

机载火焰抑制器流通性能研究

刘明辉,王玖,陈晓峰,熊雅晴,刘忠

(成都飞机工业(集团)有限责任公司 技术中心,成都 610092)

摘要: 受限于适航认证工作的相关要求及我国航空技术相对落后的现状,国产机载火焰抑制器的研制开发起步较晚。通过对机载火焰抑制器压力降产生的原因进行分析,提出一种适合计算机载火焰抑制器压力降的方法,在与实验结果对比并验证该方法正确性的基础上,根据某型机载火焰抑制器技术要求,分析在空气流动和燃油溢流情况下不同特征尺寸阻火单元的压力降,并探讨各个因素对机载火焰抑制器压力降的影响。结果表明:本文关于机载火焰抑制器流通性能的研究可为其工程设计、计算和选择提供有益的参考。

关键词: 机载火焰抑制器;压力降;阻火单元;特征尺寸

中图分类号: V244.1

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2018.03.014

Study on Flow Performance of Airboard Flame Arresters

Liu Minghui, Wang Jiu, Chen Xiaofeng, Xiong Yaqing, Liu Zhong

(Technical Center, AVIC Chengdu Aircraft Industrial(Group) Co., Ltd., Chengdu 610092, China)

Abstract: In our country, as the airworthiness certification and aviation technology are lagging far behind, the development of domestic airborne flame arrester has just been included into the agenda. Hence, based on the analysis of the reason of the pressure drop of the airborne flame arresters, a method suitable for calculating the pressure drop of the airborne flame arresters is proposed. Based on the comparison with the experimental results and the verification of the correctness of the method, according to arresters technical requirements, the pressure drop of flame arrester element with different characteristic dimension under air flow and fuel overflow is analyzed, and the influence of various factors on the pressure drop of airborne flame arresters is discussed. The results indicate that the study of the flow performance of the airborne flame arresters can provide useful reference for its engineering design, calculation and selection.

Key words: airborne flame arresters; pressure drop; flame arrester element; characteristic dimension

0 引言

1999年,美国颁布了关于对飞机雷电防护问题的研究报告^[1],其中分析了成功应用机载火焰抑制器的例子;同年,美国海岸警备队对火焰抑制器测试技术进行了系统研究,提出了完整的测试标准^[2];美国Parker公司还开发了精确预测空气和燃料流量通过机载火焰抑制器压力降的计算程序,

并建立了相应的火焰抑制测试结果的数据库^[3]。

事实上,当前无论是军机还是民机,国外都普遍采用了火焰抑制器,以防止由于外部火源引发的油箱燃烧和爆炸,同时,应运而生了多家机载火焰抑制器生产或供应厂商,例如美国Parker公司、Enardo公司等。从可查阅到的资料来看,美国还建立了相应的实验检测系统及检测规范^[4]。

国内,由于炼油、油品储运、煤矿等行业的需要,火焰抑制器也得到了广泛应用,并提出了多个有关火焰抑制器生产、检测及应用的行业标准或国标(例如GB5908—2005^[5]、GB/T13347—2010^[6]等)。但针对航空领域而言,虽然从飞机系统设计

原理与适航认证要求等方面考虑都必须安装此类装置,但苦于无相应的国产产品可供选择,目前国内军机燃油通气系统与发动机排气系统普遍未安装火焰抑制器,而民机,例如新舟系列、蛟龙 600、C919 等则直接选购国外成品。

对于一个给定的机载火焰抑制器,应考虑流经它的流体所产生的压力降,对格孔大小做适当地选择,既要使其换热面积最大,又要使流体压力降最小。关于机载火焰抑制器压力降的计算,国内外通过实验总结了许多经验公式^[7-10],但是由于机载火焰抑制器工作环境的特殊性,且流体介质的密度和粘度也随着外界大气环境不断变化,流体的压力降和流速之间不能用简单的流体阻力函数关系表达。因为与实际情况易出现偏差,将会给装置的运行带来隐患。

为了弄清楚流体流经机载火焰抑制器时产生压力降的原因,并寻求简单的计算方法,本文首先就压力降的产生原因进行理论分析,并以流体的实际流量和机载火焰抑制器阻火芯的几何参数为条件,导出压力降计算公式,再将计算值与实验值进行比较;然后根据某型机载火焰抑制器设计技术要求,探讨所设计的机载火焰抑制器结构参数是否满足压力降的要求,并分析各个因素对压力降的影响。

1 火焰抑制器结构与工作原理

1.1 火焰抑制器的结构

火焰抑制器结构外形如图 1 所示,可以看出:火焰抑制器是由壳体、阻火单元、连接法兰、接管、密封圈组成的,其中阻火单元是其核心,其结构如图 2 所示。

对于火焰抑制器设计而言,其主要工作是确定阻火单元的结构形状与特征尺寸^[11]。目前,阻火单元通道的结构形状主要有三角形、蜂窝六边形、错位六边形等。其中,三角形结构的主要特点是:制造精度高,既可用以抑制爆燃也可用以抑制爆轰,自由面积可达 80%~90%,空隙率大,且是平行的三角形直通道,相对于其他抑制单元结构而言,其流动阻力小,压力降低。

