

飞机燃油箱惰化能力降级指标分析

吕旭飞, 姚尚宏, 杜明杰

(中国飞行试验研究院 发动机所, 西安 710089)

摘 要: 为明确飞机燃油箱惰化能力降级指标, 从点燃试验的试验设施、试验结果及不同试验之间结果差异的原因 3 个方面总结和分析了燃油箱点燃试验的文献, 根据文献分析结果将燃油箱的惰化能力分为四个等级, 分析发现: 试验设施差异、点燃标准不同是不同试验结果存在差异的主要原因; 高能点火源试验在燃爆标准、试验影响因素和试验结果方面存在特殊性, 其对燃油箱混气惰化能力要求更高; 飞机燃油箱的惰化能力会随着混气中氧气浓度的增加而降低, 不同燃油箱惰化状态下燃油箱的安全性也存在差别, 这种惰化能力的降级同时需要考虑点火源和混气气压的影响。

关 键 词: 飞机燃油箱; 惰化指标; 限制氧体积分数; 变化规律; 能力降级

中图分类号: V228.11

文献标志码: A

Analysis of inerting index when inerting capability of aircraft fuel tank was degraded

LÜ Xufei, YAO Shanghong, DU Mingjie

(Power-Plant Institute, Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: In order to clarify the degradation index of the inerting of aircraft fuel tank, some literature of fuel tank ignition test were summarized and analyzed from three aspects: test facilities, test results and the reasons for the differences between different tests. According to the results of literature analysis, the inerting of fuel tank was divided into four grades. It was found that the differences of test facilities and ignition standards were the main reasons for the differences between different test results. The high-energy ignition source test had particularity in the aspects of explosion standard, test effect factors and test results, requiring for higher inerting ability of fuel tank. The inerting capacity of aircraft fuel tank could decrease with the increase of oxygen volume fraction in mixed gas, and the safety of fuel tank varied under different inerting conditions. The degradation of inerting capacity need to consider the effect of ignition source and mixed gas pressure at the same time.

Keywords: aircraft fuel tank; inerting index; limiting oxygen volume fraction; variation rules; capability degradation

航空燃油易燃易爆的特点使得飞机燃油箱的安全一直是航空界关注的重点^[1-2]。民用运输机适航条款中使用“可燃性”概念描述同型飞机机队的燃油箱在一段时间内可能发生爆燃的概率^[3]。根据 CCAR25 部中的规定, 当飞机在海平面至

3 048 m 飞行时, 油箱氧气浓度不大于 12%, 当飞行高度从 3 048 m 增加到 12 192 m 时, 氧体积分数的上限随着高度增加由 12% 线性增加至 14.5%, 则认为油箱处于“惰性化”状态。

战斗类飞机则使用“惰化”概念描述油箱抵抗

收稿日期: 2022-09-03

基金项目: 稳定支持基金(WD-2020-2-1)

作者简介: 吕旭飞(1991—), 男, 工程师, 硕士, 主要研究方向为飞机燃油系统试飞。

引用格式: 吕旭飞, 姚尚宏, 杜明杰. 飞机燃油箱惰化能力降级指标分析[J]. 航空动力学报, 2023, 38(5): 1067-1074. LÜ Xufei, YAO Shanghong, DU Mingjie. Analysis of inerting index when inerting capability of aircraft fuel tank was degraded[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(5): 1067-1074.

可能发生的燃烧的能力。1955年,美国矿务局根据大量燃油混气点燃试验结果,在试验结果上再增加20%的安全裕度,确定了燃油箱的限制氧体积分数为9%。该数值一直沿用至今,并被国军标采用^[4-5]。

目前,主流的飞机机型均通过机载油箱惰化系统降低燃油箱的可燃性^[6-7]。机载燃油箱惰化系统从发动机引气,将空气分流成富氮气体和富氧气体,富氮气体冲入油箱上部气相空间,降低混气中氧气含量。若一味按照国军标要求降低氧体积分数,则会给飞机质量和发动机推力带来较大的代偿负担。因此,更加精确地捕捉燃油箱惰化的最低性能要求,给出燃油箱惰化能力降级时相应的惰化指标非常必要。

战斗类飞机燃油箱气相空间惰化指标的本质是航空燃油的易燃性问题^[8]。飞机燃油箱气相空间充满了气态可燃物、助燃气体(一般指氧气)和惰性气体(一般指氮气)的混合气,当气态可燃物和助燃气体处在合适比例时,混气能够被进入其中的能量点燃。战斗类飞机燃油箱惰化能力降级是指,由于飞机惰化系统失效或者空气进入油箱等导致气相空间的氧气浓度升高,使混气处于容易点燃的状态,宏观而言,表现为飞机燃油箱的惰化能力降低。这种能力降级往往表现为点燃混气所需的能量下降和点燃后产生的燃烧或爆炸的能量增加。

