

飞机燃油箱惰化中氧体积分数控制指标分析

周鹏鹤¹, 刘文怡², 刘卫华¹
(1. 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;
2. 中国航空工业集团有限公司 金城南京机电液压工程研究中心, 南京 211106)

摘 要: 对油箱惰化的氧体积分数控制指标,即极限氧体积分数,测定标准、理论与实验研究成果进行了较为系统地梳理与总结,并基于前人研究成果提出:①采用 N₂ 惰化时,对于 RP-3 燃油,其地面状态下,可采用 12%作为油箱氧体积分数控制指标。②对于民机,飞行包线内燃油箱氧体积分数控制指标可为从海平面到 3 048 m 高度,油箱内气相空间极限氧体积分数不超过 12%,3 048~12 192 m 高度,不超过从 12%线性增加到 14.5%;对于军机,可以考虑在民机标准上增加 20%安全裕度,即从地面的 9%线性增加至 12 192 m 的 12%。③目前国内军机惰化系统研制中,规定在整个飞行包线内控制燃油箱气相空间氧体积分数不超过 9%的要求值得商榷,它将直接带来因过度防护而产生的代偿损失过大等问题。

关 键 词: 飞机燃油箱; 惰化系统; 氧体积分数控制指标; 极限氧体积分数; 变化规律

中图分类号: V228.11 **文献标志码:** A

Analysis on oxygen volume fraction control index in aircraft fuel tank inerting

ZHOU Penghe¹, LIU Wenyi², LIU Weihua¹
(1. Key Laboratory of Aircraft Environment Control and Life Support of Ministry of Industry and Information Technology, College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Nanjing Engineering Institute of Aircraft Systems, Aviation Industry Corporation of China, Limited, Nanjing 211106, China)

Abstract: The current standard test methods for limiting oxygen volume fraction, theoretical and test research results on limiting oxygen volume fraction for aircraft fuel were systematically summarized, then some suggestions were presented by extensively drawing on previous research results: (1) When N₂ inerting was adopted on the ground, 12% oxygen volume fraction can be used as the control index of oxygen volume fraction in the fuel tank for RP-3 fuel. (2) For civil aircraft, the control index of oxygen volume fraction in the fuel tank within the flight envelope can be determined, indicating that the limited oxygen volume

收稿日期: 2020-03-02

基金项目: 国家自然科学基金民航联合基金(U1933121); 江苏省科研与实践创新计划(KYCX19_0198); 中央高校基本科研业务费专项资金(NC2020001); 江苏高校优势学科建设工程

作者简介: 周鹏鹤(1996—),男,硕士生,主要从事飞机燃油箱惰化技术研究。

通信作者: 刘卫华(1965—),男,教授、博士生导师,博士,主要从事飞行器环境与生命保障工程、飞行器燃油系统研究。
E-mail:liuw@nuaa.edu.cn

引用格式: 周鹏鹤, 刘文怡, 刘卫华. 飞机燃油箱惰化中氧体积分数控制指标分析[J]. 航空动力学报, 2020, 35(9): 1856-1865.
ZHOU Penghe, LIU Wenyi, LIU Weihua. Analysis on oxygen volume fraction control index in aircraft fuel tank inerting [J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(9): 1856-1865.

fraction in the ullage of fuel tank at sea level through 3048m was approximately within 12%, with a linear increase from 12% at 3048m to approximately 14.5% at 12192m; for military aircraft, it can be considered to add a 20% safety margin on the civilian aircraft standard, the limited oxygen volume fraction increased linearly from 9% at sea level to 12% at 12192 m. (3) At present, in the development of the inerting system of domestic military aircraft, the requirement of controlling the oxygen volume fraction in the ullage of fuel tank within 9% during the whole flight envelope was debatable, which would directly lead to excessive compensation loss caused by excessive protection.

Key words: aircraft fuel tank; inerting system; oxygen volume fraction control index; limiting oxygen volume fraction; variation rules

燃油易燃易爆的特点,使得油箱安全性一直都是航空领域人们重点关注的问题之一,飞机设计时必须考虑采用有效的技术措施以减少燃油燃爆发生概率,并尽可能降低其危害程度,对此,人们已开展长达数十年的研究工作,最新研究成果表明^[1-4],机载燃油箱惰化技术就是目前实用的、最为理想的飞机油箱燃爆抑制技术。

所谓的机载燃油箱惰化技术就是通过机载空气分离装置产生富氮气体,并利用该富氮气体惰化油箱气相空间,以确保飞机油箱气相空间中的氧体积分数,在整个飞行过程中保持低于支持燃油燃烧所需要的氧体积分数水平。由此可见,要应用机载燃油箱惰化技术,实现对油箱气相空间氧体积分数的控制,则必须首先解决氧体积分数控制指标问题。

事实上,无论燃油的组成成分如何,当不断降低油箱气相空间混合物中氧体积分数时,其混合物的可燃上限与下限将会汇聚于一个点,该点就是所谓的极限氧体积分数(量符号记为 φ_{LO}),当混合物中氧体积分数低于极限氧体积分数时,即使有点火源存在亦不能使之燃烧,因此,所谓的氧体积分数控制指标问题,其实质就是确定航空燃油在不同飞行条件下极限氧体积分数的变化规律问题。

无疑,极限氧体积分数变化规律对于飞机惰化系统设计而言极其重要,它直接决定着惰化系统的质量与运行成本,是惰化系统设计的依据所在。本文基于国内重大型号专项燃油箱惰化技术研制任务需要,就极限氧体积分数测定标准、航空燃油极限氧体积分数理论与实验研究成果进行了较为系统地梳理与总结,并在此基础上展开分析,获得建设性结论,以期对惰化系统研制中氧体积分数控制指标确定提供有益参考。

