飞机空中跳伞应急出口切割装置设计与试验

封文春 党晓民 关焕文 宋文娟

(中航工业第一飞机设计研究院 环控救生研究所, 西安 710089)

摘 要: 爆破切割蒙皮形成应急出口在飞机上的应用国内尚属首次,其最大优点是节省救生准备时间. 从爆炸减压、结构变形、结构强度、爆炸反向冲击等方面进行了理论计算,分析了高空爆破切割形成应急出口的可行性. 针对切割索弯折过框及长桁降低切割效果问题,进行了摸底试验和余度试验,试验结果表明:只要过框位置切割索弯折后与框距离控制在 2 ~ 8 mm,过长桁位置切割索弯折后与长桁距离不大于 2 mm,就可以满足切割分离要求,切割索弯折后相互之间不产生影响. 通过 1∶1 地面验证试验,证明了爆破切割蒙皮形成应急出口的可行性,并成功安装于某型飞机上. 研究成果可为其他型号采用爆破切割技术提供理论基础和试验数据支持.

关 键 词: 空中跳伞; 应急撤离; 爆破切割; 应急出口; 切割索

中图分类号: V 244.21^{+}2

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)01-0011-06

Design and experiment of explosive cutting device of bail-out emergency exit

Feng Wenchun Dang Xiaomin Guan Huanwen Song Wenjuan

(The Environment Control and Life Support System Design and Research Department, First Aircraft Institute of AVIC, Xi'an 710089, China)

Abstract: The technology of explosive cutting aircraft skin formed emergency exit was used in emergency evacuation of aircraft to save the time of evacuation. The feasibility of formed emergency exit through explosive cutting aircraft skin and fuselage frame in higher flight altitude was analyzed from the rapid decompression, construct distortion, construct intension and reverse impact of explosive to aircraft. Because of the exising of frame and rib, the linear shaped charge (LSC) must bend to round this construct which will reduce the cutting effects of LSC. In order to validate this phenomenon, plenty of experiment were carried out. The test result show that if the distance between the curving LSC and frame was controlled in 2 mm and 8 mm, and the distance between the curving LSC and rib was less than 2 mm, the request of cutting skin and frame can be satisfied. There is no interference between the curving LSC which round the frame and rib. The feasibility of explosive cutting aircraft skin formed emergency exit was proved by the full scale test of ground.

Key words: bail-out; emergency evacuation; explosive cutting; emergency exit; linear shaped charge

对于没有弹射救生装置的飞机,当飞机在空中遇到紧急情况无法正常迫降需要弃机时,飞行员需要进行空中跳伞逃生. 一般情况下是利用飞机的舱门作为空中跳伞应急出口,但是这存在两个不利方面:①所用时间较长,包括应急卸压时间、打开舱门时间以及从驾驶舱到登机门所用时间;②舱门在气动载荷的作用下,即使在完全卸压的情况,也有可能仅靠手动方式无法打开. 通过初步计算,某型飞机在平飞状态下后登机门法向气动载荷约 200 kg,载荷作用点在登机门形心处,载

收稿日期: 2010-08-19; **网络出版时间**: 2011-11-14 17:19; **DOI**: CNKI:11-2625/V.20111114.1719.004

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20111114.1719.004.html

作者简介: 封文春(1972 -),男,河南西峡人,高级工程师,chunfeng@ase.buaa.edu.cn.

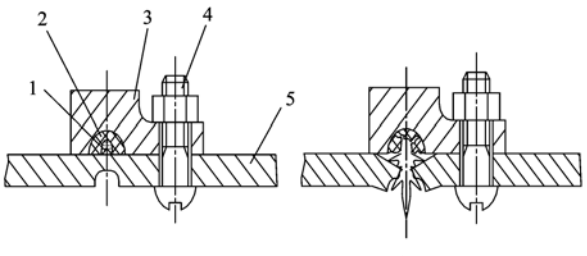
荷指向登机门外法线方向,该载荷仅靠手动是无法打开舱门的(该型飞机舱门打开为非液压作动).因此,必须考虑采用其他方式形成空中跳伞应急出口.

