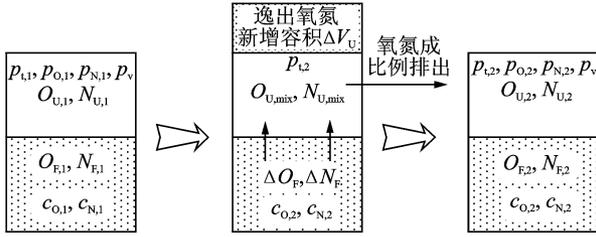


图2 压力改变后的油箱参数变化示意图

当外界压力减少至 $p_{t,2}$ 时, 气相空间氧氮分压减小至 $p_{O,2}$ 和 $p_{N,2}$, 显然式(3)不再成立。因此氧氮从燃油中溢出, 直至其摩尔浓度达到 $c_{O,2}$ 和 $c_{N,2}$, 从而建立新的平衡关系, 在这个过程中, 逸出的氧氮气在气相空间中需要增加额外的容积 ΔV_U , 总的气相空间容积变为 $V_U + \Delta V_U$, 气相空间的氧氮总质量变为 $O_{U,mix}$ 和 $N_{U,mix}$, 然后气相容积恢复到 V_U , 该过程中氧氮成比例排出。若采用微元段计算方法, 使每次总压变化量很小, 故 ΔV_U 也很小, 则可得到较真实的氧浓度平衡关系。

在建立数学模式前, 作如下假设:

(1) 外界压力每次变化幅度足够小, 且变化后静止时间足够长, 从而使气液充分传质, 达到平衡状态, 即溶解的氧气完全逸出;

(2) 气相空间与燃油温度相同, 即 $T_U = T_F$;

(3) 氧氮在燃油溶解量可按照阿斯特瓦尔德系数计算;

(4) 气相空间和燃油中各处物性参数均匀;

(5) 由于氧氮在燃油中溶解的摩尔数很小, 因此油面上部的燃油蒸汽压用同温度下的饱和蒸汽压代替。

压力变化后, 燃油中氧氮的析出质量分别为

$$\Delta O_F = O_{F,1} - O_{F,2} = \frac{\beta_O p_{O,1} V_F}{R_O T_F} - \frac{\beta_O p_{O,2} V_F}{R_O T_F} \quad (4)$$

$$\Delta N_F = N_{F,1} - N_{F,2} = \frac{\beta_N p_{N,1} V_F}{R_N T_F} - \frac{\beta_N p_{N,2} V_F}{R_N T_F} \quad (5)$$

式中: V_F 为燃油体积; R_O, R_N 为氧氮气体摩尔常数; T_F 为燃油温度。

新的压力下, 气相空间氧氮质量为

$$O_{U,mix} = O_{U,1} + \Delta O_F = \frac{p_{O,1} V_U}{R_O T_U} + \frac{\beta_O V_F}{R_O T_F} (p_{O,1} - p_{O,2}) \quad (6)$$

$$N_{U,mix} = N_{U,1} + \Delta N_F = \frac{p_{N,1} V_U}{R_N T_U} + \frac{\beta_N V_F}{R_N T_F} (p_{N,1} - p_{N,2}) \quad (7)$$

式中: V_U 为气相空间体积; T_U 为气相空间温度。

由于氧氮成比例排出, 因此新压力下氧氮分压比应该与气相空间氧氮摩尔比相同, 即

$$\frac{O_{U,mix}}{R_O} = \frac{O_{U,2}}{R_O} = \frac{p_{O,2}}{p_{N,2}} \quad (8)$$

初始和终了情况下, 总压与分压的关系为

$$p_{t,1} = p_{O,1} + p_{N,1} + p_v \quad (9)$$

$$p_{t,2} = p_{O,2} + p_{N,2} + p_v \quad (10)$$

将式(6,7,9,10)代入式(8)并化简, 可得

$$\frac{p_{O,1}(V_U + \beta_O V_F) - \beta_O p_{O,2} V_F}{(p_{t,1} - p_{O,1})(V_U + \beta_N V_F) - \beta_N (p_{t,2} - p_{O,2} - p_v) V_F} = \frac{p_{O,2}}{p_{t,2} - p_{O,2} - p_v} \quad (11)$$