1 可燃气体极限氧体积分数测定标准

简要地说,可燃气体极限氧体积分数的测定原理就是将燃气、氧气和惰性气体按照一定的比例混合,采用一定能量的点火源点燃,通过改变混合气体中氧体积分数,直至测得不能发生燃烧的最大氧体积分数值为止^[5]。目前,国际上关于可燃气体极限氧体积分数测定标准主要有 BSEN (British Standard European Norm) 1839-2017、DINEN (Deutsche Industrie-Norm European Norm) 14756-2007 和 ASTM (American Society for Testing and Material) E2079-07(2013)。

BSEN 1839-2017“可燃气体及蒸气燃爆极限与极限氧体积分数测定”是英国标准学会 2017 年颁布的新标准^[6],该标准规定了在常压、常温下,测定易燃气体极限氧体积分数的两种实验方法,即:试管法或爆炸法,以及通过测试结果绘制三元燃爆区域图方法。

试管法实验装置如图 1 所示,混合气体从底部进入,向上流入并完全充满圆柱形测试容器后,在静态条件下,使用感应火花点火,观察火焰产生,逐步降低混合气体中的氧体积分数,直到使混合气体无法着火为止。

爆炸法没有指定实验装置,实验容器可以是圆柱形或球形,但容器内部容积应大于 0.005 m^3 ,若使用圆柱形容器,则长径比应在 $1\sim 1.5$ 范围内;实验容器和安装在容器上的任何设备应能承受 1500 kPa 以上过压。其测试流程为:在密闭容器中静置待测混合物,记录点火产生的过压,并以此表征待测混合物的燃爆特性,逐步改变混合物中物质组分直至不产生过压为止。

图 2 为可燃气体、空气和惰性气体的三元燃爆区域图,图中 1 表示燃爆区域,2 表示顶点,3 表

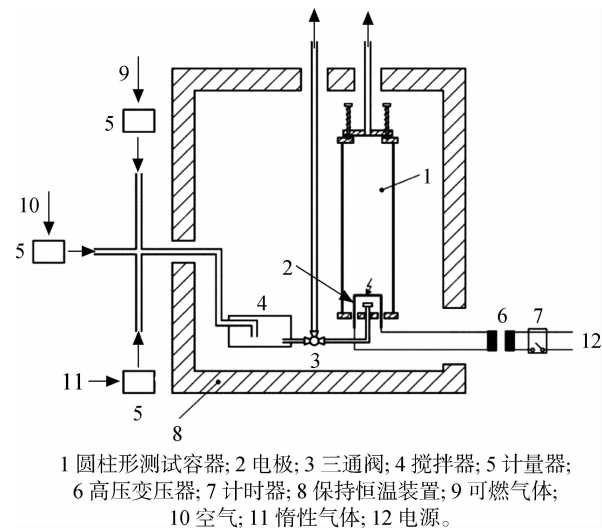


图 1 试管法实验装置图

Fig. 1 Scheme of the tube method apparatus

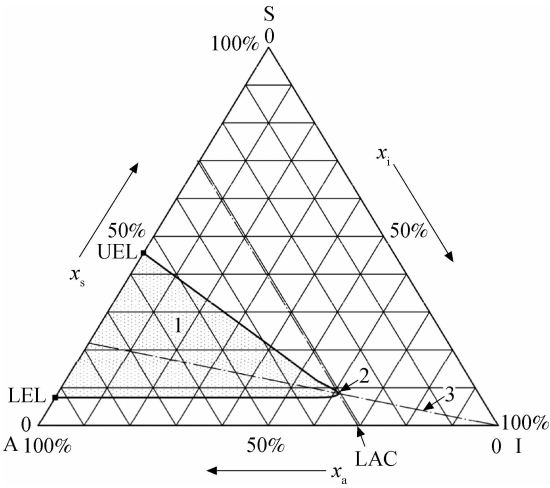


图 2 三元组分燃爆区域图

Fig. 2 Diagram of three component ignition and detonation zones

示化学计量线, x 表示摩尔分数, 0、5%、100% 表示摩尔分数的值。I 表示惰性气体, S 表示测试物质, A 表示空气, 相应的下标为 i 、 s 、 a 。3 种气体的体积分数绘制在 3 条轴上, 图中某点气体体积分数由该点到顶点三角形对边的距离来表示。在惰性气体体积分数为 0 时, 测得常温常压空气中可燃气体的燃爆上限 (upper explosion limit, UEL, 量符号记为 L_{ue}) 和燃爆下限 (lower explosion limit, LEL, 量符号记为 L_{le}), 燃爆上限 UEL 和下限 LEL 有一个顶点, 它对应于极限空气体积分数 (量符号记为 φ_{la}), 通过极限空气体积分数可以计算出极限氧体积分数。

$$\varphi_{lo} = 0.209\varphi_{la} \tag{1}$$

标准还给出了两种由三元组分燃爆区域图确

定极限空气体积分数的程序, 即扩展程序和短程序。多数情况下极限空气体积分数处于燃爆区域顶点, 可应用短程序; 如果极限空气体积分数由 UEL 分支上的切线给出, 则应采用扩展程序。

