

民用飞机后压力框破裂对液压系统的危害分析

Hazard Analysis of Civil Aircraft Rear Pressure Bulkhead Burst to Hydraulic System

李涛 / 上海飞机设计研究院

摘要: 为了防止民用飞机后压力框破裂时,增压客舱内的高压气体对后机身液压系统造成损坏,建立了后压力框破裂所产生的冲击波模型,分析了冲击波对液压系统管路的危害,提出两种方法减缓后压力框破裂对液压系统的损害,一是通过选择合适材料、调节管路孔径、合理布局管路、设计结构防护等方法以提高单套液压系统管路抵抗冲击波超压的能力,二是设计冗余系统隔离以避免全部液压系统失效,为民用飞机液压系统的设计和安装提供理论依据。

Abstract: In case of rear pressure bulkhead burst, hydraulic system located in the rear fuselage may be damaged due to the high pressure gas in the pressurized cabin. To avoid this hazard, set up the shock wave model resulting from rear pressure bulkhead burst, analyzed the shock wave hazard to hydraulic system tubes, and proposed two methods to reduce the damage to hydraulic system, on one hand, attempts were made to improve single hydraulic system's ability against the hazard by selecting appropriate tube material, optimizing suitable section size, reasonable layout and designing protective structure, on the other hand, isolation design of redundant system was used to avoid the failure of all the hydraulic systems, provides the theoretic foundation for the design and installation of civil aircraft hydraulic system.

关键词: 民用飞机; 后压力框; 液压系统; 冲击波; 冗余系统

Keywords: civil airplane; rear pressure bulkhead; hydraulic system; shock wave; redundant system

0 引言

民用飞机后压力框是增压客舱和后机身的分界框。后压力框是重要的承力结构,不仅要承受后机身和中机身增压客舱传递过来的飞行载荷,还要承受增压客舱内外的压力差^[1]。当后压力框突然破裂时,增压客舱的高压气体向后机身释放,在后机身形成冲击波,冲击波高压可能导致飞机液压系统损坏或失效,使机组对飞机失去有效控制,影响飞行安全。目前,国内针对民用飞机后压力框破裂对液压系统管路的危害研究还是空白,无法为液压系统在后机身的设计和安装提供技术支持。

本文建立后压力框破裂的危害模型,分析高压气体所引起的冲击能量的传播规律,研究液压系统管路在高压气体冲击下的受力情况,并给出减缓后压力框破裂对液压系统管路危害的解决方案,为民用飞机液压系统的设计和安装提供理论依据。

1 后压力框破裂的危险性

民用飞机后压力框在飞机上的安装示意图如图1所示。民用飞机后压力框主要由框缘、连接板和球皮三部分组成^[2]。框缘和连接板一般为金属,球皮主要承受压差载荷,一般为复合材料。后压力框上通常有若干数量的系统开孔,

液压系统、空调系统、燃油系统、辅助动力装置(APU)及电缆等通过系统开孔连接安装在后机身的设备或作动器。

当后压力框突然破裂时,增压客舱的高压气体向后机身释放,在后机身形成过大的压差,高压会导致部分结构和系统损坏或失效,影响飞行安全。1985年8月12日,日本航空公司一架波音747SR-100飞机起飞后几分钟上升到7315m,由于后压力框突然破裂,客舱内的增压空气瞬间猛吹入机尾,机尾通气门无法及时释放压力,形成的高压破坏了垂直安定面,使得部分方向舵、升降舵及其安定面以及APU等结构与系统脱落落入大海;4套

