

民机货舱用抗烧穿双向快速泄压装置的设计

Design of Resist Burnthrough Bidirectional Rapid Decompression Unit for Civil Aircraft Cargo Compartment

霍颖 曹雄强 孟庆功 吕军 / Huo Ying Cao Xiongqiang Meng Qinggong Lü Jun
(上海飞机设计研究院, 上海 201210)
(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘要:

民航史上一起由于“货舱泄压”引发 300 多人丧生的空难对货舱快速泄压装置提出了技术需求。描述了现有国外民机货舱快速泄压装置的三种典型结构,并对比分析这三种结构的快速泄压装置的优缺点。基于国内某型号民机货舱快速泄压装置的研制和试验经历,提出了一套全新的货舱快速泄压装置的设计流程,并总结其设计要点,供国内民机货舱快速泄压装置设计参考。

关键词: 货舱; 抗烧穿; 双向快速泄压

中图分类号: V223+.2

文献标识码: A

[Abstract] The 300 more lives' air disaster caused by the "cargo compartment decompression" among the civil aviation history put forward the technical requirement for the rapid decompression unit used in the cargo compartment. The paper describes three typical structures of rapid decompression unit used in the abroad civil aircraft cargo compartment, and analyses the advantage and disadvantage of three rapid decompression units by comparison. Based on the developing and testing experience of cargo compartment rapid decompression unit for some domestic civil aircraft model, a new design procedure for the cargo compartment rapid decompression unit is developed, and the seesential design is summarized, which can provide reference to the design of the domestic civil aircraft cargo compartment rapid decompression unit.

[Key words] cargo compartment; resist burnthrough; bidirectional rapid decompression

0 引言

当飞机发生快速泄压时,快速泄压装置能够防止飞机上相邻密闭区域之间产生过大的压差,避免飞机结构损坏(如货舱与客舱之间、客舱与驾驶舱之间、盥洗室与客舱之间等)。

案例:1974 年 3 月 3 日,土耳其航空执行 981 号航班的麦道 DC-10-10 客机发生空难,机上 346 人无一生还。经查明,事故原因是货舱门设计有问题,在飞行中意外打开,发生爆炸减压,增压的大量空气被从货舱吸出机外,再加上客舱和货舱之间缺

少气流通通道,两舱间的瞬间巨大压差使得客舱地板向下塌,压毁了连接机尾的电线及液压管,引起飞机失控,导致灾难发生,如图 1 所示。

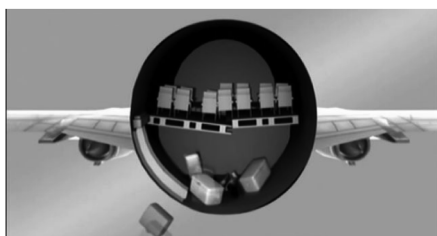
正是由于民航史上这起严重事故,适航当局多次对有关飞机泄压的条款提出了修正案。

1 飞机泄压相关适航条款

此条款的目的是保证机身压力容器在所有营运条件下结构的完整性,保证在压力容器内部或外部,经历任意舱室的压力突然泄压后,飞机依然能安全飞行。



货舱门脱落(货舱压力突降)



客舱地板塌陷

图1 爆炸性泄压导致的空难

1.1 条款内容

§ 25.365 增压舱载荷

(e) 增压舱内部和外部的任何结构、组件或零件,如因其破坏而可能妨碍继续安全飞行和着陆时,则必须设计成能够承受在任何使用高度由于以下每一情况使任何舱室出现孔洞而引起的压力突降:

(1) 发动机碎裂后发动机的一部分穿通了增压舱;

(2) 在任何增压舱有尺寸不超过 HO 的任何孔洞,但对无法合理预期会局限于小舱室的孔洞,可以将小舱室与其相邻增压舱合并起来作为一个舱室考虑。尺寸 HO 须按下式计算: $HO = PA_s$ 。式中: HO 为最大孔洞面积, m^2 (ft^2), 不超过 $1.86m^2$ ($20ft^2$); A_s 为增压壳体垂直于纵轴的最大横截面积, m^2 (ft^2);

(3) 未经表明是极不可能出现的由于飞机或设备损坏而造成的最大孔洞。

1.2 条款解析

§ 25.365(e) 条款规定了对飞机增压舱发生突然泄压情况的安全要求。对那些增压舱被隔板、隔框或地板分成两个部分或更多部分的结构,应设计得能经受住任一隔舱压力突然下降的作用。如果在空中出现舱门脱落,离散源损伤或壁板局部疲劳破坏等,将引起所在隔舱突然泄压,造成空气迅速流动,使得一些相邻隔舱间产生压差。这种压差载荷可能导致结构破坏或操纵失效,影响飞行安全。