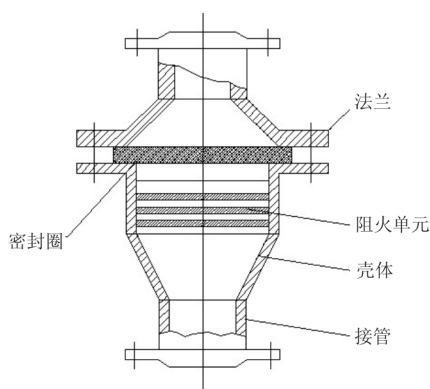


图 1 火焰抑制器外形结构示意图

Fig. 1 Flame arrester outline structure diagram

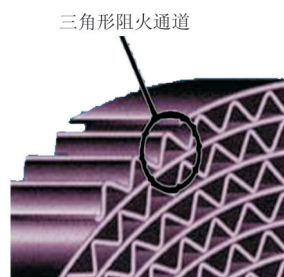


图 2 阻火单元结构示意图

Fig. 2 Flame arrester element structure diagram

1.2 火焰抑制器的工作原理

阻火单元将管道截面分割成多个直径足够小的通道,当火焰在这些狭小的通道中运动一段距离之后就会熄灭,称为淬熄。能够使火焰产生淬熄的狭小通道直径存在一个上限值,称为最大淬熄直径(简称淬熄直径 d);火焰进入狭小通道后直至熄灭所通过的距离 L 称为淬熄长度。通常, d 越小越容易使火焰淬熄,但 d 过小或 L 过大都将会带来较大的流动阻力。

2 压力降原理分析

流体流动所产生的压力降与通道长度及其几何形状有关。流经火焰抑制器时,一般会在阻火芯体进口处发生流动收缩,而在出口处发生流动膨胀。这种突然的流动收缩和膨胀,会引起附加的流体压力损失,且流体流经芯体时有摩擦损失。这些损失的总和,构成了流体的总压力损失或者总压力降,其大小标志着火焰抑制器的阻力特性(流通性能)。其流程的压力降如图 3 所示。

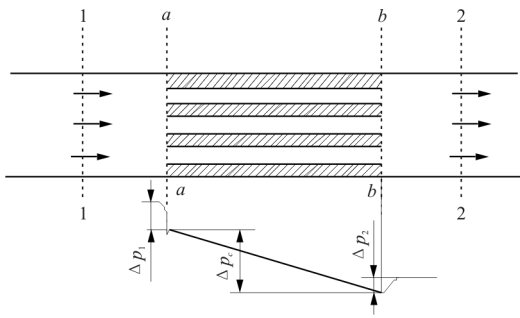


图3 火焰抑制器阻火芯的进出口以及体内的压力变化
Fig. 3 Flame arrester element import and export as well as the body pressure changes

流体由截面 1-1 流入截面 a-a 时的压力损失由两部分组成:(1)由于孔隙具有一定的壁厚,使得流通断面减小且形状亦发生变化,必然导致流体速度的变化,此时流体动能的增加引起压力损失,是压力能与动能之间的能量转换;(2)由于突缩段不可逆自由膨胀引起的压力降低。

同样,流体由截面 b-b 流入截面 2-2 的出口压力回升也分成两部分:(1)在其出口处由于流体的突然扩张,流动速度减缓,致使一部分动压头转换为静压头,此时静压力出现回升;(2)由于突扩段不可逆自由膨胀和动量变化引起的压力损失。

流体沿着波纹孔通道继续向前流动的过程中,由于流体本身的粘性,以及其与通道内壁的摩擦而进一步产生压力降,称之为波纹孔通道压力降,并以 Δp_c 表示。如果流体流动属于层流状态,则 Δp_c 与流动速度成线性比例关系。

3 压力降计算公式的推导

文献[12]中给出了压力降的综合表达式:

$$P = \frac{G^2 V_1}{2g} \left[(K_c + 1 - \sigma^2) + 2 \left(\frac{V_2}{V_1} - 1 \right) + f \frac{AV_m}{A_c V_1} - (1 - \sigma^2 - K_e) \frac{V_1}{V_2} \right] \quad (1)$$

式中: G 为流体质量速度; V_1 为入口处流体比容; V_2 为出口处流体比容; A 为总传热面积; A_c 为最小流通面积; σ 为互通面积比; V_m 为平均比容; K_c 为入口处突然收缩阻力损失系数; K_e 为出口处突然扩张阻力损失系数; f 为平均摩擦系数; g 为重力加速度。

