

低压舱迅速减压的计算与试验研究

周清 卢剑锋* 田紫锋 张富贵
(贵州大学机械工程学院 贵阳 550025)

Calculation and Experimental Research on Rapid Decompression of Low Pressure Cabins

ZHOU Qing, LU Jianfeng*, TIAN Zifeng, ZHANG Fugui
(College of Mechanical Engineering, Guizhou University, Guiyang 550025, China)

Abstract In order to explore the influencing factors of rapid decompression equilibrium time and fluid excitation in low-pressure chambers, an orthogonal test table is designed, the one-dimensional constant isentropic flow theory of compressible gases and the CFD simulation analysis method based on Workbench are used as research methods, and a test platform based on high-precision sensor, PLC and LabView is built to conduct rapid decompression burst test. Compared with the theoretical calculation, CFD simulation and test results, the highest error between theoretical calculation and test was 17.38%, and the lowest error was 0.4%. The highest error between the simulation results and the test is 8.8%, and the lowest error is 2.04%. If the influence of gas friction and other factors during theoretical calculation and the error of the opening time of the rapid pressure relief valve during the test are about 540 ms, the rapid pressure reduction equilibrium time obtained by the three is approximated, and the simulation is consistent with the waveform of the test curve, which verifies the accuracy of the existing formulas and simulation methods. The influencing factors of the oscillation characteristics of the rapid decompression process are the size of the pipe diameter of the throat, the pressure difference between the two compartments and the initial pressure of the two compartments. The above results provide guidance for the design of the cabin and throat channel of the low-pressure rapid decompression cabin, which can prevent the damage of fluid excitation to the cabin and improve the safety of the test.

Keywords Rapid decompression of low-pressure chamber, Decompression balance time, Fluid excitation, CFD simulation, Test

摘要 为探究低压舱迅速减压平衡时间和流体激振的影响因素。文章设计正交试验表,以可压缩气体一维定常等熵流动理论、基于 Workbench 的 CFD 仿真分析方法为研究方法,并搭建基于高精度传感器、PLC 和 LabView 的试验平台进行迅速减压爆破试验。对比理论计算、CFD 仿真与试验结果,理论计算与试验最高误差 17.38%,最低误差 0.4%;仿真结果与试验最高误差 8.8%,最低误差 2.04%。若忽略理论计算时气体摩擦等因素的影响,以及试验时迅速减压阀门开启时间约 540 ms 的误差,三者所得迅速减压平衡时间近似,且仿真与试验曲线波形吻合,验证了已有公式和仿真方法的准确性。并得到迅速减压过程振荡特性的影响因素依次是:喉道管径大小、两舱之间压力差和两舱初始压力。上述结果为低压迅速减压舱舱体与喉道设计提供指导意义,能预防流体激振对舱体损害,提高试验安全性。

关键词 低压舱迅速减压 减压平衡时间 流体激振 CFD 仿真 试验

中图分类号: V245.5

文献标识码: A

doi: 10.13922/j.cnki.cjvst.202306008

正常飞行时,增压座舱内气体压力高于高空环境大气压力。若座舱结构突然破损,舱内高压气体

将从破口急速流向舱外,从而短时间与环境大气压平衡,该过程即迅速减压或爆炸减压^[1]。早在苏

联时期,其联盟 11 号就由于飞行员过早打开压力平衡阀,发生迅速减压,造成飞行员死亡^[2]。而据不完全统计,从 20 世纪 70 年代到 21 世纪初,国外部队发生高空迅速减压不下千次。至今,国内已经发生了不下五起迅速减压事件^[3-5]。