1.3 修正案

(1)25-54 修正案:FAA 修正案

25-54 于 1980 年 10 月 14 日发布,对基本条款进行了扩展,包括了考虑在旅客舱和货舱内由指定尺寸的孔引起的压差载荷的要求。该修正案的发布源于麦道 DC-10-10 客机发生的空难事故。

(2)25-71 修正案:FAA 修正案

25-71 于 1990 年 5 月 10 日发布,对该条款进一步修订,要求考虑在任何舱室中由指定尺寸的孔引起的压差载荷,要求压力区域外的结构也要设计得能够承受泄压载荷,如果它们失效会妨碍继续安全飞行和着陆。要求考虑某些支承飞机上重要系统的结构如果经受本条规定的情况,必须考虑破损所造成的系统功能丧失对飞行安全的影响。造成失压的因素包括爆炸物、舱门意外打开、转子叶片飞出等多种因素。

(3)25-72 修正案:FAA 修正案

25-72 于 1990 年 8 月 20 日发布,对条款进行了文字上的更改,明确规章的要求不但适用于有乘员的舱,而且适用于没有乘员的行李舱和货舱。

(4)25-87 修正案:FAA 修正案

25-87 于 1996 年 7 月 5 日发布,对高度运行的飞机要求一个更高的压力座舱设计载荷系数,将之前的 1.33 倍系数增大到 1.67 以考虑由于飞机在高度上的快速飞行所产生的热力学效应对结构特性的影响。

2 货舱快速泄压装置三种常用结构

根据适航条款的要求,现有民用飞机一般在货舱设置快速泄压装置,避免采用足够强的机身结构而影响经济性,以解决飞机突然泄压时货舱与相邻增压舱间的气流通路问题。快速泄压装置一般包括两部分:泄压结构和防护结构。泄压结构可在预定压力下打开,提供气流通道;防护结构主要是为了保护泄压结构不受外力的损坏。

2.1 柔性抽出泄压装置

柔性抽出泄压装置的泄压结构一般靠压条的压紧力将泄压板固定在框架上,当压力达到预定值后,泄压板从框架中抽出,完成泄压功能。防护结构一般采用格栅形状。如图 2 所示。

柔性抽出泄压装置典型应用在波音飞机的货舱设计中。波音飞机一般将快速泄压装置布置在

货舱天花板、货舱侧壁板和货舱端板上,如图3所示。

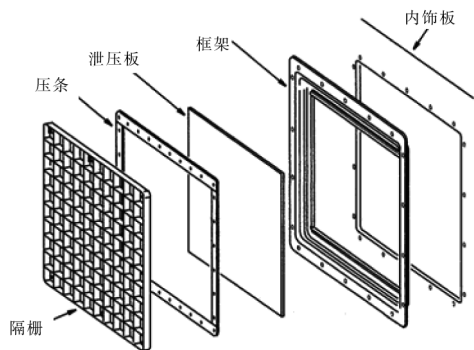
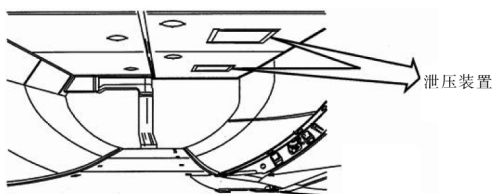
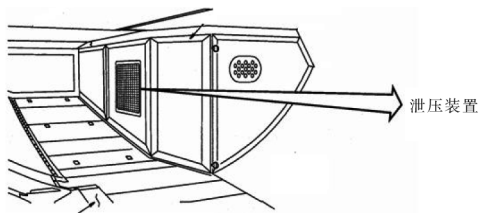


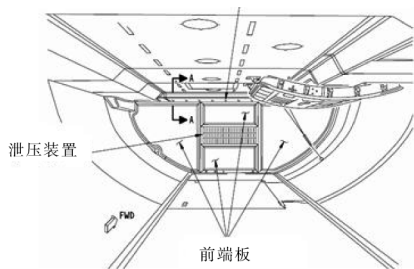
图2 柔性抽出泄压装置



(a) 货舱天花板



(b) 货舱侧壁板



(c) 货舱端板

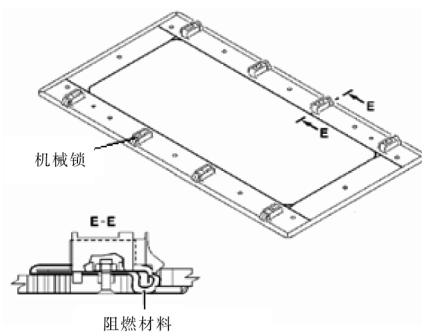
图3 波音飞机泄压装置布置

2.2 机械锁泄压装置

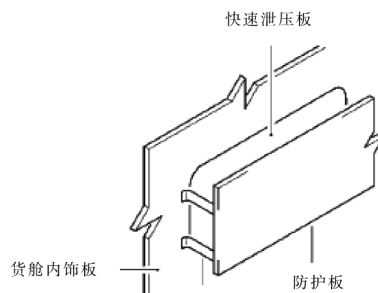
机械锁泄压装置的泄压结构一般采用机械锁将泄压板固定在内饰板上,当压力达到预定值后,机械锁开启、泄压板脱落,完成泄压功能。防护结构一般采用支架支撑,为泄压板脱落提供空间,如图4所示。