判定采用扩展程序或短程序的标准为

$$L_{ue} \leq 0.8(100 - x_{air,l}) \tag{2}$$

其中 $x_{air,l}$ 表示爆炸极限处的空气摩尔分数。

若满足式 (2), 则应用短程序; 反之, 应用扩展程序。

2013 年, 美国材料与试验协会颁布了 ASTM E2079-07 标准^[7], 该标准制订了混合气体极限氧体积分数测试方法, 方法中对测试容器提出了一系列要求, 如: 测试容器形状应为球形、容量不小于 4 L、最大/最小内部尺寸比不大于 2; 实验容器配备有机机械搅拌装置, 以确保点火前的均匀混合; 高温条件下实验时, 可使用加热套、加热罩或加热室对测试容器进行加热, 加热系统应能将测试容器内的气体温度控制在 $\pm 3\text{ }^{\circ}\text{C}$ 之内; 使用热电偶等设备来监测气体温度时, 着火点应位于容器中心附近, 并远离测试容器内部任何表面或障碍物; 在最高测试温度下, 测试容器的最大允许工作压力应超过最大预期爆燃压力, 等等。图 3 为满足该要求的一种测试容器。

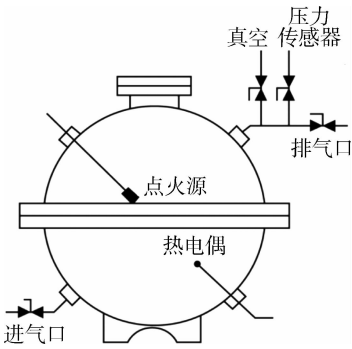


图 3 7.85 L 球形测试容器

Fig. 3 7.85 L spherical measurement vessel

根据室温下待测混合物所处状态, 该标准还规定了两种测试流程。

1) 测试流程 1

测试样品室温下为气体。将供气管路连接到计量阀歧管, 冲洗管路与测试容器, 确保测试容器彻底清洗后, 通过阀门分别将待测混合物添入测试容器, 并记录其分压; 待气体混合物达到平衡后, 记录测试容器内的初始温度和压力, 启动点火源; 获取压力升高值, 如果该值大于或等于初始测试压力的 7%, 则将记录为“通过”, 否则, “不通

过”(不着火)。

根据需要改变燃料-氧气-惰性气体的体积分数(分压),以确定在特定燃料和惰性气体体积分数下的极限氧体积分数。

2) 测试流程 2

测试样品室温下为液体。通过加热或注射两种途径将液体成分添加到测试容器中;留出足够时间等待液体组分的充分蒸发和达到热力学平衡;达到热力学平衡后按照流程 1 来测定液体的极限氧体积分数。

目前国内大多采用 BSEN1839-2017 测试标准来进行航空燃油可燃气体极限氧体积分数测定^[8]。

2 航空燃油极限氧体积分数实验

国外航空燃油极限氧体积分数实验对象主要为 Jet 和 JP 系列燃油。Jet A 自 20 世纪 50 年代就成为了美国标准的民用航空燃料,同时,Jet A-1 和 Jet B 在商用飞机中亦有使用;美国军方早期广泛使用 JP-4 航空燃油,但 20 世纪 80 年代后期,JP-8 逐渐替代了 JP-4 成为了美军方主要航空燃料。

2.1 采用低能点火源及着火作为极限氧体积分数测试标准

考虑到民用飞机在“失效-安全”设计的基础上,其着火现象一般是由不可根绝故障所导致的短路电流、摩擦/静电火花、高温壁面等低能点火源所引发,为此,研究人员首先就低能点火源的点燃问题开展了深入研究。

Jones 和 Gilliland^[9]为比较各种可燃气体-空

气中添加惰性气体后的极限氧体积分数,在实验室温度和压力下采用了图 4 所示的装置进行实验,其实验结果如图 5 所示。

从图 5 中可见,大多数碳氢化合物的极限氧体积分数在 2%之内变化;在 101325 Pa、300 K 下采用 N₂ 惰化时,航空煤油的极限氧体积分数值在 11%~12%之间。

Stewart 和 Starkman^[10]实测了 N₂ 对飞机油箱的惰化效果,所绘制的 JP-4 燃油极限氧体积分数随高度变化规律如图 6 所示,由图可见,随着高

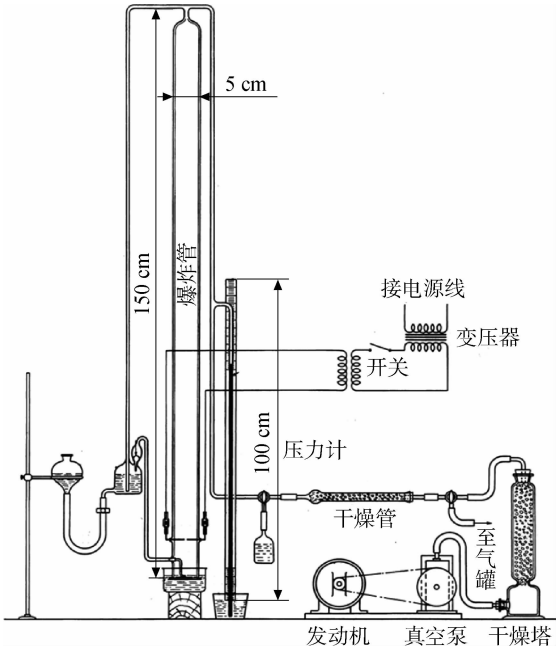


图 4 Jones 实验装置^[9]
Fig. 4 Jones's test device^[9]