本文在对航空煤油点燃试验研究成果系统地梳理与总结基础上开展分析,提出惰化能力降级下的燃油箱惰化指标,为战斗类飞机的燃油箱惰化能力试飞提供有益参考。

1 飞机燃油箱惰化概念内涵

形成燃烧或爆炸必须具备三个条件:合适的氧化剂(氧气);合适的可燃物质;足够能量的点火源。为了保证“油箱惰化”有足够的安全冗余,往往认为飞机气相空间的燃油蒸汽总是足够支持燃烧。因此,从燃烧理论出发,必须控制油箱上部气相空间中的氧气含量;以及,限制进入混气中的点火能量。

通过向油箱气相空间源源不断地填充惰性气体,来达到降低氧气含量的目的。根据研究,存在“燃油混气惰化的极限氧体积分数(limiting oxygen volume fraction, LOVF)”,即当油箱上部的气相混气中氧体积分数小于该极限值时,则任何

能量都不能点燃混气^[9]。

通过降低氧气含量的办法惰化油箱时,一般通过图1所示的三元组分燃爆区域图来表示混气的可燃性包线。其中 I 表示惰性气体, S 表示测试物质, A 表示空气, x 表示摩尔分数。图中1表示燃爆区域,2表示顶点,3表示可燃物质和空气燃烧的化学计量线。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)和燃爆下限(lower explosion limit, LEL),燃爆上限和下限相交有一个顶点,该顶点对应于极限空气体积分数(limiting air volume fraction, LAVF),再乘氧气在空气中的体积分数20.9%,即得到极限氧体积分数。

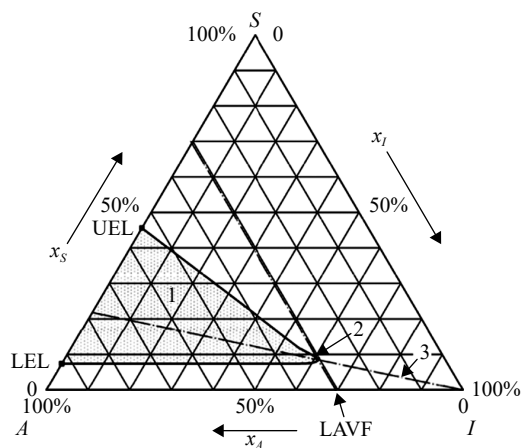
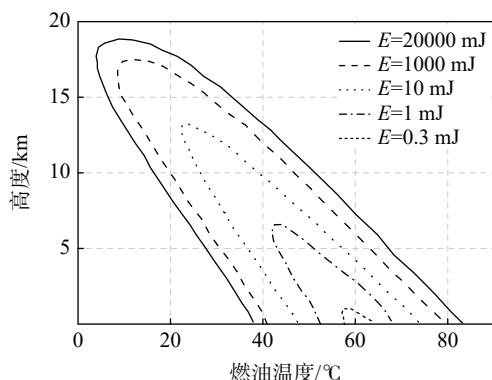


图1 三元组分燃爆区域图

Fig. 1 Diagram of three component ignition and detonation zones

在飞机实际使用中,可能会出现充填惰气的方法失效的情况,包括但不限于机载惰化系统失效、低功率引气、飞机快速下降等氧体积分数不达标航段、由于撞击导致油箱破裂惰气泄漏等。此时,就需要可靠地限制进入可燃混气中的点火能量来防止燃油箱燃爆,一般包括限制可能导致混气温度上升的热表面温度和杜绝闪电/静电点火火花出现。战斗类飞机还包括炮击等高能打击。

Jet A 燃油温度和点火源能量控制下的可燃性包线如图2所示^[10]。 E 表示点火能量。在恒定的点火能量下,不同的可燃混气气压高度对应了不同的点燃温度范围。当温度较低时混气中燃油蒸汽的浓度较低,温度较高时则浓度较高,而浓度过低和过高均不能引起混气燃烧,因此不同气压高度下最小可燃温度连接起来成为贫燃极限,

图2 Jet A 可燃性包线^[10]Fig. 2 Jet A flammability envelope^[10]

最大可燃温度连接起来成为富燃极限。

综上所述,在工程上防止燃油箱燃爆的方法是通过各种手段尽量降低燃油箱混气中的氧体积分数,同时限制燃油箱内出现足够能量的点火源。国内外学者对于此的研究也着重在以上两个方面。因此,后续文献数据分析分为有惰气的混气试验和无惰气的混气试验两种情况,有惰气的混气试验又依据点火源能量及形式分为低能点火源试验、高能点火源试验、高温持续加热试验。