机械锁泄压装置典型应用在空客飞机的货舱设计中。空客飞机一般将快速泄压装置布置在货

舱天花板和货舱端板上,如图5所示。



(a) 泄压结构



(b) 防护结构

图4 机械锁泄压装置

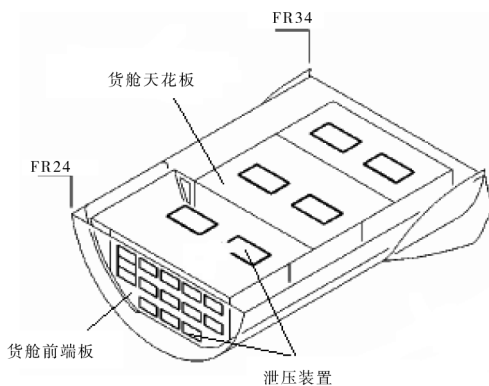


图5 空客飞机泄压装置布置

2.3 局部断裂泄压装置

局部断裂泄压装置的泄压结构一般采用预浸布铺层结构。铺层设计时在四周边缘留有局部较弱部位。当压力达到预定值后,局部较弱部位受力断裂,泄压板脱落,完成泄压功能。防护结构一般采用格栅形式,如图6所示。

局部断裂泄压装置近年来才应用在民机货舱的研制中,如SSJ飞机。

2.4 三种常用泄压装置比较

柔性抽出泄压装置、机械锁泄压装置和局部断裂泄压装置在安装结构、泄压功能等方面的比较如

表 1 所示。

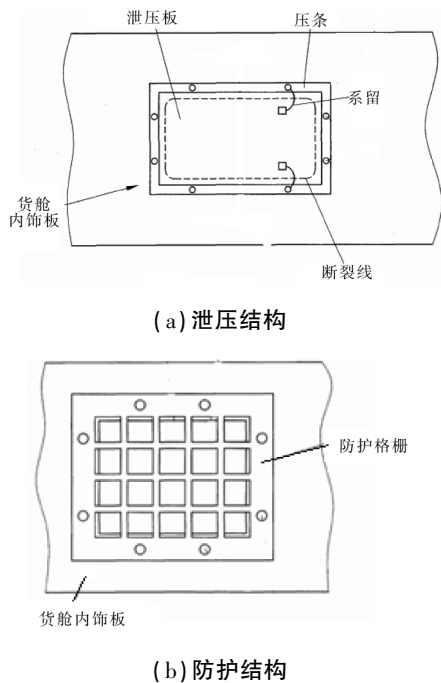


图 6 局部断裂泄压装置

表 1 三种泄压装置比较

	柔性抽出泄压装置	机械锁泄压装置	局部断裂泄压装置
安装结构	结构简单,易于实现;泄压后安装相对复杂	结构相对复杂;泄压后易于拆装	结构简洁,安装方便;泄压后需要换新
泄压功能	单向泄压	双向泄压	单向泄压
参数调节	泄压值可微调	泄压值不可调	泄压值不可调
烧穿性能	烧穿试验不易通过	烧穿试验易通过	烧穿试验易通过
重量特性	较轻	较重	最轻

3 货舱快速泄压装置的设计方法

3.1 设计流程

货舱快速泄压装置的设计涉及飞机总体、结构、强度、环控和防火等专业,一般设计流程如表 2 所示。

3.2 设计原理图

在货舱相邻增压舱发生破孔减压情况下,当货舱隔板两侧的压差达到泄压装置的开启压差时,泄压板朝相邻增压舱方向迅速打开,气流通过泄压板开口由货舱流向相邻增压舱,使隔板两侧的压差快速平衡,实现泄压功能。反之,泄压板反向开启,实现泄压功能。如图 7 所示。

表 2 泄压装置设计流程

设计顺序	设计内容
1	确定飞机泄压发生的最严重工况
2	在最严重工况下,校核无快速泄压装置的情况下机身结构是否能承受泄压载荷,如若,则进入下一步工作
3	给出机身结构可以承受的最大载荷 初步给出泄压面积 根据以上两项参数,计算泄压载荷,确定泄压板开启压力上限 根据货舱其他要求(如货舱压力平衡阀开启上限值),确定泄压板开启压力下限 此项工作需要迭代几轮,最终确定泄压板泄压面积和开启压力范围
4	快速泄压装置结构形式和试验方案设计
5	快速泄压装置功能试验
6	快速泄压装置抗火焰烧穿试验
7	完成