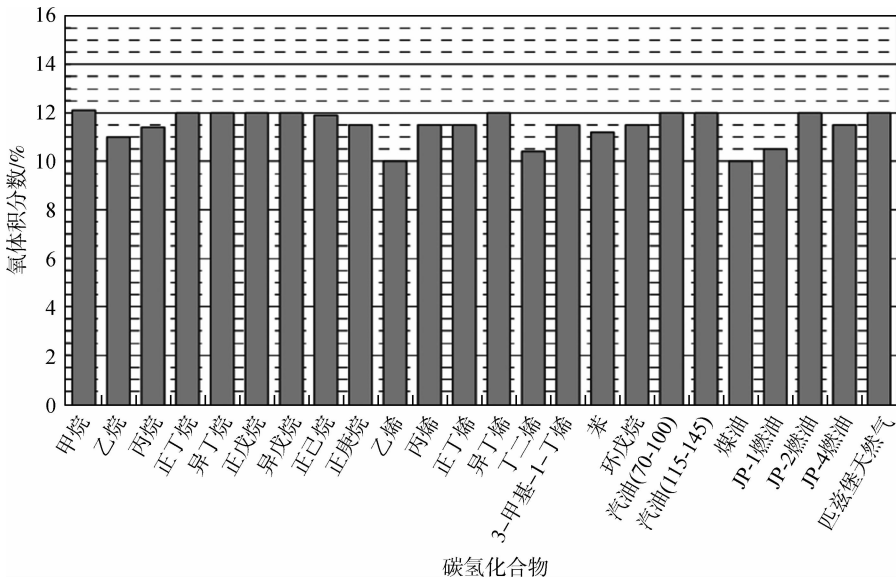


图 5 Jones 实验结果^[9]
Fig. 5 Jones's test results^[9]

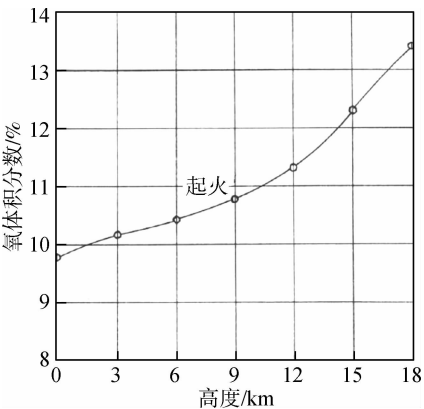


图 6 极限氧体积分数随高度变化规律
Fig. 6 Limited oxygen volume fraction variation rule with height

度增加,极限氧体积分数亦增加。

Summer^[11]建立了如图 7 所示的极限氧体积分数实验系统,该实验系统包含一个 10 m³ 容器,其最大承压为 4 482 kPa,容器中放置了体积为 0.255 m³ 测试油箱,测试燃油采用 JP-8,并配备有热电偶、压力传感器、气体采样管线、THC(tot al hydrocarbon)分析仪、加热器及风扇等,22.8 cm×22.8 cm 的燃料盘放置在油箱的中心,油箱顶部安装有压力释放装置,采用真空泵将油箱抽至测试高度对应的压力,其点火源能量为 0.05~2.8 J,持续时间在 0.01~1 s 之间,实验结果如图 8 所示。

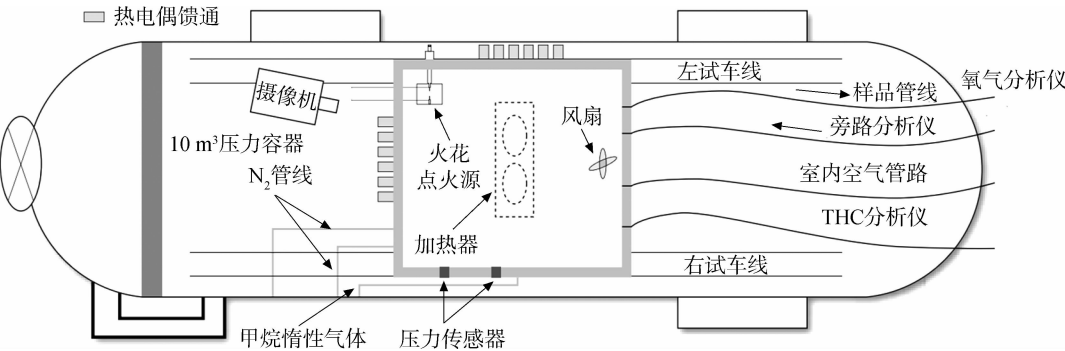


图 7 Summer 实验系统^[11]
Fig. 7 Summer's test system^[11]

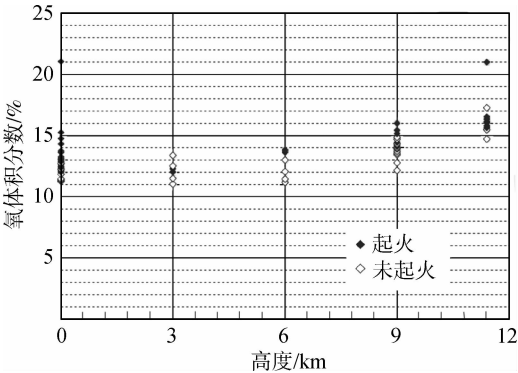


图 8 Summer 实验结果^[11]
Fig. 8 Summer's test results^[11]

Summer 实验获取如下结论:在不同点火源能量和持续时间下,实验数据较好重合,氧体积分数低于 12% 的唯一点火事件归因于氧气测量系统的固有误差;极限氧体积分数随高度而增加,0~3 048 m 时极限氧体积分数为 12%,3 048~12 192 m 时,极限氧体积分数从 12% 线性提高到 14.5%;在海平面下、点火能量在 0.08~2.8 J 范围内时,极限氧体积分数在 11.9%~12.8% 之间;氧体积分数比极限氧体积分数高 1%~1.5%

条件下,当海拔高度增加到 9 144 m 时,点燃时产生的峰值压力降低,而达到峰值压力的时间增加。

2.2 采用高能点火源及过压作为极限氧体积分数测试标准

军机燃油箱潜在点火源除系统故障失效外,还包括穿甲弹、燃烧弹等敌方炮火,且燃油箱被炮弹击中后可能产生的过压现象将导致飞机结构损坏,因此采用高能点火源及过压作为极限氧体积分数测试标准更符合军机惰化系统面临的实际情况。