2 燃油箱点燃试验设施及点燃标准

在实际试验中,不同学者会根据研究目的,设计不同的试验设备,但此类试验设施一般都包含可燃混气产生装置、点火装置、数据采集、试验油箱、混气环境控制五部分。

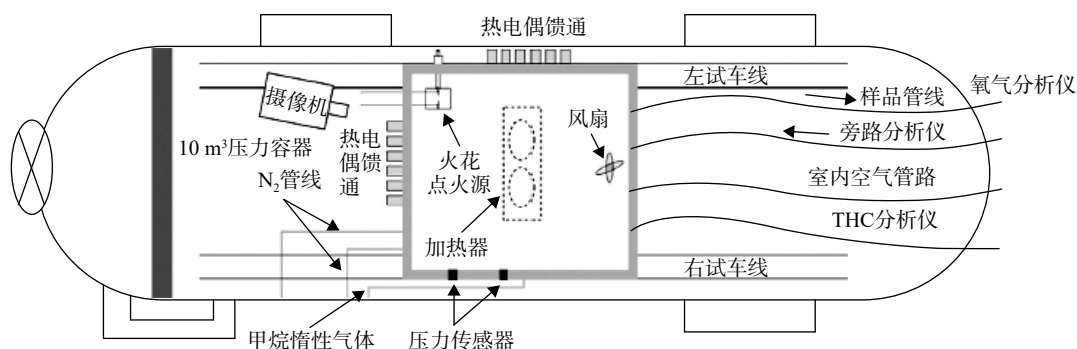
FAA(federal aeronautics administration)的Summer^[11]为了研究可燃混气气压降低对极限氧体积分数的影响,建立了如图3所示的试验系统,图中THC分析仪指非甲烷总烃分析仪。该试验系统包含了一个10 m³容器,最大承压4 482 kPa,容器中放置了体积0.255 m³测试油箱,并配备有

热电偶,压力传感器,气体采样管线,碳氢物质分析仪,加热器及风扇等。试验时将盛放航空煤油的22.8 cm×22.8 cm的燃料盘放置在油箱中心,采用真空泵将油箱抽至测试高度对应的压力,以此产生目标混气环境,再通过底部加热盘或点火器点燃混气,混气燃烧产生的压力则通过油箱顶部的压力释放装置释放。Summer建立的试验系统能够研究包括环境温度、环境压力、点火器能量、混合(风扇)能力、燃油品类、不同惰性气体等因素对极限氧体积分数的影响,是较为完善的试验系统。

海军武器中心的Tyson等^[12]在研究30 mm高能燃烧弹(high-energy incendiary, HEI)击中飞机燃油箱的惰化要求时,通过使用己烷、空气和惰气混合成一定比例模拟飞机燃油箱的可燃混气。同时,在油箱壳体加入适当大小的金属铝箔片作为薄弱环节,当油箱中的压力超过铝箔片能够承受的最大压力时就会破碎,从而释放压力,保护油箱。

除此之外,Hill和Johson^[13]还开展了0.19 m³容积的油箱、DC-7、C-133全尺寸机翼油箱的点燃试验,验证了在缩比油箱中开展此类试验的有效性。

不同的试验设施在相同的试验条件下得到的试验结果往往存在差异。其中最大的原因是采用的所谓“点燃”标准不同。Summer在试验中,通过观察安装在油箱壳体的箔隔膜是否破裂来确认是否点火,其实质是以密封试验油箱中的过压(峰值压力-初始压力)为标准;Tyson则以试验人员目测观察是否存在火焰,确定是否点火。国际上关于可燃气体极限氧体积分数测定标准的BSEN1839-2017中规定了“目测着火”和“密封装置过压”两种指标都可以作为点燃标准。

图3 Summer 试验系统^[11]Fig. 3 Summer's test system^[11]

3 飞机燃油箱点燃试验

3.1 采用低能点火源的航空燃油极限氧体积分数试验

低能点火源试验一般模拟了在所有飞机中可能出现的不可根绝的设计故障所导致的短路电流、摩擦/静电等点火源点火现象,其研究目的都指向确定不同环境条件下的极限氧体积分数。

Zinn^[14]总结了1950年之前的油箱惰化试验,如图4所示:随着温度的不断升高,极限氧体积分数不断减小;在通常的飞机地面使用条件下,12%氧体积分数是一个可以接受的安全氧体积分数限制;9%氧体积分数下,即使混气温度升高至287℃也不会发生燃烧。

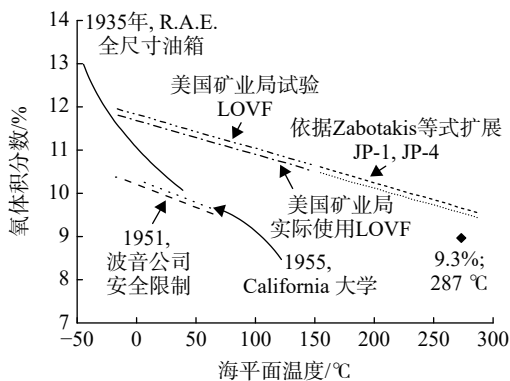


图4 极限氧体积分数随温度变化^[14]