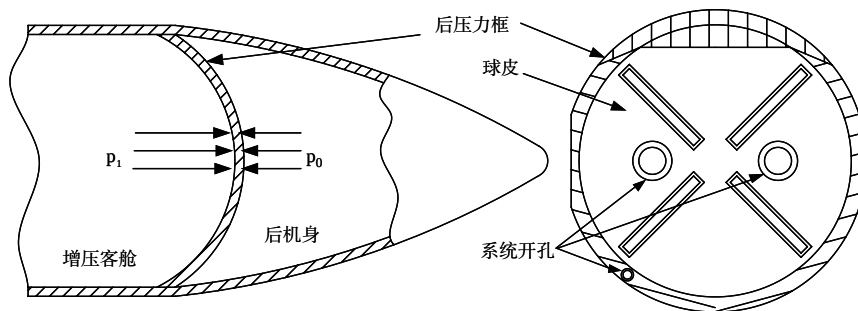


图1 后压力框在飞机上的安装示意图

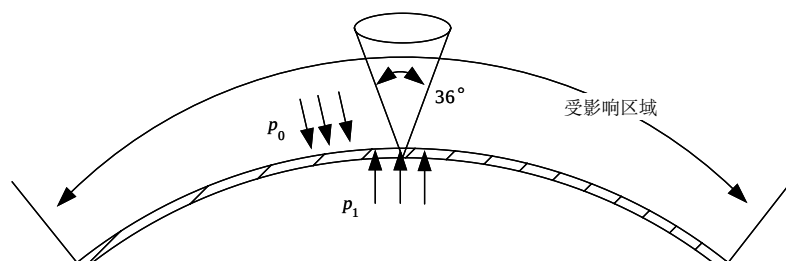


图2 后压力框破裂危害模型

独立的液压系统全部失效，机组对飞机的飞行失去有效控制，客舱压力下降。经过近30min的起伏盘旋，飞机撞向地面，近520名乘客死亡。因此，当后压力框破裂时，有效防止液压系统受损，保持对飞机的稳定控制，是非常必要的。

2 对液压系统管路的危害分析

2.1 危害模型

后压力框破裂危害分析主要考虑高压气体的空气喷流的影响。空气喷流被认为是一个夹角为36°的圆锥，圆锥的轴线即为破裂点的曲面法线。后压力框上的点均可能成为破裂点，36°的圆锥体在后压力框上扫略就可以得出后压力框破裂高压气体的空气喷流的影响区域，如图2所示。

后压力框破裂时，增压客舱内的高压气体从破裂点大量冲出，使它周围的空气产生扰动，压力、密度、温度等发生突跃变化，其传播速度

大于扰动介质的声速，这种扰动在空气中的传播就成为冲击波^[3]。多数情况下，冲击波的伤害、破坏作用是由超压引起的，即超出周围空气压力的最大压力。

冲击波阵面上的超压与产生冲击波的能量成正比，与距离破裂中心的距离成反比。冲击波的超压与冲击波能量和破裂中心距离的关系为：

$$p \propto (q \times d^{-\lambda}) \quad (1)$$

式中， p 为冲击波所造成的超压， q 为冲击能量， d 为观测点距离破裂中心的距离， λ 为衰减系数。

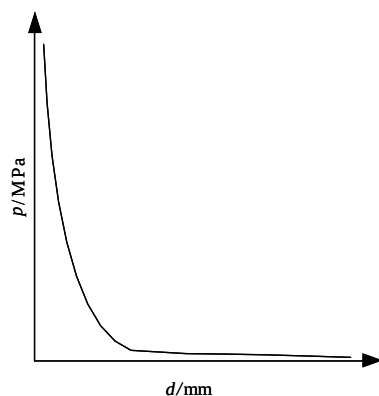
Henrych给出的冲击波超压表达式为^[4]：

$$p = \begin{cases} \frac{1.40717}{Z} + \frac{0.55397}{Z^2} - \frac{0.03572}{Z^3} + \frac{0.000625}{Z^4}, & 0.05 \leq Z < 0.3 \\ \frac{0.61938}{Z} - \frac{0.03262}{Z^2} + \frac{0.21324}{Z^3}, & 0.3 \leq Z < 1 \\ \frac{0.0662}{Z} + \frac{0.405}{Z^2} + \frac{0.3288}{Z^3}, & 1 \leq Z \leq 10 \end{cases} \quad (2)$$

式中，等效距离 $Z = d / \sqrt[3]{m_0}$ 。 m_0 为

等效TNT当量，单位为kg。

通过式(2)即可计算出距离破裂中心 d 处，由于后压力框破裂产生的冲击波造成的超压。计算后压力框破裂所引起的超压时，冲击能量一般为定值，则 m_0 为定值，即 $Z \propto d$ 。根据式(2)，在后压力框破裂导致高压气体的空气喷流时，在影响区域内，破裂中心处超压最大，随着观测点与破裂中心的距离增大，超压迅速衰减，如图3所示。

图3 超压 p 与距离 d 之间的关系

2.2 危害分析

根据ARP1897，民用飞机液压系统管路在进行设计安装时，所有液压导管应通过带有衬垫的钢制环形卡箍或块卡箍安装在固定结构上。对于两端均有支撑的液压系统管路，其承受超压的情况可以等效为简支梁。

液压导管的横截面为薄壁圆环，当液压导管受到冲击波引起的超压作用时，对其受力情况进行简化处理，其应力示意图如图4所示。

均布载荷作用下,简支梁的最大弯矩为:

$$M_{\max} = 0.125 p c l D (2 - \frac{c}{l}) \quad (3)$$

式中, l 为在液压导管在两个支撑间的长度在后压力框上的投影间隔, c 为冲击波超压作用下的管路长度在后压力框上的投影间隔, D 为液压导管外径。

薄壁圆环的抗弯截面模量为:

$$W_x = \frac{\pi(D^4 - d^4)}{32D} \quad (4)$$

式中, d 为液压导管内径。

则均布载荷下的最大弯曲正应力为:

$$\sigma_{\max} = \frac{M_{\max}}{W_x} \quad (5)$$

液压系统导管的许用应力为 $[\sigma]$, 则应有:

$$\frac{\sigma_{\text{许用}}}{\sigma_{\max}} = \frac{[\sigma] W_x}{M_{\max}} \geq n \quad (6)$$