Kuchta^[12]系统总结了前人关于各种惰化剂在防止烃类燃料-空气系统中着火和火焰传播方面的工作,并根据燃油状态(蒸气或雾状)、最小点火能量、最小自燃温度、飞行条件等因素对极限氧体积分数的影响,探讨了在一定的飞行温度和压力范围内可能遇到的潜在爆炸危险,提出了飞机燃油箱极限氧体积分数控制指标。其结论为:采用 N₂ 惰化时,应将氧体积分数保持在 10% 以下;由于军机面临的潜在威胁更大,为了提供一定的安全裕度,应将极限氧体积分数再降低 20%。而

20%这一安全裕度则被军方沿用至今。

Ott 等^[13]在 AFAPL (Air Force Aviation Propulsion Laboratory)经费支持下,通过实验研究了燃油晃动对飞机燃油箱氮气惰化效果的影响,结果表明:晃动将使燃油蒸气的可燃体积分数区域增大,且对可燃下限影响较大,对可燃上限影响较小,同时晃动将降低燃油蒸气的极限氧体积分数。

Ferrenberg 和 Ott^[14]在分析 AFAPL 所获得的实验数据后提出:在确定使飞机燃油箱不产生明显爆炸过压的低氧体积分数值时,传统的火花点火源并不是一个好的选择,为此,他们在空军航空推进实验室研制并测试了燃烧弹点火器,以便更好地模拟飞机遭遇弹击情形。Ott 和 Ferrenberg 以正戊烷作为燃料,在 0.38 m³ 实验容器(图 9)中进行实验,比较了火花、23 mm 高能燃烧弹(high-energy incendiary, HEI)、50 mm 穿甲燃烧弹(armor-piercing incendiary, API)对燃烧反应的影响。实验结果表明:氧体积分数为 12%时,虽然火花没有点燃油箱,但使用燃烧弹时,实验容器产生了过压现象,该过压现象随着氧体积分数的降低而降低,当氧体积分数小于 10%时,即便是燃烧弹亦不能产生明显的过压现象。

Ott 和 Ferrenberg 在总结分析实验数据后提出:对于高能点火源(如 50 mm API 或 23 mm HEI)

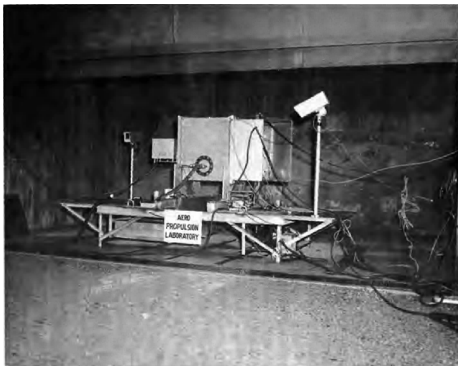


图 9 Ott 等的弹击(高能燃烧弹和穿甲弹)油箱实验系统
Fig. 9 Ott, et al's projectile attack tank test system with HEI and API

而言,必须将“安全”氧体积分数定义为足以防止过压现象的发生。

Hill 和 Johnson^[15]进行了缩比油箱和全尺寸油箱惰化实验,其实验结果如表 1、表 2 所示。Hill 和 Johnson 认为:全尺寸油箱与缩比油箱测试结果是一致的,因此,为降低实验费用,可采用缩比油箱来进行实验;氧体积分数为 9%时,油箱在所有测试条件下爆炸都不会发生;氧体积分数为 12.5%足以在大多数地面火灾条件下保护油箱;在飞机碰撞引起着火的情况下,氧体积分数为 18%仅能起到有限的保护作用。

Anderson^[16]建立实验系统,分别用氮气和哈

表 1 缩比油箱实验结果
Table 1 Small tank test results

点火源类型	油箱温度范围/K		不发生爆炸的极限 氧体积分数/%	不发生反应的极限 氧体积分数/%
	表面温度	无油空间温度		
热表面	<533	<422	18	12.5
热表面	>533	>422	≤17	不确定
火花	<533	<422	14	12
火花	>533	>422	10.4	9.9

表 2 全尺寸油箱实验结果
Table 2 Full tank test results

点火源类型	油箱温度范围/K		氧体积分数/%	结果
	表面温度	无油空间温度		
热表面	<533	<422	21	爆炸
热表面	>533	>422	9	无反应
火花	<533	<422	15	爆炸
火花	>533	>422	9	无反应

龙 1301 来惰化油箱,并采用 23 mm HEI 作为点火源来测试油箱防护情况,结果表明:氧体积分数低于 14%时反应产生的过压急剧降低,当氧体积分数为 9%时过压消失;对于实验所采用的 750 L 容积的油箱,氧体积分数控制在 14%以下即可产生明显的惰化效果。考虑到实际油箱尺寸、形状和材料等因素,Anderson 建议将飞机油箱惰化的极限氧体积分数值设为 10%。

Tyson 和 Barnes^[17]在美国海军武器中心进行了一系列实验来评估军机燃油箱在遭受高能燃烧弹袭击时无油空间氧体积分数对燃爆的影响,实验分别采用了低能量 J-57 发动机点火器和高能量 30 mm HEI 点火源,实验条件和结果见表 3、图 10~图 13。

表 3 Tyson 弹击实验条件

Table 3 Tyson's projectile attack test conditions

不同测试高度	实验时氧体积分数/%	
	J-57 发动机点火源	30 mm HEI 点火源
下压力/kPa		
210(低)	21,15,12	21,15,12,9
196(中)	21,15,12	21,12
159(高)	21,15,12	21,12,9