令

$$\begin{cases} A = V_F (\beta_O - \beta_N) \\ B = (p_v - p_{t,1})(V_U + V_F \beta_N) + V_F (p_{t,2} - p_v + p_{O,1})(\beta_N - \beta_O) \\ C = p_{O,1}(p_{t,2} - p_v)(V_U + V_F \beta_O) \end{cases} \quad (12)$$

则式(11)可简化为

$$A p_{O,2}^2 + B p_{O,2} + C = 0 \quad (13)$$

求解式(13), 可得

$$p_{O,2} = \frac{-B - \sqrt{B^2 - 4AC}}{2A} \quad (14)$$

此外, 外界环境压力与飞行高度关系为^[7]

$$p_t = \begin{cases} 0 & m \leq h < 11\,000 \text{ m} \\ 1.013\,25 \times 10^5 (1 - 0.225\,577 \times 10^{-4} h)^{5.255\,88} & 11\,000 \text{ m} \leq h < 12\,173 \text{ m} \\ 2.263\,204 \times 10^4 e^{-1.576\,885 \times 10^{-4} (h - 11\,000)} & \end{cases} \quad (15)$$

对于任意一个计算微元段, 只要知道初始高度 h_1 , 就可求得初始的总压 $p_{t,1}$, 然后选择一个合适高度计算间隔 Δh , 计算终了高度 $h_2 = h_1 + \Delta h$, 则可求得该计算微元段的终了总压 $p_{t,2}$, 同时根据初始的氧分压力 $p_{O,1}$, 用式(14)可求得高度 h_2 下的平衡氧浓度, 同时也可通过模型计算每个高度下燃油中氧含量和逸出量。

此外,计算的初始条件为

$$\begin{cases} h = 0 \text{ m} \\ p_{O_2} = 21\% \end{cases} \quad (16)$$

3 模型求解和计算结果分析

由模型的推导过程可知,选取不同的高度间隔 Δh 将会影响最终计算的结果和精度。图3给出了几个不同计算间隔下平衡氧浓度的变化规律,从图中可见,当计算间隔小于100 m时,对计算结果基本无影响,但若计算间隔太大,计算终了的氧浓度偏低。本文后续计算中,取高度计算间隔 Δh 为10 m。

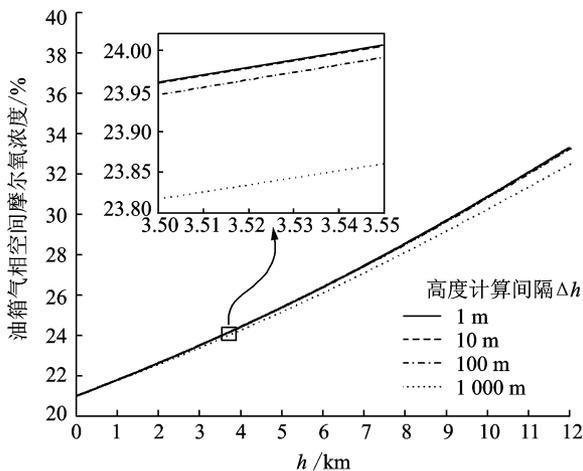


图3 不同计算间隔下的平衡氧浓度变化规律

图4首先给出了文献[4]所提供的气相氧浓度随高度的变化关系,从曲线上可见,在飞行高度为11 000 m时,得到通常概念中平衡氧摩尔浓度约为34%的结果。然后,选取了几种不同的航空燃油,并设定油箱载油量为90%,用本文所推导的数学模型计算了平衡氧浓度变化,从图中可见,虽然选取的燃油类型、初始载油量等参数不同,但本文的计