Fig. 4 Limiting oxygen volume fraction changed with temperature^[14]

海军武器研究中心的Tyson使用J-57发动机点火器作为点火源,以封闭油箱中的压力上升作为点火标准,得出海平面的极限氧体积分数为9%。

Ott等^[15]在美国空军喷气推进实验室(AFAPL)使用火花塞点燃JP-8混气进行试验,并加入了油箱晃动这一影响因素。试验在不同氧体积分数下,分别对经过晃动和没有晃动的混气进行点火,结果发现:晃动使燃油蒸汽的可燃体积分数区域增大,且对可燃下限影响较大,但是燃料的晃动不会改变用氮气惰性化的限制氧体积分数;晃动条件下,JP-8燃料蒸汽用氮气完全惰性化的限制氧体积分数为12%。

Summer使用0.5 J的点火能量,以封闭油箱过压作为点火标准,在海平面至12 192 m气压高度之间研究JP-8燃油极限氧体积分数变化规律。结果表明,海平面至3 048 m之间的极限氧体积分数约为12%,从3 048 m的12%线性增加到

12 192 m的约为14.5%。此外,Summer还使用点火能量0.08~2.8 J之间的各种火花和电弧进行点火试验,极限氧体积分数范围在11.9%~12.8%之间微小变化。

将Summer的结果和美国国防信息中心Stewart等^[16]结果共同展示在图5中。使用氮气作为惰性气体,在海平面至18 km不同气压高度下的极限氧体积分数变化。结果表明:海平面9.78%的氧体积分数就能够使混气完全惰化,并且极限氧体积分数随着气压高度的增加呈线性增加。

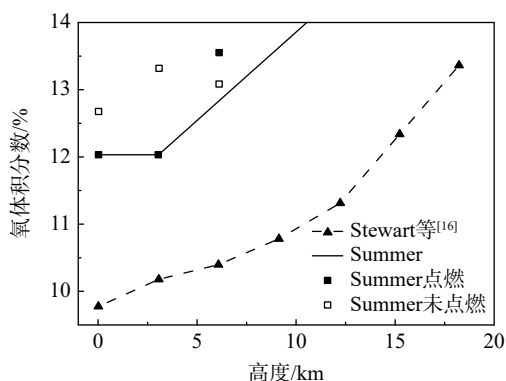


图5 极限氧体积分数随高度变化

Fig. 5 Limiting oxygen volume fraction changed with altitude

试验中,Stewart等使用目测观察是否产生燃烧现象确定该次点火的结果,这是其与Summer结果产生差异的主要原因。

3.2 采用高能点火源的航空燃油极限氧体积分数试验

战斗类飞机燃油箱还要考虑在战场中遭遇枪击、高能碎片击中、高能火炮击中等情况。为了最大限度明确战斗类飞机遭受该类威胁后的破损程度,学者们也开展了类似的试验研究。

Stewart等使用50 mm的穿甲燃烧弹(armor-piercing incendiary, API)、20 mm的HEI击打装填了JP-4蒸汽-空气-氮气以及AN-32蒸汽-空气-氮气的混合物,并以目视观察是否着火为标志。结果表明:当氧气浓度为9%时,炮弹击中油箱后,油箱几乎没有过压。

Tyson和Barnes在美国海军武器中心进行了一系列试验评估燃油箱遭受30 mm HEI袭击时无油空间氧体积分数对燃烧的影响,弹击试验条件如表1所示。图6中比较了21%氧体积分数下,30 mm HEI弹击油箱时,添加燃油蒸汽对油箱中的压力变化的影响。比较发现:燃油蒸汽混合物

表 1 Tyson 30 mm 弹击试验条件
Table 1 Tyson's 30 mm projectile attack test conditions

不同测试高度下压力/kPa	试验时氧体积分数/%
210(低)	21, 15, 12, 9
196(中)	21, 12
159(高)	21, 12, 9

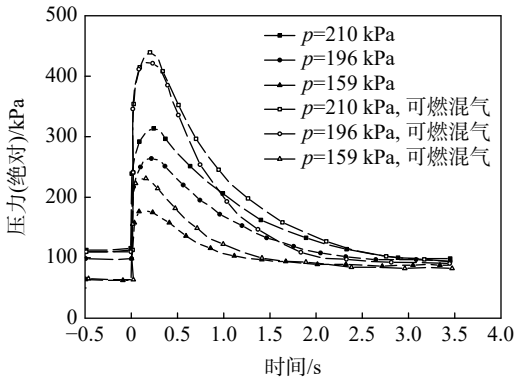


图 6 在 30 mm HEI 弹击时油箱压力变化
Fig. 6 Pressures variation of fuel tank using the 30 mm HEI projectile attack