爆破切割技术在国外航空救生领域已得到广泛应用,如在 B-2,F-111,C-17,MD-11,C-97 等飞机上都得到了应用,用于清除弹射通道或形成应急出口[1].在国内,爆破切割技术也应用于 ARJ-21 飞机的试飞阶段,用于切割舱门连接机构,打开舱门供飞行员空中跳伞使用.在歼 10 飞机上利用微爆索爆破舱盖玻璃[2-5].爆破切割技术与其他方式相比具有明显的优点:节省救生准备时间,提高救生成功率.当应用于应急撤离时,还可以避免舱门变形而打不开影响撤离的情形发生[6].此外,与舱门结构相比,采用爆破切割技术还可以简化结构的复杂性,减轻飞机的重量.

与微爆索爆破舱盖玻璃的层裂切割技术以及切割舱门连接机构相比,爆破切割飞机蒙皮、长桁和框具有更大的难度.本文从爆炸减压、结构变形、结构强度、爆炸反向冲击等方面系统地介绍了某型飞机空中跳伞应急出口切割装置的设计,并介绍了地面验证试验,为爆破切割技术在国内飞机上的应用提供依据.

1 爆破切割技术原理

爆破切割的基本原理是利用炸药爆破产物运动方向具有与表面垂直或大体垂直的基本规律,将炸药制成带有一定孔穴的特殊形状,当炸药爆破时依靠空穴闭合产生冲击、碰撞形成高密度、高速运动的气流或金属流(带金属罩时),沿空穴轴线向外射出高能流密度的聚能流,这一效应称为聚能效应.形成的金属离子射流沿聚能槽法线方向作高速运动,流速可达 5 km/s,在对称面上发生闭合高速碰撞,形成高速的连续薄层状射流(通称“聚能刀”),对目标进行切割,其基本结构图如图 1 所示.



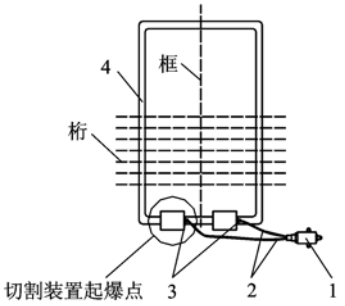
1—切割索;2—橡胶护套;3—金属护罩;4—压紧螺钉;5—分离构件.

图 1 聚能切割原理

2 设计方案

2.1 切割区域

根据某型飞机的结构特征,选择爆破切割飞机蒙皮、长桁和框形成 850 mm × 1 200 mm 的空中跳伞应急出口.系统组成和切割区域如图 2 所示,共需跨过 13 根长桁,切割掉一个框.



1—机械起爆器;2—传爆组件;3—隔板点火器;4—切割装置.

图 2 切割区域和系统组成

2.2 爆炸减压计算

在高空切割蒙皮形成应急出口进行跳伞必须考虑爆炸减压的影响.爆炸减压并不是在一切条件下都会对人发生危险,取决于以下两个因素:①减压时间;②人体内腔中相对扩张值 K 的大小[5].

$$K = \frac{P_c - 6\,266}{P_h - 6\,266} \tag{1}$$

式中,P_c 为减压前座舱内的气压,Pa;P_h 为外界大气压,Pa;6 266 为人体正常体温为 37℃时水蒸气压力,Pa.

如果爆炸减压时间小于 0.02 ~ 0.06 s,相对扩张值 K 不大于 2.5 ~ 3 时,爆炸减压对人体没有危险.如果爆炸减压时间大于 0.5 ~ 1 s,即使相对扩张值大,对人体也没有危险.座舱容积越小、破孔面积越大、舱内外压差越小,减压时间越短,反之减压时间就越长[7].

根据文献[7]爆炸减压时间可用下式计算:

$$\tau_T = \frac{V}{A\sqrt{RT_c}}\varphi\left(\frac{P_c}{P_h}\right) \tag{2}$$

式中,V 为座舱容积,m^3;A 为破孔截面积,m^2;R 为气体常数;T_c 为舱内温度,℃;降压特性参数 $\varphi\left(\frac{P_c}{P_h}\right)$ 可以根据曲线图求得.由于减压过程进行很快,一般可按绝热过程计算.