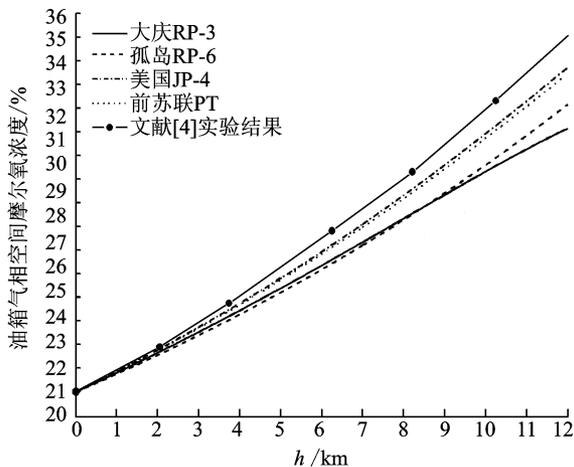


图4 90%载油量时气相空间平衡氧浓度与高度关系

算结果与文献[4]中所给的结果仍十分接近,故可认为所推导的数学模型基本正确。从计算结果可见,随着飞行高度的增加,气相空间的平衡氧浓度增加,但每种燃油由于氧氮的溶解度和逸出量不同,因此氧浓度也有差异。例如,大庆RP-3和美国JP-4燃油在12 000 m时,其平衡氧浓度相差约2.5%。

图5选择了两种燃油并且改变初始载油量,得到了平衡氧浓度与飞行高度的关系。从图中可见,随着载油量减少,在同一飞行高度下,平衡氧浓度也减少,且其减少值与载油量并不呈线性关系。而且,载油量越少,则不同燃油间的平衡氧浓度差别也越少。因此在估算巡航高度下的平衡氧浓度时,应当考虑初始载油量。

图6给出了不同温度下,平衡氧浓度与飞行高度的关系。从图中实线可见,当燃油温度增加时,平衡氧浓度减少,结合图1可知,其主要原因在于,虽然温度增加后,氧氮溶解度都增加,但两者溶解度差别减少,即随着温度增加,氧气与氮气的溢出量之差趋小,因此气相空间中平衡氧浓度变低。

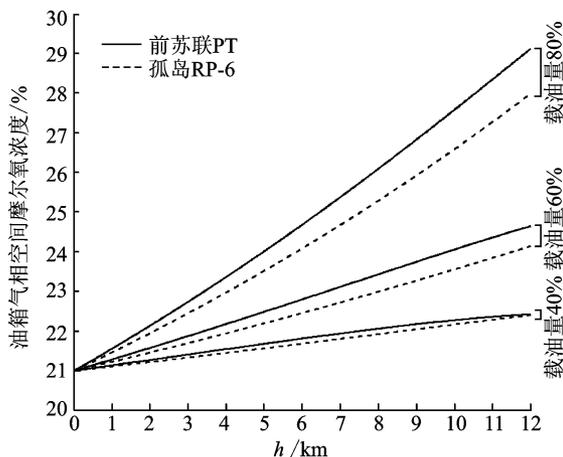


图5 不同载油量时气相空间平衡氧浓度与高度关系

但是,这并不是唯一的原因,图6中还计算了完全忽略燃油蒸汽压后的计算结果,从结果可见,虽然不考虑燃油蒸汽压后,仍然是温度增加,平衡氧浓度减少,但减少的幅度较考虑蒸汽压小很多。从式(2,11)可知,燃油蒸汽压不仅影响氧氮溶解度,同时还影响平衡关系,由于燃油温度一定,且氧氮实际溶解的摩尔量很小,如本文假设所述,燃油实际蒸汽压用饱和蒸汽压代替,因此在任意飞行高度下,蒸汽压保持一致,当飞行高度较高时,气相空间总压较低,这时蒸汽压相对于氧氮分压已不能被忽略,否则将带来较大的计算误差,且温度越高,该误差越大。以巡航高度12 000 m,燃油温度50℃为