会显著增强燃爆反应的破坏性，峰值压力从 262 kPa 增加至 345 kPa，且增长趋势在所有试验中一致。

图 7 是在 210 kPa 环境中不同氧体积分数油箱压力变化情况。图中可见，氧体积分数对于压力变化峰值有明显影响，高压条件下氧体积分数降低到 12% 时，压力峰值较小。结果同时表明：氧体积分数 15% 时，HEI 引起的油气混合物燃烧的过压减小很少；氧体积分数 12% 时，减小非常明显；氧体积分数减小到 9% 时相比氧体积分数 12% 保护作用提升很小。

图 8 对比了 23 mm HEI 弹击^[17]、30 mm HEI

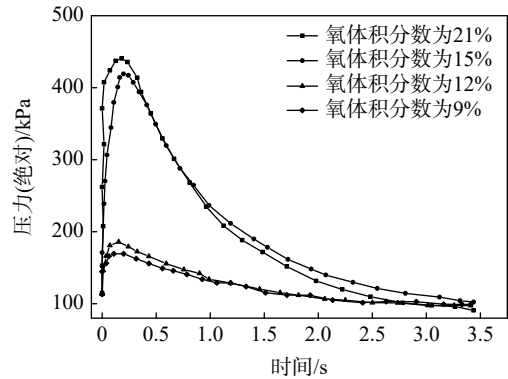


图 7 30 mmHEI 弹击时高压条件下氧体积分数影响
Fig. 7 Effect of changing oxygen volume fraction when using the 30 mm HEI projectile attack under high pressure condition

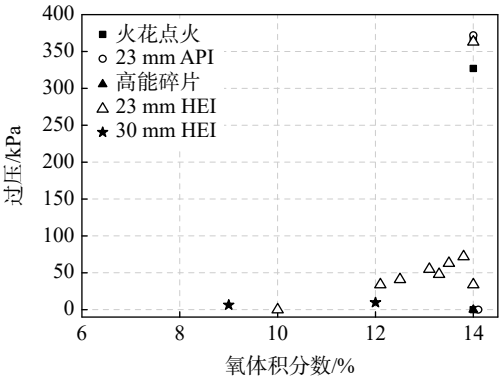


图 8 不同点火源点火的极限氧体积分数试验结果
Fig. 8 Test results of limiting oxygen volume fraction for ignition by different ignition sources

弹击、火花点火以及高能碎片作为点火源的惰化结果。由图可知，当氧体积分数减小至 14% 时，已经能够对图中所示点火源产生较好的惰化效果，23 mm HEI 最大过压不超过 100 kPa，当氧体积分数下降至 12% 以下，惰化效果明显，氧体积分数继续减小，惰化效果增加不明显。

高能点火源试验结果表明，在海平面，当氧体积分数减小至 14% 时，能够产生较好的惰化效果，当氧体积分数减小至 12% 时，弹击试验中的燃油箱过压就能大大减小，氧体积分数减小至 9% 时，几乎不产生过压。

3.3 高温持续加热下的燃油箱可燃性试验

当飞机遭遇撞击起火、油箱外异常热源等问题时，燃油箱则有可能遭受较长时间的加热，这种情况下燃油及混气的温度早已经超过正常使用时可能出现的温度或温度上升速率的范围。因此，有学者研究了燃油箱结构完整的情况下，外部加热对其可燃性的影响。

Hill 等在 1975 年研究了地面防火氮气惰化要求。其使用全尺寸油箱和缩比油箱分别进行了火花塞和热表面两种点火源试验，测试了不同氧体积分数下的燃烧反应。结果表明：缩比油箱结果和全尺寸油箱结果一致；当温度上升，氧体积分数降低时，若以燃爆过压 42 kPa 为标准，使用火花塞进行点火，在油箱表面温度 204~260 ℃，燃油蒸汽温度小于 93 ℃ 时，安全氧体积分数为 14% 左右；油箱表面温度 427~593 ℃，燃油蒸汽温度大于 260 ℃ 时，安全氧体积分数在 10% 左右。具体数据如图 9 所示。

同时，作者总结热表面点火试验数据认为：在油箱壁面温度小于 260 ℃，混气温度小于 149 ℃

时,氧体积分数低于 18% 时,不会发生爆炸,氧体积分数低于 12.5% 时,不会发生反应;在油箱壁面温度高于 260 °C,混气温度高于 149 °C 时,氧体积分数为 17% 时,热表面点火能够使油箱发生爆炸。

总的来说,当起始氧体积分数低于 14% 时,在最严酷的条件下(油箱中剩余较少的液态燃油,较强的油箱表面加热速率)油箱中的压力上升都在安全范围内,因此认为热表面点火这种方式中,最高安全氧体积分数为 13%~14%。具体试验结果如表 2 所示。