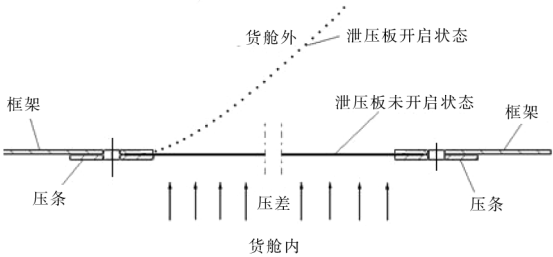


图 7 设计原理图

3.3 设计要点

货舱快速泄压装置的设计要点如下:

- (1)泄压结构能够在要求的开启压力范围内(下限~上限)打开,完成泄压功能;
- (2)防护结构不仅要满足货舱内的载荷要求,对泄压结构起到防护作用,还要为泄压结构提供足够的泄压空间,以满足飞机泄压要求;
- (3)整体安装结构要满足 CCAR25.855(c)条款的抗火焰烧穿要求(火焰温度 927℃,试验进行 5min)。

4 实际型号应用

在参考现有民机货舱快速泄压装置相关资料的基础上,根据本文的设计流程,满足抗火焰烧穿要求且具备双向泄压功能的快速泄压装置已成功应用于国内民机型号的研制中。如图 8 所示。



(a) 功能试验



(b) 抗火焰烧穿试验

图8 泄压装置的相关试验

5 结论

在飞机增压区各独立舱体间设置压差快速泄压装置是为了保证飞机因为各种意外引起的快速泄压时,能够快速平衡各舱室间的压力差,防止过大压差损伤结构部件,进一步造成电路、管路损坏,引发飞机灾难性事故。通过货舱快速泄压装置设计方法在实际型号中的应用可知,快速泄压装置的设计是一项涉及多专业的系统工程,不仅需要考虑泄压装置自身结构形式的设计,还需要考虑其他系统设备的需求。

参考文献:

- [1] 中国民用航空局. CCAR-25-R4 中国民用航空规章第25部:运输类飞机适航标准[S]. 北京:中国民用航空局,2011.
- [2] 郑作棣. 运输类飞机适航标准技术咨询手册[S]. 北京:航空工业出版社,1995.
- [3] Federal Aviation Administration. Transport Airplane Cabin Interiors Crashworthiness Handbook[Z]. No: 25-17A. 2009. 05. 18.

(上接第15页)

4 结论

飞机的失速判断不仅和升力特性相关也和力矩特性有关,良好的失速特性应是最大升力系数之后有一低头力矩以有利于改出。但是当俯仰力矩上仰出现在最大升力系数之前且上仰量值超过某一允许值时,由适航条例判断其进入失速。升力线在达到最大升力系数之前越平坦缓和则允许的力矩上仰量值越大,故对于不同失速特性的飞机其允许的力矩上仰量值是不同的,使用波音准则时须慎重。

平尾对力矩的贡献降低是力矩上仰主要因素,原因是机翼、发房及挂架的尾流影响了平尾区流动且降低了平尾当地的动压,使得平尾的力矩贡献减小。

参考文献:

- [1] Hiroyuki Kato, etc. PIV Investigation of Nacelle Chine Effects on High-Lift System Performance[J]. 46th AIAA Aero-

- space Sciences Meeting and Exhibit Nevada. AIAA-2008-240.
- [2] Yasushi Ito, etc. Efficient CFD Evaluation of Small Device Locations with Automatic Local Remeshing[J]. 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit Nevada. AIAA - 2008 -240.
- [3] Masahiro Kanazaki, etc. Efficient Design Exploration of Nacelle Chine Installation in Wind Tunnel Testing[J]. 26th AIAA Applied Aerodynamics Conference Hawaii. AIAA-2008-7180.
- [4] Yuzuru Yokokawa, etc. Investigation and Improvement of High-lift Aerodynamic Performances in Lowspeed Wind Tunnel Testing[J]. 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit Nevada. AIAA-2008-155.
- [5] 方宝瑞. 飞机气动布局设计[M]. 北京:航空工业出版社,1997:1169-1170.
- [6] 李元文,王玉琴,等. 运七飞机失速特性[M]. 北京:航空工业出版社,1996:155-173.
- [7] 凌茂芙,等. 民用飞机失速和深失速特性研究文集[M]. 北京:航空工业出版社,1993:21-24.
- [8] Varun Nallapula, etc. Simulation of the Horizontal Tail Plane Stall of a Transport Aircraft[J]. 42nd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit Louisiana. AIAA-2012-3142.