对于等温流动,即 $V_1 = V_2 = V_m$,则式(1)可简化为

$$P = \frac{G^2 V}{2g} \left[f \frac{A}{A_c} + K_c + K_e \right] \quad (2)$$

如果以流体的实际流量和多孔火焰抑制器的某些几何参数重新组成压力降公式,就可以减少某些不必要的参数计算。

$$\text{由于: } G = \frac{W}{A_c}, W = \frac{Q}{\gamma}$$

$$\text{那么: } G = \frac{\gamma Q}{A_c}$$

式中: W 为流体的质量流量; γ 为流体重度; Q 为实际体积流量。

因为 $V = \frac{1}{\gamma}$, 可将式(2)转换为

$$P = \frac{\gamma Q^2}{2g A_c^2} \left[f \frac{A}{A_c} + K_c + K_e \right] \quad (3)$$

为了验证推导得到的公式的正确性,首先对已有的方形格孔圆柱形蜂窝体进行数值计算,验证公式正确后,再对等边三角形格孔的火焰抑制器进行验证计算。

取一个长度为 L , 直径为 D , 方形格孔尺寸为 d_a , 格孔壁厚为 δ 的圆柱蜂窝体进行计算,则

$$A = \frac{\pi D^2}{4} \cdot \frac{4d_a L}{(d_a + \delta)^2} \quad (4)$$

$$A_c = \frac{\pi D^2}{4} \cdot \frac{d_a^2}{(d_a + \delta)^2} \quad (5)$$

将式(4)~式(5)带入式(3)可得:

$$P = \frac{8\gamma Q^2 (d_a + \delta)^4}{\pi^2 D^4 d_a^4 g} \left[f \frac{4L}{d_a} + K_c + K_e \right] \quad (6)$$

而流体在方形格孔通道内充分发展的情况可由文献[12]查出:

$$f = \frac{14.2}{Re}$$

$$Re = \frac{\rho v d_a}{\mu} = \frac{\rho v d_a}{\rho \nu} = \frac{v d_a}{\nu}$$

$$f = \frac{14.2\nu}{v d_a}$$

将 f 的值带入式(6)可得:

$$P = \frac{8\gamma Q^2 (d_a + \delta)^4}{\pi^2 D^4 d_a^4 g} \left[\frac{56.8\nu L}{v d_a^2} + K_c + K_e \right] \quad (7)$$

$$\text{因为: } v = \frac{Q}{A_c} = \frac{4Q(d_a + \delta)^2}{\pi D^2 d_a^2}$$

所以式(7)可改写为

$$P = \frac{8\gamma Q^2 (d_a + \delta)^4}{\pi^2 D^4 d_a^4 g} \left[\frac{14.2\pi D^2 \nu L}{Q(d_a + \delta)^2} + K_c + K_e \right] \quad (8)$$

式(8)表示压力降和方形格孔蜂窝体的几何参数之间的基本关系。上述各式中的 K_c 和 K_e 取决于通道的互通面积比,其值可由文献[12]查的,对于层流来说也可以用式(9)~式(10)来进行计算。

$$K_c = -0.42\sigma^2 + 0.02\sigma + 1.18 \quad (9)$$

$$K_e = 0.94\sigma^2 - 2.71\sigma + 1.00 \quad (10)$$

4 计算值与实验值的比较

文献[12]给出的数据均是在静态下进行测定的,即空气流经一个直径 100 mm,长度 150 mm,方形格孔尺寸 1.5 mm × 1.5 mm,孔壁厚 0.3 mm,空气预热温度 600 °C 的火焰抑制器。压力降采用倾斜式微压计测量。在各个空气流量下实验和数值计算的不同压力降值如表 1 所示。实验测量值与数值计算值的流量-压差关系对比如图 4 所示。

表 1 不同空气流量下实验和数值计算的的压力降值
Table 1 Under different air flow experimental and numerical pressure drop

空气流量/(m ³ ·h ⁻¹)	实验测定值/Pa	数值计算值/Pa
48	180	181
56	214	211
64	236	242
70	254	265
80	305	303
88	339	333
96	376	364
102	403	387
112	445	425
120	486	456
128	517	487
144	580	548
152	615	579
162	651	618

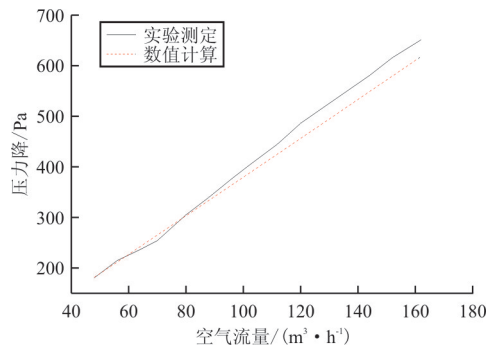


图 4 实验测量值与计算值的流量-压差关系图

Fig. 4 Experimental measurement and calculation of the flow-pressure relationship graph