图 10 为 30 mm HEI 弹击空油箱时所产生压力变化情况,图 11 为 30 mm HEI 弹击载有燃油时油箱中所产生的压力变化。比较图 10 和图 11 可以发现:当存在燃油蒸气混合物时,会显著增强燃烧反应的影响,峰值压力从 262 kPa 增至 345 kPa,且增长趋势在所有实验中一致。

图 12 是以 30 mm HEI 作为点火源,在高压条件下不同氧体积分数时油箱压力变化情况。图中可见,氧体积分数对于压力变化峰值有明显的影响,高压条件下氧体积分数降低到 12%时,压力峰值较小。

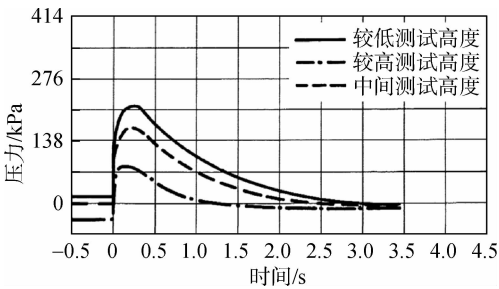


图 10 30 mm HEI 弹击时空油箱压力变化^[17]
Fig. 10 Pressures variation during quasi-static testing using the 30 mm HEI projectile as attack^[17]

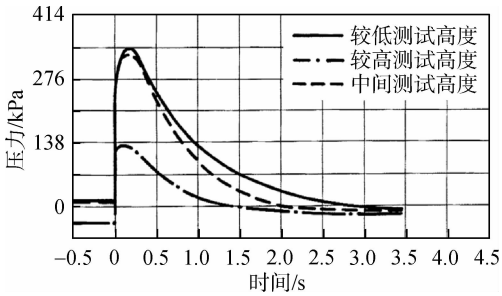


图 11 30 mm HEI 弹击时载油油箱压力变化^[17]
Fig. 11 Pressures variation during baseline testing using the 30 mm HEI projectile attack^[17]

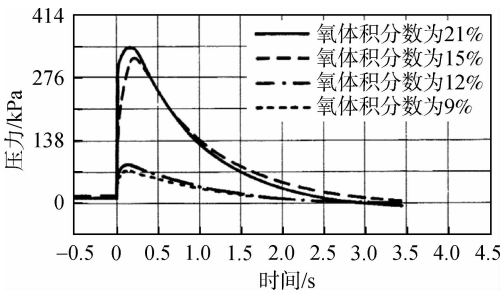


图 12 30 mm HEI 弹击时高压条件下氧体积分数影响^[17]
Fig. 12 Effect of changing oxygen volume fraction when using the 30 mm HEI projectile attack under high pressure condition^[17]

图 13 是在低压条件下用 J-57 作为点火源,不同氧体积分数时油箱压力变化情况。

Tyson 和 Barnes 在总结分析实验数据后得出:海平面时抑制弹击点火源导致的燃油蒸气混合物燃烧反应允许的最大氧体积分数为 9%;随着海拔升高,绝对压力降低,允许的氧体积分数将增加;油箱峰值压力是氧体积分数的函数;氧体积分数为 12%情况下可大幅度降低爆炸产生的过压。

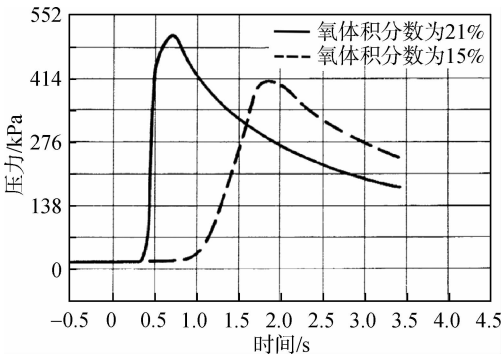


图 13 J-57 点火源,低压条件下氧体积分数影响^[17]
Fig. 13 Effect of changing oxygen volume fraction when using the J-57 engine igniter as the ignition source under low pressure condition^[17]

2.3 挥发性对极限氧体积分数的影响

航空燃油是由多种碳氢化合物组成的混合物,挥发的燃料蒸气与油箱气相空间中氧气组成可燃气。不同种类航空燃料,饱和蒸气压越高,挥发性越强。同时,随着飞行高度增加,环境气压降低,气相空间中蒸气体积分数将增加。图 14 为 JP-4 燃油因高空挥发性对极限氧体积分数测试结果影响^[18]。

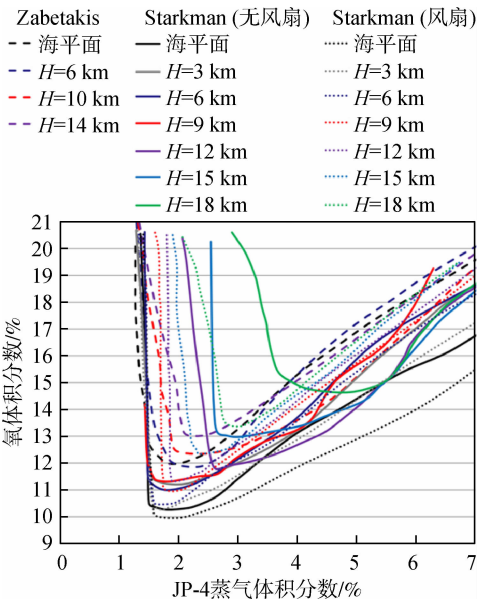


图 14 JP4 燃油挥发性对极限氧体积分数影响^[18]
Fig. 14 Effect of volatility of JP-4 fuel on limited oxygen volume fraction^[18]