舱的容积约 70 m^3,舱内温度可取 20 ℃,在 6 500 m巡航高度,人体内腔相对扩张值为 1.846,减压时间为 0.142 s;按最高升限 8 000 m,人体内

腔相对扩张值为 2.01,减压时间为 0.213 s. 上述计算结果与两个判断标准没有完全匹配,但是按照第一个标准,不先行泄压所造成的爆炸减压不会对人体产生伤害. 而且,在航空生理学[8]中指出,人在保持呼吸道通畅的条件下,可以耐受相当严重的迅速(爆炸)减压. 在一项人体迅速减压试验中,减压条件为在 0.4 s 内从 2 400 m 减压到 10 700 m(减压值约为 0.51 标准大气压),150 名被试者共进行了 500 多次,做的最多的 1 人经受了 50 次以上,结果都能较好地耐受. 更短促的减压,例如 0.09 s,从 2 400 m 到 10 700 m 以及 0.075 s 从 3 100 m 到 10 700 m(减压值分别为 0.49 及 0.45 标准大气压),也都没发现引起人体任何损伤的临床表现.

但是在 GJB690—90"飞行员肺脏对减压峰值的生理耐限"中给出迅速减压时,不使肺脏产生损伤的峰值压力为 6.37 kPa. 肺减压峰值的定义为:"飞机增压座舱发生迅速减压时,人肺内及气管和面具死腔内的膨胀气体不能迅速排出,肺内压力呈现瞬时升高,其最高值称为肺减压峰值".

根据肺内压的升高机理,与座舱减压速率相比,肺内减压速率相对较慢,于是在肺和座舱之间就形成瞬间的压力差,或者,以座舱压力为参考水平,出现一过性肺内压力升高. 肺的减压过程分为 3 个时期:①惯性期,在此期内,肺内尚没发生扩张,肺容积不变;人肺的惯性期,据估计约为10 ms;②扩张期,肺扩张到肺总容量状态(即深吸气后的肺容量),肺内绝对压迅速降低;根据人肺的惯性期及胸-肺系统共振频率,在有足够的肺内、外压差条件下,最短为 90 ms;③呼气期,是肺内气体大量排出的时期. 在①、②两期,肺内气体排出甚少,依靠气体排出而发生的减压作用可忽略不计. 经第③期,肺容积由最大逐渐恢复正常,肺内压随气体排出而与外界平衡[8].

飞机的座舱压力制度为等余压,即 30 kPa,在爆炸减压开始时,肺内压力与舱内压力相同. 假定此时飞行员处于平静呼吸状态,肺的初始容积按照人正常呼吸的肺活量计算,并取上限值,即 4 370 mL. 按照肺内压升高机理,在前两个阶段,即减压时间在 100 ms 这一时间段,肺是通过扩张来降低肺内压力的,忽略气体排出所产生的减压作用. 肺的容积可以按照肺总容量计算,即扩张后肺的容积为 6 280 mL. 由于时间很短,可以看作是等温变化过程,并且肺内气体可近似按照理想气体处理. 这样,在 100 ms 后肺内压力可通过下式计算:

$$P_1 = \frac{P_0 V_0}{V_1} \tag{3}$$

式中,P_1 为 100 ms 后肺内压力,Pa;P_0 为爆破切割前舱内压力,Pa;V_0 为初始肺容积,mL;V_1 为扩张后肺容积,mL;

舱内减压过程最初为超临界流,随后转为亚临界流. 在 100 ms 时间内流出的气体质量可通过下式计算:

$$M = \varphi\left(\frac{P_c}{P_h}\right)\rho v A \tau \tag{4}$$

式中,降压特性参数 $\varphi\left(\frac{P_c}{P_h}\right)$ 是对流动状态变化的修正;v 为流过出口的空气流速,可按音速公式

$$v = \sqrt{kRT_c} \tag{5}$$

计算;τ 为爆炸减压时间,s;ρ 为空气密度,kg/m^3.

经过 100 ms 的减压时间,舱内压力 P 可通过下式计算:

$$P = \left(\frac{P_0 V}{RT_c} - M\right)RT_c / V \tag{6}$$

这样,在经过最初的 100 ms 时间内,在肺进行呼气减压时,肺内压差值为

$$\Delta P = P_1 - P \tag{7}$$

按照上述计算过程,不同飞行高度下肺减压峰值,如表 1 所示.

表 1　不同飞行高度下肺减压峰值

序号	飞行高度/m	100 ms 后		肺内压差/kPa
		肺内压/kPa	舱内压/kPa	
1	6 500	52.872	45.081	7.791
2	6 000	53.58	46.619	6.961
3	5 500	55.67	49.87	5.8
4	4 000	63.087	60.79	2.297

从表 1 中数据可以看出,在 5 500 m 以上飞行高度,肺内外压差不满足 GJB690—90 的要求. 此外,从高空用氧角度考虑,在 3 000 ~ 5 000 m 高度范围为代偿区,心率及肺通气量明显增加,表示代偿反应已发挥作用. 由于代偿反应尚能对抗这种程度的缺氧影响,故短时间停留、静止情况下的缺氧症状并不严重. 因此,从生理方面考虑以及计算误差,空中跳伞应急出口的使用高度限制为 4 000 m. 但是,在特殊紧急情况下,可以允许在 5 500 m 高度使用爆破切割装置形成空中跳伞应急出口.