从图 4 可以看出:压力降随着流速的增加线性增加,数值计算值与实验测定值的最大误差仅为 5%,表明推导的公式具有较高的准确性。

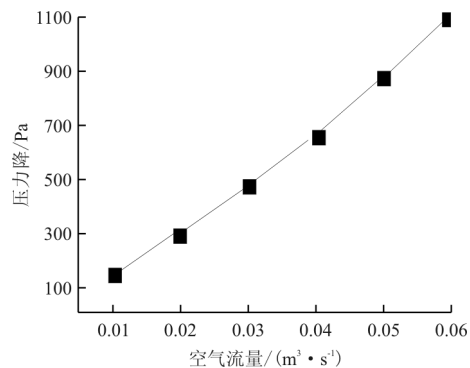
5 阻火单元流阻分析

根据我国某型飞机机载火焰抑制器的相关技术要求,规定该火焰抑制器的工作介质为空气和 RP-3 燃油、在工作温度 -55~70 °C 下其流阻特性必须满足以下条件:

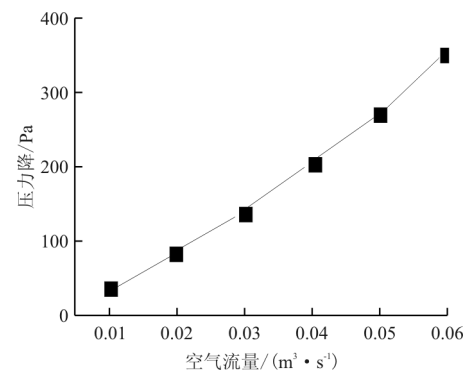
- (1) 最大空气流量 0.06 m³/s 下,流阻不大于 1 psig(6 894.8 Pa);
- (2) 溢流状态下,最大燃油流速 5 m/s 时,流阻不大于 2 psig。

5.1 空气流经阻火单元的压力降分析

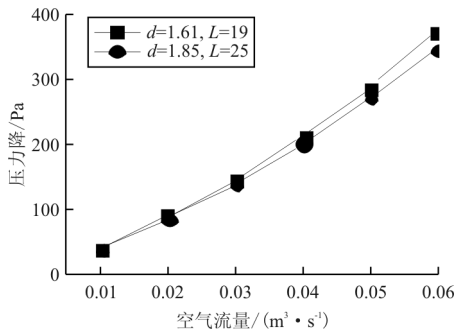
满足阻火耐烧性能要求的阻火单元,在空气温度为 -55 和 70 °C 条件下,不同的空气流量流经阻火单元时所对应的压力降分别如图 5~图 6 所示。



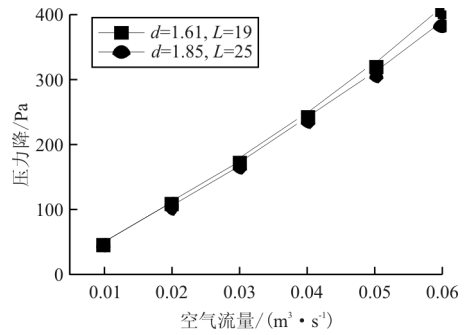
(a) 最大安全间隙压力降图($d=0.97, L=25$)



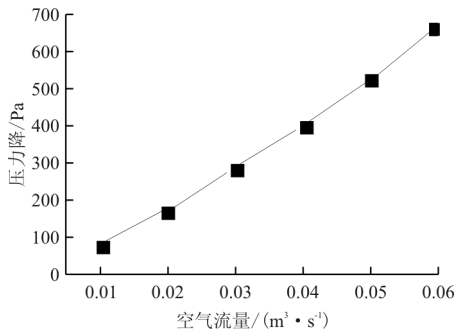
(b) 最小点火能量压力降图($d=1.82, L=25$)



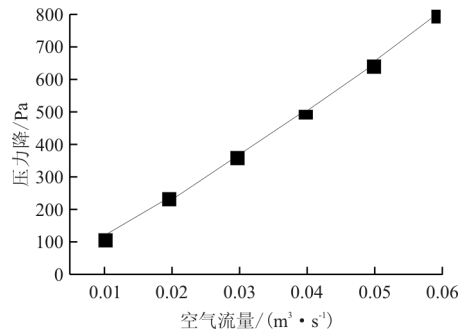
(c) 最大火焰速度压力降图



(c) 最大火焰速度压力降图



(d) LIRI 实验结果压力降图 (d=1.27, L=25)



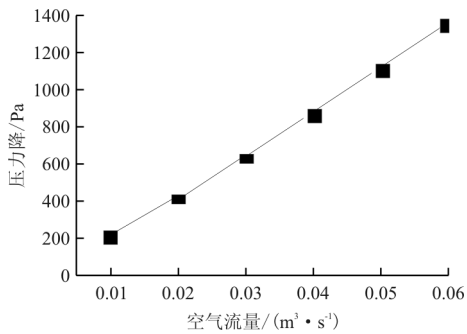
(d) LIRI 实验结果压力降图 (d=1.27, L=25)

图 5 空气温度为 -55 °C 时,不同空气流量下的压力降

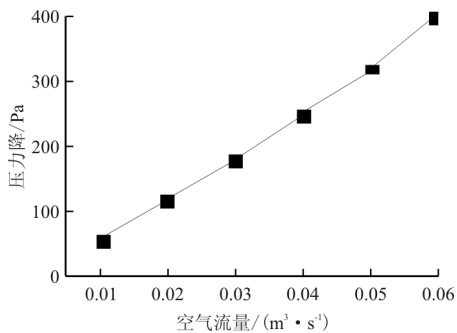
Fig. 5 Air temperature of -55 °C different air flow pressure drop