式中, n 为安全系数,按工程经验取为1.5。

根据式(6),可以判断在后压力框破裂所导致的超压情况下,液压导管是否会失效损坏。当式(6)成立时,液压导管不会因为超压而损坏。当式(6)不成立时,液压导管失效损坏,液压油向外喷射,该系统压力迅速下降,系统失效。

3 减缓危害的设计方法

根据2.1节和2.2节的分析可知,后

压力框破裂对液压系统管路的危害主要考虑空气喷流的影响。当空气喷流引起的冲击波所形成的超压超过了液压系统管路的许用应力时,液压管路失效,该套液压系统丧失功能。

现代民用飞机一般采用多套独立的液压系统为飞控系统、高升力和起落架系统提供能量,各系统相互冗余,避免由于单套液压系统失效导致飞行失去控制,如波音747SR-100采用4套液压系统,A320采用3套独立的液压系统。当后压力框破裂导致全套液压系统失效时,飞机失去控制,造成灾难性的影响。当后压力框破裂未导致全部液压系统失效时,幸存的液压系统仍能实现飞机的控制,保障飞行安全。

从以上分析可知,为减缓后压力框破裂对液压系统的危害,一方面可以采取适当措施提高单套液压系统管路抵抗冲击波超压的能力,提高单套系统的幸存能力;另一方面,对全机液压系统进行合理布局,避免由于后压力框破裂导致全部液压系统失效,造成灾难性的影响。

3.1 单套液压系统管路设计

根据式(6),要提高液压系统管路抵抗后压力框破裂引起的超压的能力,可以从以下几个方面着手:

1) 选用合适的材料,提高液压系

统导管的许用应力 $[\sigma]$ 。在进行后机身内液压导管的设计时,选用具有更高许用应力的材料。

现代民用飞机液压系统一般选用钛管、铝管及不锈钢管三种不同材料的液压管路,管路材料的选择跟管路的压力和所处的安装环境有关。如空客公司A320飞机的液压系统压力管路一般为钛管,其弯曲强度为724MPa,回油管路一般为铝管,其弯曲强度为240MPa,火区和轮胎爆破区的液压管路为不锈钢管,其弯曲强度为827MPa。

2) 设计合理的管路截面尺寸,增大 W_x , 提高液压系统抵抗超压破坏的能力。增大液压导管的壁厚,调整管径,均可以有效提高抗弯截面模量,充分利用材料的性能。

现代民用飞机液压系统一般选用管径为-4(6.35mm), -6(9.525mm), -8(12.7mm), -12(19.05mm), -16(25.4mm), -20(31.75mm), -24(38.1mm)等七种规格的液压管路,其壁厚的变化范围一般为0.406~1.321mm,根据式(4)可以得到不同管径和壁厚的管路的抗弯截面模量。管径越粗,壁厚越大,导管抗弯模量越大,抵抗冲击波超压的能量越强。

后压力框破裂时,基于破裂产生的最大冲击波能量 $q_{\max}$, 根据式(2)可得距离爆破点间距为 d 时的最大冲击波超压 $p_{\max}$, 根据式(5)可以得到不同管径和壁厚导管的弯曲正应力 $\sigma_{\max}$ 。根据 $\sigma_{\max}$ 和不同材料导管的弯曲强度,当式(6)满足时,液压导管不会因为超压而损坏,当式(6)不成立时,液压导管在最大冲击波能量 $q_{\max}$ 的条件下失效。

当超压为0.2MPa时,假设管径为12.7mm,壁厚为0.889mm,液压导管

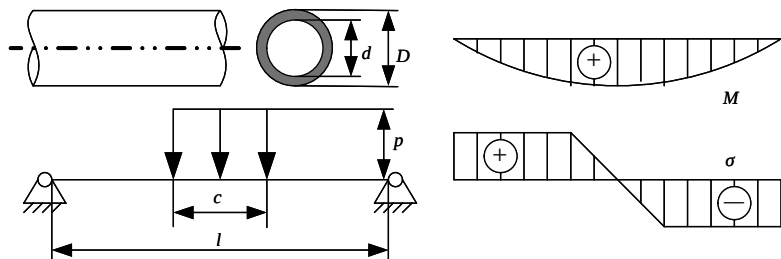


图4 薄壁导管应力示意图

的支撑间距为300mm,且 $c=l$,则液压导管的最大弯曲正应力为313.84MPa,根据式(6)导管的许用应力应不小于470.76MPa,则可以选择钛管或不锈钢管进行液压能量的传输。