2.3　爆破切割后周边结构的变形

在高空对飞机机身侧壁结构采用爆破切割形成应急出口,可能会造成周边结构的变形而影响人员的撤离. 为此,利用有限元软件对爆破切割区域的结构变形进行了计算. 爆破切割前后切割区域的最大变形分别如图 3 和图 4 所示. 爆破切割

前后边框节点位移如表 2 所示,表 3 是部分相对位移较大的节点. 所采用坐标为飞机总体坐标系,原点位于机头,X 正方向为从机头向机尾;Y 方向为垂直方向,向上为正;Z 方向指向机身右侧为正. 从边框的相对位移来看,在 Y 方向变形最大,其次是 Z 方向,X 方向变形相对较小.

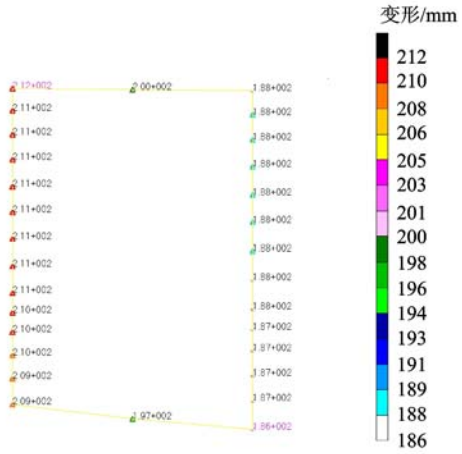


图 3 爆破切割前最大变形

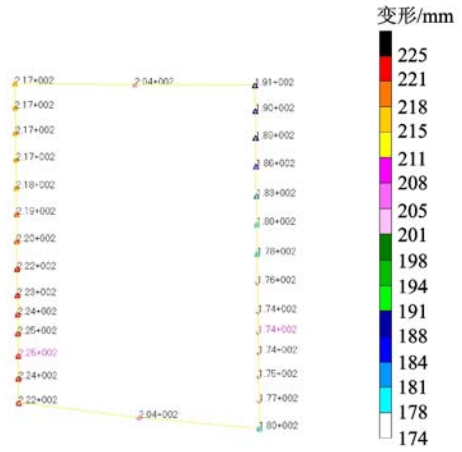


图 4 爆破切割后最大变形

从表 3 中数据可以看出,节点 36 515 到节点 36 528,Y 方向的位移是沿正方向,最大位移量为 22.93 mm;节点 34 515 到节点 34 528,Y 方向的位移是沿负方向,最大位移量为 12.63 mm;即在 Y 方向,切割后的整体变形为前部上移后部下移(顺航向),但是变形的位移量与垂直方向的开口尺寸 1 200 mm 相比较小,完全可以忽略不计,因此,仅仅因为内外压差所造成的结构变形在 Y 方向上不会影响人员的撤离.

在 Z 方向,节点 34 515 到节点 34 524 的位移量为负值,即向机身内变形,最大变形量为 −14.38 mm;从节点 34 525 到节点节点 36 519 的位移量为正值,即向机身外变形,最大变形量为 11.39 mm;从节点 36 520 到节点 36 528 的位移量为负值,向机身内变形,最大变形量为 11.43 mm.