图 6 空气温度为 70 °C 时,不同空气流量下的压力降

Fig. 6 Air temperature of 70 °C different air flow pressure drop



(a) 最大安全间隙压力降图 (d=0.97, L=25)

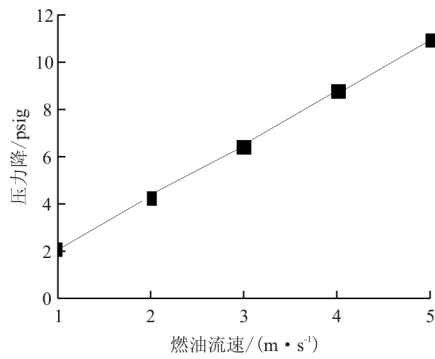


(b) 最小点火能量压力降图 (d=1.82, L=25)

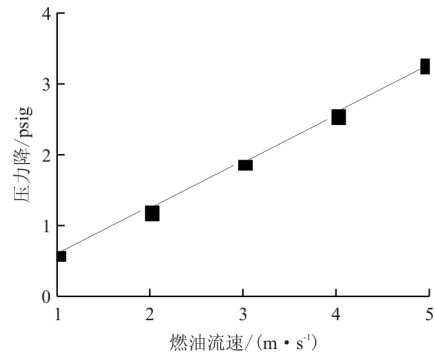
从图 5~图 6 可以看出:随着空气流量的增加,流经阻火单元的压力降也随之增加;在阻火单元长度 L 一定的条件下,淬熄直径 d 增加,其压力降随之减小。且对比图 5(c)和图 6(c),阻火单元长度 L 和淬熄直径 d 在一定情况下同时增加,其压力降反而略微下降,可见阻火单元长度 L 并不是决定压力降的唯一主要因素;另外,随着空气温度的增加,流经阻火单元的压力降也随之增加。

5.2 燃油流经阻火单元的压力降分析

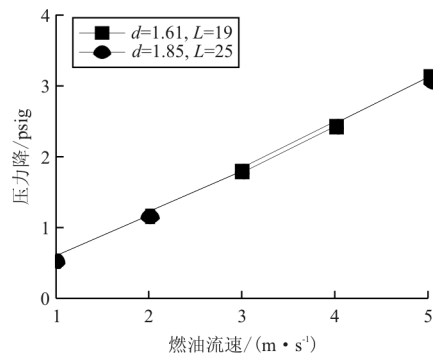
满足阻火耐烧性能要求的阻火单元,在燃油温度为 -55 和 70 °C 条件下,不同速度的燃油流经阻火单元时所对应的压力降分别如图 7~图 8 所示,可以看出:随着燃油速度的增加,流经阻火单元的压力降也随之增加;在阻火单元长度 L 一定的条件下,淬熄直径 d 增加,其压力降随之减小。且对比图 7(c)和图 8(c),阻火单元长度 L 和淬熄直径 d 在一定情况下同时增加,其压力降反而略微下降,可见阻火单元长度 L 并不是决定压力降的唯一主要因素;另外,随着燃油温度的增加,流经阻火单元的压力降随之下降。



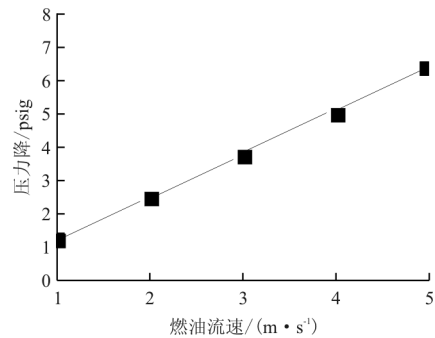
(a) 最大安全间隙压力降图($d=0.97, L=25$)



(b) 最小点火能量压力降图($d=1.82, L=25$)

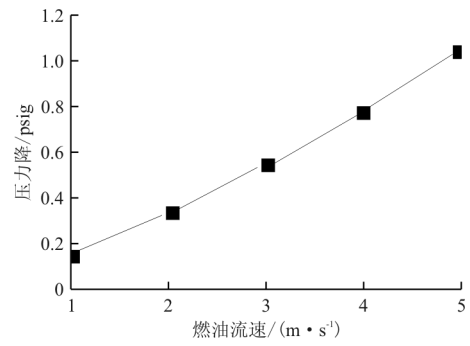


(c) 最大火焰速度压力降图

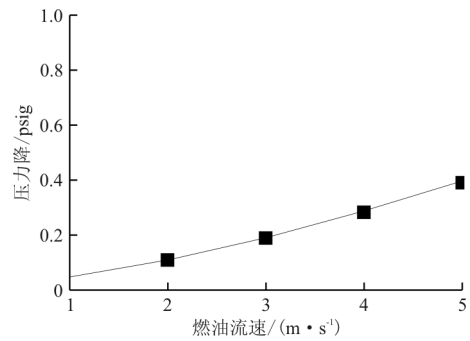


(d) LIRI 实验结果压力降图($d=1.27, L=25$)