因此,为了适应航空航天、基础研究、医学治疗、体育训练和高原适应等领域^[6]的需要,研究人员利用低压舱来模拟高空迅速减压环境,并展开了许多研究。殷东辰^[7]等研制了具有迅速减压功能的低压复合环境试验舱群,实现模拟气压高度 40000 m、迅速减压时间达 0.01 s。常规的低压舱迅速减压是利用撞针撞击钢化玻璃来实现,但安装难度大,风险和成本较高。相关人员利用气压弹放式装置^[8]和快开阀门^[9]来替代钢化玻璃。张磊等^[10]针对大规模试验,又提出了一种用于直径为 750 mm 的泄压通道的新型门触发机构,并设计飞轮来抵消阀门开启时的动能。王帅等^[11]根据航空工业的发展及航空医学研究需要,设计了双喉道的迅速减压装置,可实现单双级减压。为了使飞行员进行迅速减压训练时能够同时体验气流吹袭效果,李晗等^[12]根据气源、执行机构、喷嘴矩阵、控制系统设计了一套气流吹袭装置。卢剑锋等^[13]根据可压缩气体一维定常等熵流动理论,推导了迅速减压舱喉道流速、流量和减压平衡方程。但其只是以北京某中心一台迅速减压舱为研究对象,其减压舱容为 9.66 m³,负压舱容为 510 m³,喉道管径为 800 mm,结构尺寸较为单一。迅速减压过程会引起频繁气流激励现象,田紫锋等^[14]建立了迅速减压非线性系统的数学模型,通过多项式参数的方法,对气流振荡特性展开研究。

本文以襄阳某基地一台低压迅速减压舱为对象,其低压舱容为 2.59 m³,负压舱容为 250 m³,与文献^[13]所研究对象存在差异,如图 1 所示。

该系统包含低压舱、负压源、真空系统、管道



图1 低压迅速减压舱系统

Fig. 1 Low pressure rapid decompression chamber system

和迅速减压机构。其工作原理为:迅速减压前,迅速减压阀门关闭,真空泵将负压舱内压力抽至低压,将低压舱内压力抽至相对高压。压差使快速阀门装置爆破,直至两舱压力达到平衡,整个过程在 50~300 ms 之间,其原理如图 2。

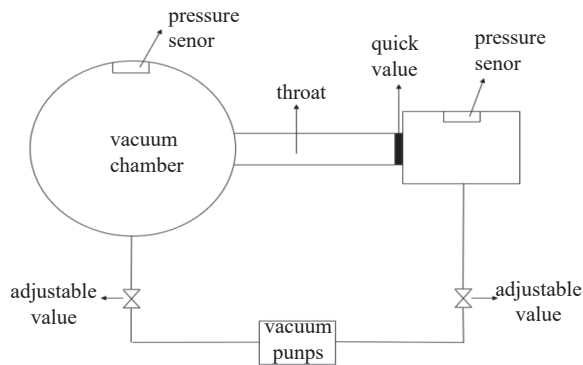


图2 迅速减压原理

Fig. 2 Schematic diagram of rapid decompression

本文基于迅速减压正交试验表,进行迅速减压理论平衡时间计算,CFD 仿真和试验,并分析迅速减压中流体激振现象。为低压舱系统的舱体结构改善、管路管径设计提供理论依据,减少迅速减压过程中流体激振对舱体损害,提高试验的安全性。

1 迅速减压平衡时间理论计算

1.1 正交试验表设计

迅速减压试验成本高且危险,不能进行多次的爆破试验以得到大量数据,故需要采取一个符合迅速减压试验特点的设计方法,即正交试验法^[14]。

在迅速减压试验中,具有多个影响试验过程的因素和水平,但其主要因素只包含负压舱初始压力值 A 、低压舱初始压力值 B 、喉道管径大小 C 三个因素,每个因素包含三个水平数。这三个水平数既要满足试验要求,又要符合低压迅速减压舱有关规定。由于襄阳某试验基地的低压迅速减压舱设备原因,进行试验前需要使负压舱与低压舱之间的压差不得高于 60 kPa,根据其试验要求,本文设计了迅速减压正交试验表,如表 1。根据该表进行迅速减压平衡时间计算、CFD 模拟仿真和迅速减压试验。

1.2 以可压缩气体一维定常等熵理论平衡时间计算

文献^[13]推导当负压舱与减压舱的容积之比大于 50 时迅速减压理论平衡时间 t 计算公式,具体

表 1 迅速减压正交试验表

Tab. 1 Rapid decompression test table

试验次数	因素 A/kPa	因素 B/kPa	因素 C/mm	压力差/kPa
1	15	75	800	60
2	10	70	800	60
3	5	65	800	60
4	3.1	63.1	600	60
5	7.56	45.2	600	34.5
6	15	65	600	50
7	15	70	500	55
8	S31	89	500	58
9	17.5	58	500	40.5