表 2 爆破切割前后边框节点位移 mm

节点	爆破切割前			爆破切割后		
	X	Y	Z	X	Y	Z
34 515	−34.76	−108.79	−139.55	−36.04	−109.39	−146.01
34 516	−34.60	−107.75	−136.64	−35.62	−109.58	−146.65
34 517	−34.05	−107.13	−134.66	−35.05	−109.69	−147.19
34 518	−33.36	−106.83	−133.71	−34.32	−109.75	−147.69
34 519	−32.66	−106.70	−133.70	−33.59	−109.77	−148.08
34 520	−31.86	−106.59	−134.42	−32.74	−109.77	−148.45
34 521	−30.61	−106.30	−136.57	−31.37	−109.72	−148.95
34 522	−29.19	−105.67	−139.95	−29.79	−109.64	−149.44
34 523	−27.63	−104.54	−144.32	−28.02	−109.51	−149.93
34 524	−25.95	−102.84	−149.29	−26.06	−109.34	−150.41
34 525	−24.02	−100.46	−154.80	−23.79	−109.11	−150.93
34 526	−21.98	−97.86	−159.68	−21.36	−108.81	−151.47
34 527	−19.90	−95.79	−163.01	−18.84	−108.42	−152.03
34 528	−18.21	−95.16	−164.05	−16.18	−107.91	−152.66
35 515	−30.78	−126.41	−156.69	−34.60	−114.58	−156.81
35 528	−19.61	−114.84	−166.98	−15.63	−113.21	−163.56
36 515	−29.16	−140.18	−170.31	−32.59	−119.69	−167.82
36 516	−29.89	−140.91	−171.85	−32.33	−119.90	−168.43
36 517	−30.07	−141.19	−172.31	−31.89	−120.03	−168.95
36 518	−30.25	−141.21	−171.89	−31.31	−120.12	−169.44
36 519	−30.33	−141.17	−171.07	−30.69	−120.16	−169.84
36 520	−30.33	−141.14	−169.94	−29.96	−120.17	−170.23
36 521	−30.13	−141.20	−168.09	−28.78	−120.15	−170.75
36 522	−29.66	−141.41	−166.10	−27.38	−120.09	−171.26
36 523	−28.86	−141.75	−164.23	−25.79	−119.99	−171.75
36 524	−27.73	−142.14	−162.73	−24.04	−119.84	−172.24
36 525	−26.04	−142.43	−161.79	−21.92	−119.62	−172.79
36 526	−23.98	−142.26	−161.92	−19.70	−119.33	−173.35
36 527	−21.51	−141.19	−163.39	−17.36	−118.95	−173.96
36 528	−18.88	−138.78	−166.39	−14.87	−118.44	−174.63

表 3 各节点相对位移

节点	相对位移		
	ΔX	ΔY	ΔZ
34 517	−1	−2.56	−12.53
34 518	−0.96	−2.92	−13.98
34 519	−0.93	−3.07	−14.38
34 520	−0.88	−3.18	−14.03
34 521	−0.76	−3.42	−12.38
34 527	1.06	−12.63	10.98
34 528	2.03	−12.75	11.39
36 515	−3.43	20.49	2.49
36 516	−2.44	21.01	3.42
36 517	−1.82	21.16	3.36
36 518	−1.06	21.09	2.45
36 519	−0.36	21.01	1.23
36 520	0.37	20.97	−0.29
36 521	1.35	21.05	−2.66
36 522	2.28	21.32	−5.16
36 523	3.07	21.76	−7.52
36 524	3.69	22.30	−9.51
36 525	4.12	22.81	−11
36 526	4.28	22.93	−11.43
36 527	4.15	22.24	−10.57
36 528	4.01	20.34	−8.24

从表 3 中各节点的 Z 方向相对位移量可知,在爆破切割后,切割区域在 Z 方向将会发生一定扭曲变形,但是变形量都相对较小,尚不足以影响人员的撤离.

2.4　爆破切割后周边结构强度校核

爆破切割后除了需要考虑周边结构的变形外,还需要校核周边结构强度,以验证爆破切割后应急出口周边结构强度是否满足要求,从而不至于导致飞机解体. 强度校核与飞机所受载荷有关,载荷又取决于飞行状态. 考虑到空中跳伞的使用条件是飞机姿态可控,基本上处于平飞状态. 在不利姿态条件下,很难进行空中跳伞. 因此,选择了两种计算状态(编号为 1 018 和 1 020),飞行高度均为 6 000 m,马赫数分别为 0.390 7 和 0.379 7,攻角分别为 12.949°和 -7.748°,侧滑角均为 0,仅有 Y 向过载,分别为 2.96 和 -1.11. 计算结果如表 4 所示,爆破切割后周边结构等效应力云图如图 5 所示.