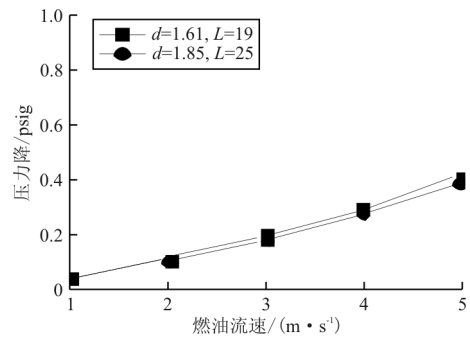
图 7 燃油温度为 $-55\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,不同燃油速度下的压力降
Fig. 7 Fuel temperature of $-55\text{ }^{\circ}\text{C}$ different fuel speeds pressure drop



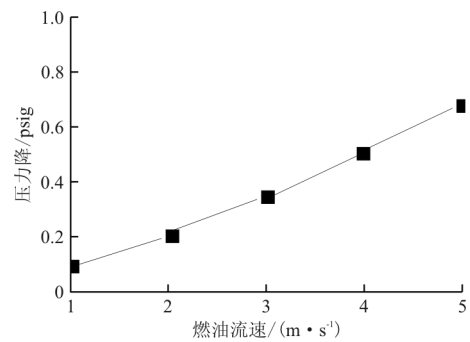
(a) 最大安全间隙压力降图($d=0.97, L=25$)



(b) 最小点火能量压力降图($d=1.82, L=25$)



(c) 最大火焰速度压力降图



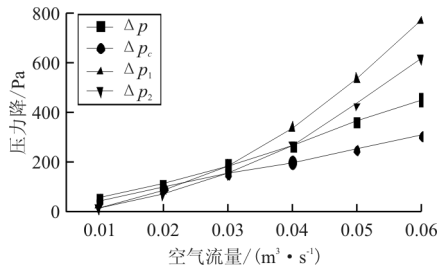
(d) LIRI 实验结果压力降图($d=1.27, L=25$)

图 8 燃油温度为 $70\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,不同燃油速度下的压力降
Fig. 8 Fuel temperature of $70\text{ }^{\circ}\text{C}$ different fuel speeds pressure drop

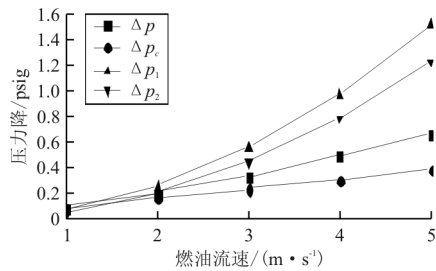
5.3 各个参数对流经三角形阻火单元压力降的影响

5.3.1 空气流量(燃油流速)对压力降的影响

空气和燃油温度均为 25 °C,阻火单元淬熄直径 d 为 1.27 mm,阻火单元长度为 13 mm,格孔壁厚为 0.05 mm 条件下,在不同的空气流量(燃油流速)情况下,阻火单元压力降的变化情况如图 9 所示。



(a) 空气流量对压力降的影响



(b) 燃油流速对压力降的影响

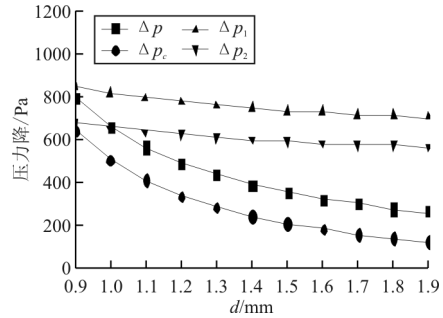
图9 空气流量(燃油流速)与压力降的关系图

Fig.9 Air flow(fuel flow)-pressure drop relationship diagram

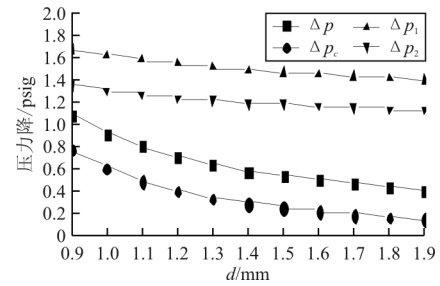
从图9可以看出:随着空气流量(燃油流速)的增大,通道摩擦压力损失 Δp_c 、进口压力损失 Δp_1 、出口压力回升 Δp_2 均随之增大,但 Δp_1 和 Δp_2 的增长幅度明显要大于 Δp_c ;且就整个阻火单元压力降来看,当空气流量为 0.01 m^3/s 时, Δp_c 粘性摩擦损耗占整个压力损失比例的 92.58%,而当空气流量为 0.06 m^3/s 时, Δp_c 粘性摩擦损耗却只占整个压力损失比例的 67.54%,说明空气流量的增加对 Δp_1 和 Δp_2 的影响十分明显。