如图 14 可知,随高度 H 上升,航空燃油的可燃体积分数界限亦上升,飞行高度越高,极限氧体积分数越大。

对于不同牌号燃油,由于挥发性差异,极限氧体积分数值将略有差异^[19]。如:JP-4 挥发性较 JP-8 大,故 JP-4 的极限氧体积分数也略低于 JP-8 的,然而,两者差距不大,可以忽略。

3 航空燃油极限氧体积分数理论预测方法

虽然实验测试极限氧体积分数较为准确,但需要耗费大量的人力、物力和时间。同时由于航空燃油是由不同馏分的烃类化合物组成,因此不少学者试图通过理论研究的方法来确定航空燃油极限氧体积分数。

Subramaniam 等^[20]提出了一种基团贡献法,用于计算环境温度和大气压下不同燃料蒸气-氮

气-空气混合物的极限氧体积分数。该方法包含:确定每摩尔燃料蒸气所需化学计量的氧气摩尔数,将燃油蒸气分子分为不同的基团和计算极限氧体积分数 3 个步骤。

BlazeTech 科技公司^[21]开发了 BlazeTank 油箱模型,用于研究燃油蒸气混合物的易燃性及极限氧体积分数,BlazeTank 模型包含输入和输出两大模块,在输入模块中,用户需自行输入燃油类型、品种、温度,油箱几何尺寸,点火源位置、方式、强度,飞行剖面参数和惰化参数;输出模块中,用户可获得温度和体积分数随高度、时间的变化规律,油箱中易燃体积,着火温度、燃烧速率和过压随时间的变化规律,极限氧体积分数等。

将 BlazeTank 模型的仿真结果与实验数据进行比较,结果显示,两者基本吻合,表明 BlazeTank 模型具有较高的可靠性。

FUB 等^[22]将基团贡献法计算的可燃气体混合物的极限氧体积分数与从数据库 CHEMSAFE 得到的实验所测极限氧体积分数进行对比,结果表明:测得的极限氧体积分数与估算值间偏差较大。这是因为 Subramaniam 和 Cangelosi 等提出的计算方法是基于美国矿物局进行的实验开发的,CHESAFE 的实验数据是按照德国标准 DIN51649 所测的,而两种实验方法中的测试设备、点火标准和爆炸极限的步长等均不相同,因此有必要根据新测量的实验数据来定义新的基团贡献值。通过新的极限氧体积分数实验数据重新定义基团贡献值,在改变基团贡献值后,极限氧体积分数计算结果与实验结果相对误差较小,这表明,基团贡献法是预测极限氧体积分数的有用工具,但对于该方法进行广泛应用,还需要进行更多实验数据来获取化合物的基团贡献值。

Razus^[23]提出了一种高温环境下基于绝热火焰温度(calculated adiabatic flame temperature, CAFT)对可燃气体极限氧体积分数进行估算的方法。其基本原理为:当已知燃油-空气-惰性气体混合物的 LEL 和混合物的当量比时,可利用 CAFT 极限氧体积分数(极限氧体积分数处的计算绝热温度)与 CAFTLEL(可燃下限处的计算绝热温度)的线性关系来计算混合气体的极限氧体积分数。

Razus 方法简单易行,可适应于多种燃料,并能以合理的精度预测燃料-空气-氮气的极限氧体积分数。

4 分析与总结

事实上,航空燃油的极限氧体积分数与燃油的组成成分、理化性能、点火能量、飞行状态等因素密切相关,因此,对于惰化系统氧体积分数控制指标的制订必须综合考虑这些因素的共同作用,然而,目前国内鲜有开展国产燃油极限氧体积分数的相关研究工作,为此,在国家重大型号专项燃油箱惰化技术研制任务中,氧体积分数控制指标问题是一项亟待解决的关键问题。

目前,我国军/民机通用的航空燃油为 RP-3,其组成成分与理化性能与 Jet A 相似^[24],因此,在大力开展基于国产燃油理化性能的极限氧体积分数研究的同时,现阶段直接引用或参考国外 Jet A 燃油的研究成果较为妥当。

基于上述分析与认识,本文获得如下结论:

1) 采用 N₂ 惰化时,碳氢化合物变化范围较窄,大多在 2%之内,因此,对于国内 RP-3 燃油,其地面状态下,12%作为极限氧体积分数指标是合理的;考虑军机更大的燃爆风险,在极限氧体积分数基础上增加 20%安全裕度,即:采用 9%氧体积分数的控制指标也是合适的。

2) 依据极限氧体积分数值随着高度变化规律,制定在整个飞行包线内燃油箱内氧体积分数控制指标是必要的。对于民机,其控制指标可为:从海平面到 3048m 高度,油箱内气相空间极限氧体积分数不超过 12%,3048~12192m 高度,不超过从 12%线性增加到 14.5%;对于军机,可以直接考虑在民机标准上增加 20%安全裕度。

3) 目前国内军机惰化系统研制中所规定的在整个飞行包线内控制燃油箱气相空间氧体积分数不超过 9%的要求值得商榷,它将直接带来因过度防护而产生的代偿损失过大等问题。

参考文献:

[1] 刘卫华,刘春阳,薛勇. 运输类飞机燃油箱可燃性与适航符合性方法[M]. 北京:科学出版社,2018.

[2] 刘小芳,刘卫华,钱国诚,等. 机载中空纤维膜富氮性能实验[J]. 航空动力学报,2012,27(5):975-980.

LIU Xiaofang, LIU Weihua, QIAN Guocheng, et al. Experimentation on nitrogen-enriched characteristics of on-board hollow fiber membrane[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(5): 975-980. (in Chinese)

[3] 冯诗愚,卢吉,刘卫华,等. 机载制氮系统中空纤维膜分离特性[J]. 航空动力学报,2012,27(6):1332-1339.