表 4　爆破切割后周边围框结构强度计算结果

结构部位	元素号	载荷工况	承载类型	许用应力/MPa	工作应力/MPa	安全裕度
33 ~ 34 框间 31 长桁	335 312	1 020	拉	392	29.54	12.2
34 ~ 35 框间 15 长桁	345 152	1 020	压	-146.65	-34.19	3.29
16 ~ 17 长桁间 33 框	335 171	1 018	拉	392	133.71	1.93
15 ~ 16 长桁间 34 框	345 161	1 018	压	294	112.25	1.62
36 ~ 37 框间 13 ~ 12 长桁间	365 133	1 018	拉	392	64.83	5.04
33 ~ 34 框间 17 ~ 16 长桁间	335 173	1 020	压	49.3	19.8	1.49
36 ~ 37 框间 13 ~ 12 长桁间	365 133	1 018	剪 压剪	38.33	15.28	1.51 0.61

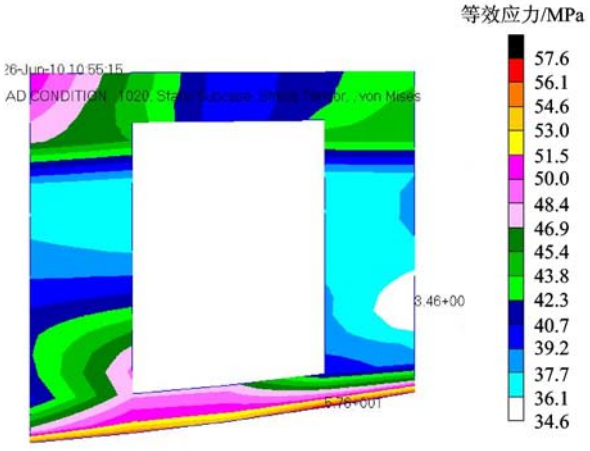


图 5　爆破切割后周边结构等效应力云图

从上述计算结果可知,爆破切割后周边结构在规定的飞行状态下满足强度要求. 虽然在计算机身结构强度时所选的两种状态并不能完全代表应急情况下的飞行状态,但考虑到空中跳伞的使用条件是飞机姿态可控,基本上处于平飞状态,与所选计算状态基本一致,在不利姿态条件下较难进行空中跳伞. 而且,在计算爆破切割后机身周边围框结构强度时未考虑保护罩的作用,保护罩是用来防止爆破切割后的毛刺影响人员的撤离,与框铆接,并联成一体,对应急出口周边强度会起一定的作用. 因此,从结构强度考虑,在6 000 m使用爆破切割装置形成空中跳伞应急出口不会导致因出口周边结构强度减弱而引起飞机的解体.

2.5　爆破切割反向冲击

使用爆破切割技术形成应急出口时,爆炸的反向冲击可能会影响飞机的飞行姿态,从而导致飞机姿态的不可控制,影响人员的应急离机. 因此,根据地面验证试验所测得数据,对爆炸产生的反向冲击力进行了计算. 测量和计算结果如表 5 所示.

表 5　测量和计算结果

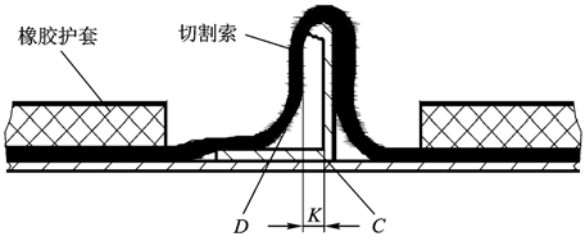
试验件	从起爆到靶板分离时间 t/ms		自由体飞出速度 v/(m·s^{-1})	自由体质量 m/kg	分离冲量/(N·m)	工作时舱体所受瞬时作用力/kN
1	t_1 = 1.04 t_2 = 1.05 t_3 = 1.08	平均值 1.06	4.85	7.8	37.8	35.7
2	t_1 = 0.93 t_2 = 1.02	平均值 0.98	3.53	7.83	27.6	28.3

其中,爆破切割时舱体所受反向冲击力是根据动量定理 $F \cdot t = mv_1 - mv_0$ 计算的,其中 m 为切割掉结构件(自由体)的质量;v_0 为切割前的速度,等于 0;t 为爆破切割时的作用时间,由于导爆索和切割索的爆轰波传输速度很快,约 6 500 m/s,所以可以近似认为等于从起爆到板靶分离时间. 速度的测试是通过设置的标靶,利用高速摄像机测得距离,计算出来的. 由于飞机的质量远大于切割掉的结构件,由动量定理,通过上述测量和计算可知爆破切割反向冲击力不会对飞机的姿态产生影响.