5.3.2 淬熄直径对压力降的影响

空气和燃油均为温度 25 °C,空气流量为 0.06 m^3/s 和燃油速度为 5 m/s ,阻火单元长度为 13 mm,格孔壁厚为 0.05 mm 条件下,在不同的淬熄直径下,阻火单元压力降的变化情况如图 10 所示。



(a) 国际单位压力降图



(b) 英制单位压力降图

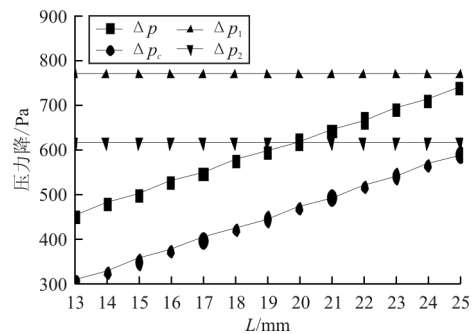
图10 淬熄直径与压力降的关系图

Fig.10 Quenching diameter-pressure drop relationship diagram

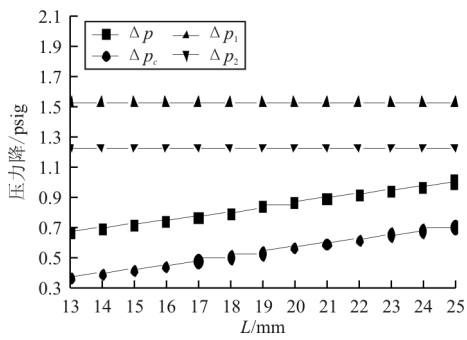
从图10可以看出:随着淬熄直径 d 的增大,通道摩擦压力损失 Δp_c 一开始下降较快,例如 d 从 0.9 mm 改变到 1.3 mm, Δp_c 由 645 Pa 下降到 294 Pa,但随后下降的速率趋于平缓,例如 d 从 1.3 mm 改变到 1.9 mm,而 Δp_c 仅由 294 Pa 下降到 132 Pa;但进口压力损失 Δp_1 、出口压力回升 Δp_2 下降十分缓慢。

5.3.3 淬熄长度对压力降的影响

空气和燃油温度均为 25 °C,空气流量为 0.06 m^3/s 和燃油速度为 5 m/s ,阻火单元淬熄直径 d 为 1.27 mm,格孔壁厚为 0.05 mm 条件下,在不同阻火单元长度下,阻火单元压力降的变化情况如图 11 所示。



(a) 国际单位压力降图



(b) 英制单位压力降图

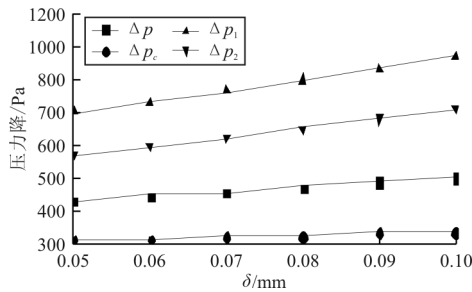
图 11 阻火单元长度与压力降的关系图

Fig. 11 Flame arrester element length—pressure drop relationship diagram

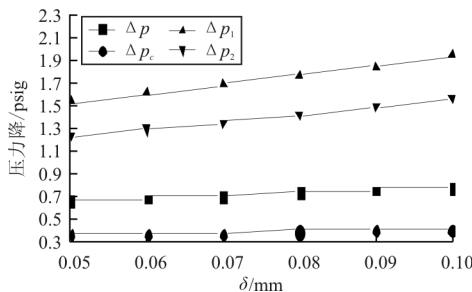
从图 11 可以看出:随着阻火单元长度 L 的增大,通道摩擦压力损失 Δp_c 呈线性增长,而进口压力损失 Δp_1 、出口压力回升 Δp_2 保持不变。

5.3.4 格孔厚度对压力降的影响

空气和燃油温度均为 $25\text{ }^\circ\text{C}$ 均空气流量为 $0.06\text{ m}^3/\text{s}$ 和燃油速度为 5 m/s ,阻火单元淬熄直径 d 为 1.27 mm ,阻火单元长度 L 为 13 mm 条件下,在不同的格孔厚度 δ 下,阻火单元压力降的变化情况如图 12 所示。



(a) 国际单位压力降图



(b) 英制单位压力降图

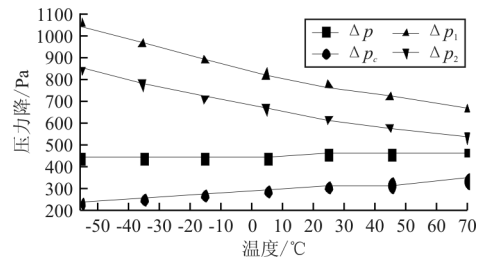
图 12 格孔壁厚与压力降的关系图

Fig. 12 Cell wall thickness—pressure drop relationship diagram

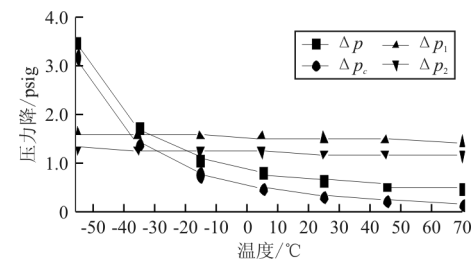
从图 12 可以看出:随着格孔厚度 δ 的增大,进口压力损失 Δp_1 、出口压力回升 Δp_2 线性增长,而通道摩擦压力损失 Δp_c 基本保持不变。