FENG Shiyu, LU Ji, LIU Weihua, et al. Separation performance of hollow fiber membrane for on-board inerting

gas generating system[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(6): 1332-1339. (in Chinese)

[4] 邵磊,刘卫华,孙兵,等. 中空纤维膜分离性能实验与预测[J]. 航空动力学报,2015,30(4):800-806.

SHAO Lei, LIU Weihua, SUN Bing, et al. Experiment and prediction of separation performance of hollow fiber membrane[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(4): 800-806. (in Chinese)

[5] 任常兴,张欣,慕洋洋,等. 可燃气体和混合气极限氧浓度试验研究[J]. 消防科学与技术,2017,36(2):156-159.

REN Changxing, ZHANG Xin, MU Yangyang, et al. Experimental study on the limit oxygen concentration of combustible gas and mixed gas[J]. Fire Science and Technology, 2017, 36(2): 156-159. (in Chinese)

[6] British Standards Institution. Determination of the explosion limits and the limiting oxygen concentration (LOC) for flammable gases and vapors; BSEN 1839-2017 [S]. London: British Standards Institution (BSI) Standards Publication, 2017: 11-20.

[7] American Society for Testing and Material (ASTM) International. Standard test methods for limiting oxygen (oxidant) concentration in gases and vapors; ASTM E2079-07 [S]. West Conshohocken: ASTM International, 2013: 1-9.

[8] 周宁,王宇飞,赵会军,等. 惰化系统极限氧浓度变化规律及监测预警研究[J]. 中国安全科学学报,2018,28(1):75-80.

ZHOU Ning, WANG Yufei, ZHAO Huijun, et al. Study on the variation of limiting oxygen concentration and its monitoring and early warning in inerting system[J]. China Safety Science Journal, 2018, 28(1): 75-80. (in Chinese)

[9] JONES G W, GILLILAND W R. Extinction of gasoline flames by inert gases[R]. U. S. Bureau of Mines R. I 3871, 1946.

[10] STEWART P B, STARKMAN E S. Inerting conditions for aircraft fuel tanks[R]. Wright Air Development Center, WADC Technical Report No. 55-418, 1955.

[11] SUMMER S M. Limiting oxygen concentration required to inert jet fuel vapors existing at reduced fuel tank pressures [R]. Federal Aviation Administration, DOT/FAA/AR-04/8, 2004.

[12] KUCHTA J M. Oxygen dilution requirements for inerting aircraft fuel tanks[R]. Pittsburgh, Pennsylvania; the 2nd Conference on Fuel System Fire Safety, 1970.

[13] OTT E E, LILLIE R. Influence of fuel slosh upon the effectiveness of nitrogen inerting for aircraft fuel tanks[R]. Air Force Aviation Propulsion Laboratory, AFAPL-TR-70-82, 1971.

[14] FERRENBURG A J, OTT E E. Incendiary gunfire simulation techniques for fuel tank explosion protection testing [R]. Air Force Aviation Propulsion Laboratory, AFAPL-TR-73-50, 1973.

[15] HILL R, JOHNSON G R. Investigation of aircraft fuel tank explosions and nitrogen inerting requirements during ground fires[R]. Federal Aviation Administration, FAA

Report RD-75-119,1975.

[16] ANDERSON C L. Test and evaluation of halon 1301 and nitrogen inerting against 23 mm HEI projectiles[R]. Air Force Flight Dynamics Laboratory,AFFDL-TR-78-66,1978.

[17] TYSON J H,BARNES J F. The effectiveness of ullage nitrogen inerting systems against 30 mm high-explosive incendiary projectiles[R]. Naval Weapons Center,NWC TP-7129,1991.

[18] MOUSSA N A,DEVARAKONDA V. Factors affecting the limiting oxygen concentration required for ignition in an aircraft fuel tank[R]. Atlantic,NJ,US;the 6th Triennial International Aircraft Fire and Cabin Safety Research Conference,2010.

[19] 王慧丹,舒振杰,徐鹏国. 机载燃油惰化技术及标准研究[J]. 航空科学技术,2015,26(5):18-21.

WANG Huidan,SHU Zhenjie,XU Pengguo. Research on airborne fuel inerting technology and standard[J]. Aeronautical Science and Technology,2015,26(5):18-21. (in Chinese)

[20] SUBRAMANIAM T K,CANGELOSI J V,王先承. 预测可燃性气体中的安全氧含量[J]. 低温与特气,1992(2):51-57.

SUBRAMANIAM T K,CANGELOSI J V,WANG Xiancheng. Predict the safe oxygen concentration in flammable gas[J]. Low Temperature and Specialty Gases,1992(2):51-57. (in Chinese)

[21] ALBERT M N. Blaze tank model for the flammability,ignition and overpressure in an aircraft fuel tank[R]. Atlanticity,New Jersey,US;the Federal Aviation Administration (FAA) International Conference on Aircraft Fire and Cabin Safety Research,1998.

[22] FUB O,MOLNARNE M,SCHRODER V. Determination of new group contributions to calculate limiting oxygen concentrations[J]. Chemical Engineering and Technology,2003,26(4):428-433.

[23] RAZUS D. Estimation of LOC (limiting oxygen concentration) of fuel-air-inert mixtures at elevated temperatures by means of adiabatic flame temperatures[J]. Chemical Engineering and Processing,2006,45(3):193-197.

[24] 童升华. 国产燃油理化性能与易燃性研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2013.

TONG Shenghua. Research on physicochemical characteristics and flammability of domestic fuels[D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2013. (in Chinese)

(编辑:王碧琚)