3　地面验证试验

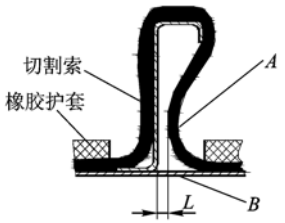
虽然爆破切割技术在国内外航空救生领域都得到了广泛的应用,但是在国内,这种通过切割飞机蒙皮以及框梁结构形成应急出口尚没有在任何型号飞机上应用,也没有做过相关的研究. 技术难点主要在于切割索需要跨过长桁和框,如图 6 和

图 7所示,要经过多次的弯折. 虽然切割索具有一定的柔韧性,但是弯折将降低切割索的切割能力,而且在多次弯折后增大了切割索受损的可能性,降低了系统的可靠性,按照所切割区域,切割索需要反复弯折 28 次,极大地增加了技术难度.



在进行跨桁安装时,切割索底面与框之间距离 K 的控制范围,保证切割索能正常分离舱壁(C 点),同时框两侧的切割索又不会相互影响(D 点).

图 6 切割索长桁位置安装示意图



进行跨框安装时,切割索底面与框之间距离 L 的控制范围,保证切割索能正常分离舱壁(B 点),同时框两侧的切割索又不会相互影响(A 点).

图 7 切割索框位置安装示意图

通过摸底试验(切割索装药量为 4.5 g/m),对于过长桁和框切割索,只要将 K 控制在 0 ~ 2 mm,L 控制在 2 ~ 8 mm,即可保证正常的切割分离.

随后进行了 1∶1 的结构件爆破切割试验,图 8 是切割索组件在结构件上的安装,保护罩是为了防止爆破切割后出口周边结构变形和毛刺对人员跳伞时的影响,因为爆破切割必然会产生毛刺和结构变形. 图 9 是结构件在试验台架上的固定安装,图 10 是爆破切割分离情况.

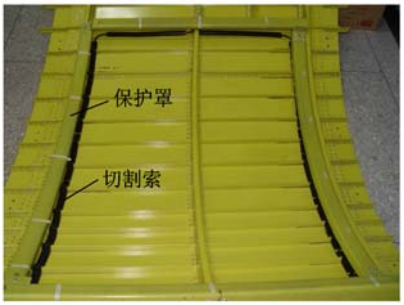


图 8 切割索的安装

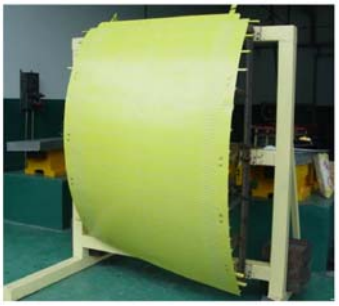


图 9 结构件的固定



图 10 切割分离情况

地面验证试验共进行了两次,均获得了成功. 顺利切开被切割区域,出口周边产生的变形和毛刺均处于保护罩的保护之内,不会对人员的撤离产生影响.

4 结 论

本文系统地论述了飞机空中跳伞应急出口切割装置的设计和试验研究,从爆炸减压、结构强度、结构变形、爆破反向冲击等方面分析了在高空爆破切割蒙皮可能产生的负面影响,为该系统的实际装机应用提供理论依据. 通过地面验证试验,成功地验证了利用爆破切割技术切割飞机蒙皮和长桁及框结构形成应急出口的可行性,为系统的实际应用提供试验依据.

利用爆破切割蒙皮形成应急出口在国内的应用尚属首次,本文的研究为今后其他型号的应用提供了技术支持和试验依据.

致谢 感谢中航工业一飞院 2 所张育宏同志和航天科技集团 692 厂彭逊夫、张宝凤同志在本文的研究工作中所提供的帮助.

参考文献(References)

[1] Graham J A. Severance of polycarbonate and acrylic transparencies using linear shaped charge[C]//39th annual SAFE symposium. [S. l.]:SAFE,2001:80 - 92

(下转第 90 页)

4 结 论

本文设计了一种基于三角形重投影的虚拟视角合成方法,该方法只需少数的几个匹配点就可以自动进行划分,从而在有效时间内实现对更加自由的视点逼近于真实的虚拟图像合成. 实验结果表明:通过引入直线段约束划分保证了直线纹理在三角形接缝处的连续性;同时按照一定搜索顺序确定的匹配点也验证了可信度函数设计的合理性. 通过多次迭代后,对一致三角形和非一致三角形采用不同的重投影策略就可以合成指定视点的虚拟图像,而不再受传统视角插值方法只能在基线上进行图像合成的限制.