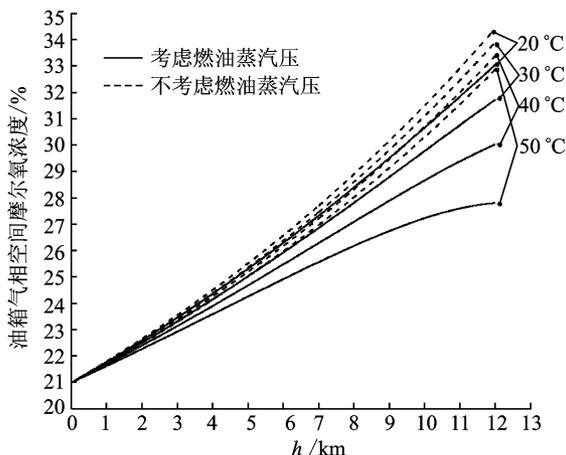


图6 蒸汽压和温度对前苏联PT燃油平衡氧浓度的影响

例,在考虑或忽略蒸汽压作用这两种不同情况下,气相空间的平衡氧摩尔浓度相差近5%。

表1中计算了油箱容积 100 m^3 ,载油量为90%,温度为 $20\text{ }^\circ\text{C}$,巡航高度为 12 km 时,不同燃油在海平面和巡航高度下单位体积燃油中溶氧质量及在这两种高度下的总逸出量。从表中可见,不同燃油的差别较大。

表1 $20\text{ }^\circ\text{C}$ 时燃油在两种典型高度下的氧溶解量和逸出量

燃油类型	燃油中溶氧量/ $(\text{g}\cdot\text{m}^{-3})$		海平面至巡航高度 氧总逸出量/kg
	海平面	巡航高度	
新疆RP-1	62.1	12.8	4.93
胜利RP-1	60.3	12.8	4.75
大庆RP-2	62.9	12.9	5.00
大庆RP-4	65.2	11.9	5.32
孤岛RP-6	46.0	13.2	3.28
美国JP-4	68.2	19.6	4.86
前苏联PT	65.3	18.6	4.66

4 结 论

不同飞行高度下的平衡氧浓度直接影响油箱惰化系统的惰化气量计算和设计。本文的研究结果显示,笼统地认为 $11\sim 12\text{ km}$ 巡航高度下气相空间氧摩尔浓度为34%是不恰当的。理论数学模型的计算结果表明:

(1) 由于每种燃油的氧氮溶解特性不同,因此会造成同一飞行高度下平衡氧摩尔浓度有差异。以本文选择的几种燃油为例,在 12 000 m 时,最大和最小值之间相差可达2.5%左右。

(2) 油箱的载油量对平衡氧浓度有重要影响,因此脱离载油量来估算巡航高度平衡氧浓度是不恰当的。而且,从研究结果可知,载油量与平衡氧浓度不是简单的线性关系。随着载油量减小,平衡氧浓度急剧降低。

(3) 当燃油温度增加后,由于氧氮溶解度差异减少,因此同一飞行高度下,平衡氧浓度也降低,且随着飞行高度增加,温度的影响也越大。

(4) 在飞行高度较高时,气相空间中燃油蒸汽压对平衡氧浓度的影响较大,因此不宜忽略燃油蒸汽压对溶解度及平衡关系的影响。

本文计算中所采用的燃油蒸汽压为里德蒸汽压数据及公式,即气液比为4时的蒸汽压,但是实际蒸汽压与气液比有直接关系,随着气液比减少,蒸汽压也上升,因此对平衡氧浓度的影响也增加。此外,实际工作过程中,燃油总在不断消耗,且本文仅考虑了开放式油箱,如果为军机闭式油箱,则上部气相空间与外界环境存在一定的压差,故后续工作中需要考虑更多因素对平衡氧浓度的影响。

参考文献:

- [1] 汪明明,冯诗愚,蒋军昌,等.飞机燃油箱冲洗与洗惰惰化技术比较分析[J].南京航空航天大学学报,2010,42(5):614-619.
- [2] William M C. The effect of fuel on an inert ullage in a commercial transport airplane fuel tank[R]. DOT/FAA/AR-05/25. Washington, D C, USA: Office of Aviation Research,2005.
- [3] Summer S M. Cold ambient temperature effects on heated fuel tank vapor concentrations [R]. DOT/FAA/AR-TN99/93. Atlantic, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2000.
- [4] H Φ 杜博夫金,Б Γ 马拉尼切娃,Ю П 马苏尔.喷气燃料性能手册[M].常汝楫,译.北京:航空工业出版社,1990.
- [5] ASTM Committee on Standards. ASTM D2779-92 (2002) standard test method for estimation of solubility of gases in petroleum liquids [S]. West Conshohocken,USA:ASTM International,2002.
- [6] 冯霄,何潮洪.化工原理(下)[M].北京:科学出版社,2007.
- [7] 寿荣中,何慧珊.飞行器环境控制[J].北京:北京航空航天大学出版社,2004.