3) 降低作用到液压系统上的最大弯矩 $M_{\max}$ 。根据式(2)、式(3)和图3,影响区域内的超压随着距离的增大而迅速衰减,因此在进行液压系统的安装时,合理布局,使液压系统管路尽可能远离后压力框。

4) 设计合理的结构防护。对于必须安装在后压力框破裂影响区域内的液压管路,当液压管路距离后压力框

较近时,设计合理的结构防护,避免液压管路受到冲击波引起的超压的直接影响。

3.2 冗余系统隔离设计

现代民用飞机一般采用多套独立的液压系统为飞控系统、高升力和起落架系统提供能量,各系统相互冗余,避免由于单套液压系统失效导致飞行失去控制。

在进行后压力框破裂影响区域内的液压系统布置时,通过系统隔离设计,保证各个冗余系统的距离不小于一定的距离 s ,避免由于后压力框破裂,导致全部液压系统失效,使飞机失去控制,如图5所示。冗余系统之间的隔离距离 s 由飞机总体设计部门根据后压力框破裂的失效等级、失效概率、冲击波的能量及空气喷流的影响区域等因素提出,并要求后压力框破裂影响区域内的系统在进行设计和安装时保证该隔离距离。

假设某型飞机共采用三套不同的液压系统,在进行后压力框破裂的影响分析时,飞机总体设计部门确定的冗余系统隔离距离为700mm,且在后压力框破裂的影响区域内,系统1与系统2实际距离800mm,系统1与系统3实际距离750mm,系统2与系统3实际距离300mm,如图6所示。则可以认为,系统1与系统2、3的距离同时满足飞机总体部门确定的冗余系统隔离距离要求。即在后压力框破裂情况下,系统2、3失效时,系统1不可能同时失效,从而避免全部液压系统失效,保证了飞行安全。

的危害模型,分析了冲击波形成的超压对液压系统导管所造成的危害,并给出判断液压系统导管是否失效的准则。根据该准则,提出通过选择合适的材料、设计合理的管道截面、管路布局及结构防护,以提高单套管路系统抵抗超压的能力,并通过实例说明方法的可行性;提出通过系统隔离设计,保证冗余系统距离,避免由于单套液压能源系统失效导致飞行失控。这些设计方法和理念能有效减缓后压力框破裂对液压系统的危害,并为进行民用飞机后机身的液压管路设计和安装提供技术支撑,具有一定的创造性,填补了国内在民用飞机后压力框破裂对液压系统的危害研究上的空白。

AST

参考文献

- [1] 郝一鸣.复合材料后压力框整体结构设计及其稳定性分析研究[D].上海:上海交通大学,2011.
- [2] 谢军伟.复合材料后压力框开口区结构设计与分析[D].上海:上海交通大学,2011.
- [3] 杨松年,王鑫,孙福根,王昔.常规空袭武器爆炸冲击波对运输车辆及人员的毁伤分析[J].国防交通工程与技术,2012, (1):27-29.
- [4] 严国建,周明安,余轮,周晓光.空气中爆炸冲击波超压峰值的预测[J].采矿技术,2011, 11(5):89-90.

作者简介

李涛,硕士,助理工程师,主要从事飞机液压系统设计研究工作。

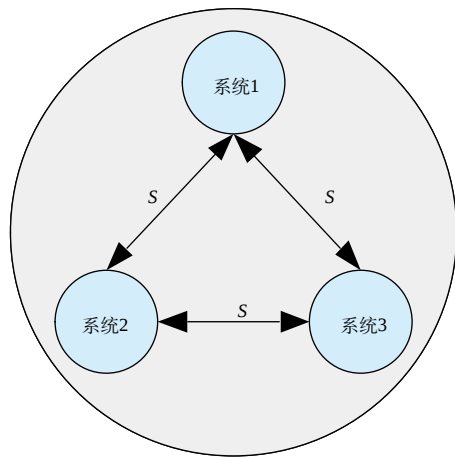


图5 冗余液压系统隔离设计

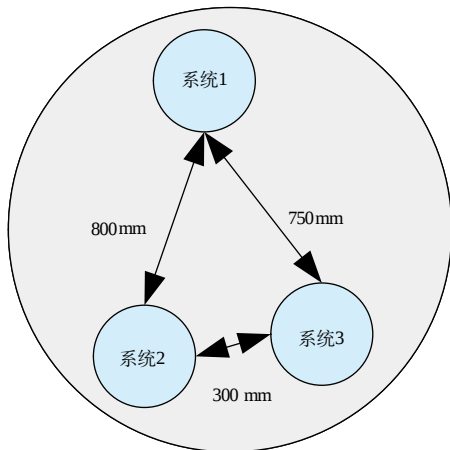


图6 某型飞机冗余液压系统隔离设计举例

4 结论

本文提出了后压力框破裂时