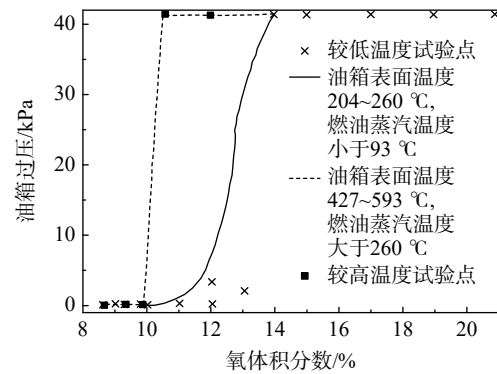


图 9 热表面点火试验结果^[13]

Fig. 9 Hot surface ignition test results^[13]

表 2 热表面和火花点火试验结果

Table 2 Test results of hot surface and spark ignition

点火源类型	油箱温度范围/°C		试验结果			
	表面温度	无油空间温度	缩比油箱		全尺寸油箱	
			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/%	氧体积分数/%	结果
热表面	<260	<149	18	12.5	21	爆炸
热表面	>260	>149	≤17	不确定	9	无反应
火花	<260	<149	14	12	15	爆炸
火花	>260	>149	10.4	9.9	9	无反应

Summer 开展了同样的热表面混气点火试验,试验结果表明:当高温蒸汽温度接近 732 °C 时,在氧体积分数 21% 混气中观察到剧烈点火;在混气氧体积分数 11.3%~14.0%,最高热表面温度 760 °C 的点火试验中,在燃油箱排气口观察到了轻微烟雾,但都没有点火发生。因此作者认为 14% 氧体积分数是热表面点火的安全极限,这与 Hill 的结果一致。

3.4 无情气惰化的燃油箱可燃性试验

当混气中没有惰性气体时,混气的可燃性由混气温度和点火源能量共同决定。图 2 展示的为 Jet A 燃油使用火花点火时在不同点火能量下的可燃性包线,包线显示:在同一点火能量下,存在合适的气压和温度范围,使得混气可燃,且随着点火能量的不断增加,可燃性包线范围也持续增大。Nestor^[18]20 J 点火能量下静态和动态的数据表明,当燃料处于运动状态,且点火源位于产生的喷雾中时,点火的最低温度会有更大的扩展。

其他学者还进行了燃油点火的点火概率建模,在模型中,需要考虑燃油温度、燃油闪点、气压高度等。

$$p(E_{\text{ign}} \leq E_{\text{spark}}) = 1 - F_{\text{spark}}(E_{\text{ign}}) \quad (1)$$

其中 F_{spark} 是火花能量的累积分布函数, E_{ign} 是点火所需的火花能量。

其中最小点火能量随高度变化的相关性如下:

$$\ln(E_{\text{ign}})_{\min} = \frac{0.063Z - 1.395}{(1 - Z/67)^{0.5}} \quad (2)$$

根据 Nestor 的工作,点火能量和燃油温度的关系

$$\ln E_{\text{ign}} = \ln(E_{\text{ign}})_{\min} + a(T_{\text{fuel}} - T_{\min}) \quad (3)$$

其中系数 $a = 8.66 \times 10^{-5}Z + 6.73 \times 10^{-3}$, $T_{\min} = T_f + 22 - 1.5Z$ 。

虽然在没有惰性气体混气中,可燃性受多种因素影响而导致其难以准确量化,但为了最大程度保障油箱安全,在 FAA 关于油箱可燃性条款中认为,混气温度超过燃油闪点,则燃油箱处于可燃状态。

4 燃油箱可燃性试验数据总结与分析

4.1 极限氧体积分数受多种因素的影响

氮气惰化下的极限氧体积分数受混气气压高度、气相空间温度、点火源强度、试验中的点火标准、燃油振动、晃动、雾化以及燃油品类的多

重影响。各学者的研究几乎已经包含了现代飞机飞行的全部影响因素, 因此其结果对于制定新的氧体积分数控制指标仍然适用。

相比于常温常压静态条件下的点燃极限氧体积分数, 气相空间温度升高, 点火源点火能量增加, 燃油经受振动、晃动, 燃油雾化均会引起极限氧体积分数下降; 高度上升以及燃油中重质成分的增加则会引起极限氧体积分数的上升。

4.2 试验结果之间的差异及原因

目前 FAA 将氧体积分数 12% 定为飞机在海平面的惰化氧体积分数极限。但历史试验数据中仍然存在不同的极限氧体积分数结果, 这些结果之间的差异及原因主要有以下 4 点:

1) 试验中气相空间温度变化或温度控制不严格, 引起极限氧体积分数产生 1.25%~0.5% 的变化;

2) 美国空军在试验中加入振动和晃动, 得出结果变化(0.5±0.5)%, 波音使用己烷作为燃料研究蒸汽和雾化, 得出结果变化为(1±0.5)%;

3) 气相空间中的燃料梯度和湍流变化会引起结果变化(1±0.5)%;