致谢 感谢 Eric. Dubois 教授对本文工作的指导.

参考文献 (References)

[1] Ince S, Konrad J. Occlusion-aware view interpolation[J]. EURASIP Journal on Image and Video Processing (Special Issue on 3D Image and Video Processing), 2008, Article ID 803231, 1 – 15

[2] Rogmans S, Lu Jiangbo. Real-time stereo-based view synthesis algorithms: a unified framework and evaluation on commodity GPUs [J]. Signal processing: Image Communicati-on, 2009, 24(1-2): 49 – 64

[3] Seitz S M, Dyer C R. Physically-valid view synthesis by image interpolation[R]. Proc Workshop on Representations of Visual Scenes, 081867122X, 1995

[4] Shi Feng, Laganiere R, Dubois E. On the use of ray-tracing for viewpoint interpolation in panoramic imagery[C]//Ferrie F. 2009 Canadian Conference on Computer and Robot Vision. Washington DC: IEEE Computer Society, 2009: 200 – 207

[5] Siu A M K, Lau R W H. Image registration for image-based rendering[J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2005, 14(2): 241 – 251

[6] Ukita N, Kawata S, Ukita M K. IBR-based free-viewpoint imaging of a complex scene using few cameras[C]//Borgefors G, Flynn P. International Conference on Pattern Recognition. Washington DC: IEEE Computer Society, 2008: 1 – 4

[7] Faugeras O, Luc R. What can two images tell us about a third one? [J]. International Journal of Computer Vision, 1996, 18(1): 5 – 19

[8] Schmid C, Zisserman A. The geometry and matching of lines and curves over multiple views [J]. International Journal of Computer Vision, 2000, 40(3): 199 – 233

[9] McMillan L. A list-priority rendering algorithm for redisplaying projected surfaces [R]. UNC-Chapel Hill Computer Science Technical Report, 95-005, 1995

(编 辑:刘登敏)

(上接第 16 页)

[2] 姚小虎,韩强,刘晓明,等. 微爆索切割航空有机玻璃的研究[J]. 航空学报,2006,27(1):152 – 156
Yao Xiaohu, Han Qiang, Liu Xiaoming, et al. Study on micro-detonation chord cutting of aviation polymethyl methacrylate[J]. Acat Aeronautic et Astronautica Sinica, 2006, 27(1): 152 – 156 (in Chinese)

[3] 李志强,刘晓明,赵勇刚,等. 微爆索线性切割航空有机的实验研究和有限元分析[J]. 爆破与冲击,2009,27(5):385 – 389
Li Zhiqiang, Liu Xiaoming, Zhao Yonggang, et al. Experimental study and finite elemental analysis of linear cutting aerial PMMA using micro detonantion cord[J]. Explosion and Shock Waves, 2009, 27 (5): 385 – 389 (in Chinese)

[4] 赵茂隆,李志强. 爆炸力学在航空弹射救生系统中的应用[M]. 北京:兵器工业出版社,2009:80 – 100
Zhao Maolong, Li Zhiqiang. The application of explosive dynamic in aeronautics crew escape systems[M]. Beijing: Weapons Industry Press, 2009: 80 – 100 (in Chinese)

[5] 王志华,李志强,任会兰,等. 有机玻璃的几何形扰对爆炸切割影响的研究[J]. 高压物理学报,2010,24(1):43 – 47
Wang Zhihua, Li Zhiqiang, Ren Huilan, et al. Finite element analysis on the influence of PMMA geometry on explosion cutting [J]. Chinese Journal of High Press Physics, 2010, 24(1): 43 – 47 (in Chinese)

[6] McGill T A. Emergency escape from commercial aircraft [C]// 39th annual SAFE symposium. [S. l.]: SAFE, 2001: 120 – 130

[7] 寿荣中,何慧珊. 飞行器环境控制[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2004:57 – 58
Shou Rongzhong, He Huishan. Environment control of aircraft [M]. Beijing: Beihang University Press, 2004: 57 – 58 (in Chinese)

[8] 张立藩. 航空生理学[M]. 西安:陕西科学技术出版社,1989:45 – 50
Zhang Lifan. Aeronautics physiology[M]. Xi'an: Shanxi Science Technology Press, 1989: 45 – 50 (in Chinese)

(编 辑:李 晶)