5.3.5 流体温度对压力降的影响

空气流量为 $0.06\text{ m}^3/\text{s}$ 和燃油速度为 5 m/s ,阻火单元淬熄直径 d 为 1.27 mm ,阻火单元长度 L 为 13 mm ,格孔壁厚 δ 为 0.05 mm 条件下,在不同的空气(燃油)温度下,阻火单元压力降的变化情况如图 13 所示。



(a) 国际单位压力降图



(b) 英制单位压力降图

图 13 空气(燃油)温度与压力降的关系图

Fig. 13 Air(fuel) temperature—pressure drop relationship diagram

从图 13 可以看出:随着空气温度的增大,通道摩擦压力损失 Δp_c 呈线性增长,而进口压力损失 Δp_1 、出口压力回升 Δp_2 则线性减小;而随着燃油温度的增加,通道摩擦压力损失 Δp_c 在一定温度范围内急剧下降,后逐渐缓慢减小,而进口压力损失 Δp_1 、出口压力回升 Δp_2 则缓慢减小。

6 结 论

(1) 本文推导并验证的计算公式可以应用于不同形式的火焰抑制器,利用该公式可做预示计算,避免了繁琐的试验测量,节省了试验时间和成本,为实际工程应用中机载火焰抑制器的设计和选型提供了有益参考。

(2) 对于流通的介质而言,应考虑介质的温度

和流速对机载火焰抑制器流通性能的影响。

(3) 研究机载火焰抑制器的流通性能,应考虑其特征尺寸(淬熄直径 d 、阻火单元长度 L 、格孔厚度 δ)对流通性能的影响。

参考文献

- [1] Lowell E Primm, Group Lead. Aircraft lightning protection guidelines[R]. DOT/FAA/CT-89/22, Alabama: Marshall Space Flight Center, 1999.
- [2] John H Dyer. Testing of flame screens and flame arresters [M]. Washington: The National Technical Information Service, 1989: 1-62.
- [3] Parker. Fuel and inerting system COMAC C919 program [M]. Alabama: Marshall Space Flight Center, 2009.
- [4] Parker. SAEARP5776 aircraft flame arrestor installation guidelines and test methods[S]. Detroit: American Automobile Engineering Association, 2008.
- [5] 王刚,等. GB5908—2005 石油储罐阻火器[S]. 北京: 中国国家标准化管理委员会, 2005.
Wang Gang, et al. GB5908—2005 Flame arresters for petroleum tanks[S]. Beijing: China National Standardization Administration, 2005. (in Chinese)
- [6] 高云升,等. GB/T13347—2010 石油气体管道阻火器[S]. 北京: 中国国家标准化管理委员会, 2010.
Gao Yunsheng, et al. GB/T13347—2010 Flame arresters for petroleum gas pipeline systems[S]. Beijing: China National Standardization Administration, 2010. (in Chinese)
- [7] Robert Zalosh. New developments in explosion protection technology[D]. Massachusetts: Worcester Polytechnic Institute, 2005.
- [8] Maekawa M. Flame quenching by rectangular channels as a function of channel length for methane/air mixture[J]. Combustion Science and Technology, 1975, 11: 141-145.
- [9] 王振成. 金属网阻火器设计参数的优化选择[J]. 中国安全科学学报, 1995, 12: 176-182.
Wang Zhencheng. Optimization design of metal net flame arrester design parameters[J]. China Safety Science Journal, 1995, 12: 176-182. (in Chinese)
- [10] 胡畔. 石化装置设计中阻火器的选用[J]. 炼油设计, 2002, 32(6): 37-39.
Hu Pan. Flame arrester selection in petrochemical plant design[J]. Petroleum Refinery Engineering, 2002, 32(6): 37-39. (in Chinese)
- [11] 高岭. 阻火器的设计和选用[J]. 化工设计, 2011, 21(2): 24-27.
Gao Ling. Flame arrester design and selection[J]. Chemical Engineering Design, 2011, 21(2): 24-27. (in Chinese)
- [12] Kays. Compact heat exchangers[M]. New York: McGraw-Hill Educational Publishing, 1964.

作者简介:

刘明辉(1989—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机燃油系统设计与飞机结构设计。

王 玫(1976—),男,学士,高级工程师。主要研究方向:机体结构设计。

陈晓峰(1983—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞机结构静强度设计。

熊雅晴(1990—),女,硕士,助理工程师。主要研究方向:复合材料与附属结构设计。

刘 忠(1972—),男,学士,高级工程师。主要研究方向:复合材料与附属结构设计。

(编辑:马文静)