4) 不同品类的燃油之间极限氧体积分数会存在差异: JP-4 和 Jet A 之间相差 0.5%, JP-8 和 JP-4 之间也存在差异, 但不明显。

4.3 高能点火源试验结果的特殊性

高能点火源极限氧体积分数的试验结果同样受试验混气的气压高度和温度的影响, 且其影响规律与一般能量点火源试验一致。但高能点火源试验结果存在其特殊性:

1) 高能点火源的着火标准一般以密封试验环境中的压力上升为依据;

2) 高能点火源试验中可以忽略燃油振动、晃动、雾化、燃油品类等因素的影响;

3) 高能试验中点火源的能量难以量化, 因此以实际点火使用的爆炸物为准;

4) 与低能点火 12% 为极限氧体积分数的一般结论相比, 高能点火试验认为当氧体积分数小于 9% 时, 混气处于完全惰化的状态。

5 战斗类飞机燃油箱惰化能力降级考核标准

战斗类飞机处于非作战区域时, 燃油箱主要需要抵御由于设计失效而产生的低能点火源; 处于作战区域时, 燃油箱需要抵御可能来袭的高能点火源; 极端情况中, 飞机因为遭受弹击或撞击

导致起火, 燃油箱遭受加温甚至部分解体, 需要明确此时燃油箱能够抵抗可燃的能力; 最后, 如果惰化系统失效, 即混气处于非惰化状态时, 燃油箱的“可燃性”。

根据本文以上章节对以往研究结果的分析, 飞机燃油箱的惰化能力可以依据混气中的氧体积分数大致划分为 4 个等级, 同时再考虑点火源和混气气压的影响, 具体划分如图 10 所示。

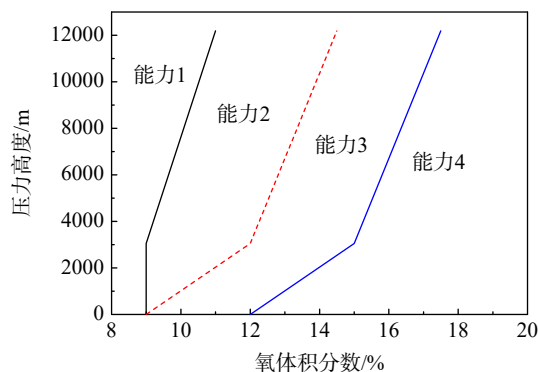


图 10 不同气相空间氧体积分数惰化能力分级

Fig. 10 Classification of inerting ability of gaseous space in different oxygen volume fraction

能力 1 区, 从海平面到 3 048 m, 油箱气相空间氧体积分数不超过 9%; 从 3 048 m 到 12 192 m, 气相空间氧体积分数从 9% 线性增加到 11.5%。处在该状态下, 燃油箱能够在遭受 30 mm HEI, 23 mm API, 高能碎片以及文献所述 0.08~2.8 J 能量点火情况下, 不产生压力上升, 保证油箱结构完整性; 油箱表面温度超过 260 °C, 无油空间混气温度超过 149 °C, 油箱内不会产生剧烈的化学反应。

能力 2 区, 从海平面到 3 048 m, 油箱气相空间氧体积分数 9%~12%; 从 3 048 m 到 12 192 m, 气相空间氧体积分数从 12% 线性增加到 14.5%。在该状态下, 油箱能够抵御因为油箱内“故障-失效”成为点火源而引起的燃烧; 同时, 若遭遇 30 mm HEI、23 mm API 袭击, 油箱会产生大约 60 kPa 的过压; 油箱表面温度在 204~260 °C, 燃油蒸汽温度不大于 93 °C, 油箱内产生的过压不超过 40 kPa。

能力 3 区, 从海平面到 3 048 m, 油箱气相空间氧体积分数 12%~15%; 从 3 048 m 到 12 192 m, 气相空间氧体积分数从 15% 线性增加到 17.5%。在该状态下, 若遭遇 30 mm HEI、23 mm API 袭击, 油箱会产生大约 300 kPa 的过压; 油箱表面温度小于 260 °C, 燃油混气温度小于 149 °C, 油箱内就会产生燃烧反应甚至爆炸。

能力4区,当惰化系统失效时,油箱中混气是燃油蒸汽与空气的混合物,油箱中混气温度超过燃油闪点温度,则油箱处于可燃状态,一旦存在点火源,则认为油箱会发生不可逆的燃爆损伤。

6 结论与展望

本文以获得战斗类飞机燃油箱惰化程度分级指标为目的,总结了燃油箱混气点燃试验的主要试验设施,从低能点火源试验、高能点火源试验、高温持续加热时的点燃试验、惰化系统失效时的点火试验4部分对试验结果进行分析,得出结论如下:

1)“全包线氧体积分数不大于9%”是一个苛刻的惰化要求,根据文献分析,飞机燃油箱的惰化能力会随着混气中氧气浓度的增加而降低,不同燃油箱惰化能力下燃油箱的安全性也存在差别,这种惰化能力的降级同时需要考虑点火源和混气气压的影响。

2)以不同目的开展的燃油箱混气点燃试验设施存在差别,不同试验中点燃方式和点燃标准也存在差别,这是不同试验之间结果存在细微差别的主要影响因素,此外,试验条件控制不严格,不同油品之间的差异等也对试验结果有细微的影响。

3)高能点火源试验在燃爆标准、试验影响因素和试验结果方面存在特殊性,和“故障-失效”形成的低能点火源、热表面点火相比,高能点火源对燃油箱混气惰化能力要求更高。

4)不同类型的战斗类飞机在不同的任务下,对燃油箱惰化的能力要求不同,本文仅仅整理了相关文献及历史数据,初步提出了惰化降级的指标,后续应该针对现有机型,开展深入的试验研究,明确燃油箱惰化能力降级评价标准。

参考文献:

- [1] 中国民用航空局航空安全办公室. 中国民航航空安全报告(2013年)[R]. 北京: 中国民用航空局, 2014.
- [2] 孟昭蓉, 杨春生. 世界航空事故汇编[M]. 北京: 中国民用航空, 2002.
- [3] 张瑞华, 刘卫华, 刘春阳, 等. 运输类飞机燃油箱可燃性适航符合性方法[J]. 航空动力学报, 2020, 35(5): 1099-1108.
ZHANG Ruihua, LIU Weihua, LIU Chunyang, et al. Flammability and air worthiness compliance method of fuel tank for transport aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(5): 1099-1108. (in Chinese)
- [4] Aviation Rulemaking Advisory Committee (ARAC). Fuel tank harmonization working group final report[R]. Washington DC: Federal Aviation Administration, ECFtHegT1-1231998, 1998.
- [5] 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 technology and standards of onboard inert gas generation system[J]. Aeronautical Science & Technology, 2015, 26(5): 18-21. (in Chinese)
- [6] 冯诗愚, 刘冠男, 江荣杰, 等. 飞机燃油箱机载惰化技术研究现状与发展趋势[J]. 航空动力学报, 2021, 36(3): 616-625.
FENG Shiyu, LIU Guannan, JIANG Rongjie, et al. Research status and development trend of aircraft fuel tank on-board inerting technology[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(3): 616-625. (in Chinese)
- [7] 王震. 飞机燃油箱防爆及抑爆材料应用技术[J]. 航空科学技术, 2002(3): 33-35.
WANG Zhen. Explosion suppression for aircraft fuel tanks and application technology of suppression material[J]. Aeronautical Science and Technology, 2002(3): 33-35. (in Chinese)
- [8] 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 & flammability of domestic fuels[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [9] 周鹏鹤, 刘文怡, 刘卫华. 飞机燃油箱惰化中样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. (in Chinese)
- [10] Fuel Flammability Task Group. A review of the flammability hazard of Jet A fuel vapor in civil transport aircraft fuel tanks[R]. Washington DC: Federal Aviation Administration, DOT/FAA/AR-98/26, 2002.
- [11] SUMMER S M. Limiting oxygen concentration required to inert jet fuel vapor existing at reduced fuel tank pressures[R]. Washington DC: Federal Aviation Administration, DOT/FAA/AR-04/8, 2004.
- [12] TYSON J H, BARNES J F. The effectiveness of ullage nitrogen inerting systems against 30 mm high-explosive incendiary projectiles[R]. Washington DC: Naval Weapons Center, NWC TP-7129, 1991.
- [13] HILL R, JOHNSON G R. Investigation of aircraft fuel tank explosions and nitrogen inerting requirements during ground fires[R]. Washington DC: Federal Aviation Administration, FAA Report RD-75-119, 1975.
- [14] ZINN S V. Inerted fuel tank oxygen concentration requirements[R]. Washington DC: Federal Aviation Administration, FAA Report RD-71-42, 1971.
- [15] OTT E E, LILLIE R. Influence of fuel slosh upon the effectiveness of nitrogen inerting for aircraft fuel tanks[R]. Washington DC: Air Force Aviation Propulsion Laboratory, AFAPL-TR-70-82, 1971.
- [16] STEWART P B, STARKMAN E S. Inerting condition for aircraft fuel tanks[R]. Washington DC: Wright Air Development Center, WADC Technical Report No.55-418, 1955.
- [17] ANDSON C L. Test and evaluation of halon 1301 and nitrogen inerting against 23 mm HEI projectiles[R]. Washington DC: Air Force Aviation Propulsion Laboratory, AFFDL-TR-78-66, 1978.
- [18] NESTOR L. Investigation of turbine fuel flammability within aircraft fuel tanks[R]. Washington DC: Naval Air Propulsion Test Center, Final Report DS-67-7, 1967.

(编辑: 张 雪)