如下:

$$t = \frac{V_H}{A_L \sqrt{kRT \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}}} \ln \frac{p_{H0}}{p^*} + \int_{p_e}^{p_{H0}} \frac{V_H d p_{Hr}}{p_{Hr} A_L \sqrt{\frac{2kRT}{k-1} \left[\left(\frac{p_{L0}}{p_{Hr}} \right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_{L0}}{p_{Hr}} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right]}}, \frac{p_{L0}}{p_{H0}} \leq \varepsilon^* \quad (1)$$

$$t = \int_{p_e}^{p_{H0}} \frac{V_H d p_{Hr}}{p_{Hr} A_L \sqrt{\frac{2kRT}{k-1} \left[\left(\frac{p_{L0}}{p_{Hr}} \right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_{L0}}{p_{Hr}} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right]}}, \frac{p_{L0}}{p_{H0}} < \varepsilon^* \quad (2)$$

$$p_e = \frac{p_{H0} + p_{L0} \frac{V_L}{V_H}}{1 + \frac{V_L}{V_H}} \quad (3)$$

$$p^* = \frac{V_H p_{H0} + V_L p_{L0}}{V_L \varepsilon^* + V_H} \quad (4)$$

$$\varepsilon^* = \frac{p_L}{p_H} = \frac{p_L}{p^*} = \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (5)$$

式中: V_H 、 V_L 分别为减压舱和负压舱容积(m^3); A_L 为喉道出口截面面积(m^2); p_{H0} 、 p_{L0} 分别为减压舱和负压舱初始压力(kPa); p_{Hr} 、 p_{Lr} 分别为减压舱和负压舱在迅速减压 t 时刻的压力(kPa); p_e 为平衡时的绝对压力(kPa); p^* 为压力到达临界时的绝对压力(kPa); k 为气体绝热系数(空气取 1.4); R 为气体常数(空气取 $287 \text{ J/kg}\cdot\text{K}$); ε^* 为临界压强比。根据该公式和正交试验表中的参数要求,利用 Matlab 计算得到本舱的迅速减压理论平衡时间,如表 2。

表 2 迅速减压理论平衡时间表

Tab. 2 Rapid decompression and balance schedule

序号	负压舱初始压力/kPa	低压舱初始压力/kPa	喉道管径/mm	减压平衡时间/ms
1	15	75	800	22.76
2	10	70	800	29.66
3	5	65	800	51.57
4	3.1	63.1	600	44.79
5	7.56	45.2	600	46.63
6	65	15	600	36.59
7	15	70	500	55.17
8	31	89	500	39.53
9	17.5	58	500	43.42

2 迅速减压 CFD 模拟仿真

2.1 模型建立

为减少仿真计算时间,获得迅速减压试验最佳的试验效果,低压舱的有效容积与负压舱的最佳容积比尽量大于 1:50^[13]。本文低压舱容积为 2.59 m^3 ,负压舱容积为 150 m^3 。流体介质为理想气体,求解器选择为非定常模式,湍流模型为 $k \sim \varepsilon$ 模型,使用 Fluent 软件划分网格,如图 3 所示,有 79216 个节点,409549 个单元。

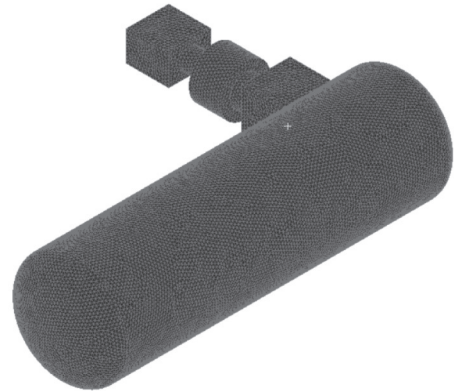


图3 迅速减压舱网格划分

Fig. 3 Rapid decompression chamber meshing

2.2 CFD 仿真结果与分析

设置边界条件: 计算温度 $T=288 \text{ K}$; 压力差分格式: 标准离散差分格式; 能量耗散率: 二阶迎风差分格式; 求解算法: Simple; Time Step: 0.001 s ; 湍动能 k 与耗散率 ε 的湍流普朗特数分别为: $\sigma_k = 1.0$, $\sigma_\varepsilon = 1.3$ 。

根据两舱不同的初始压力、压差和喉道管径进行 CFD 仿真。得到如图 4 的迅速减压过程压力和

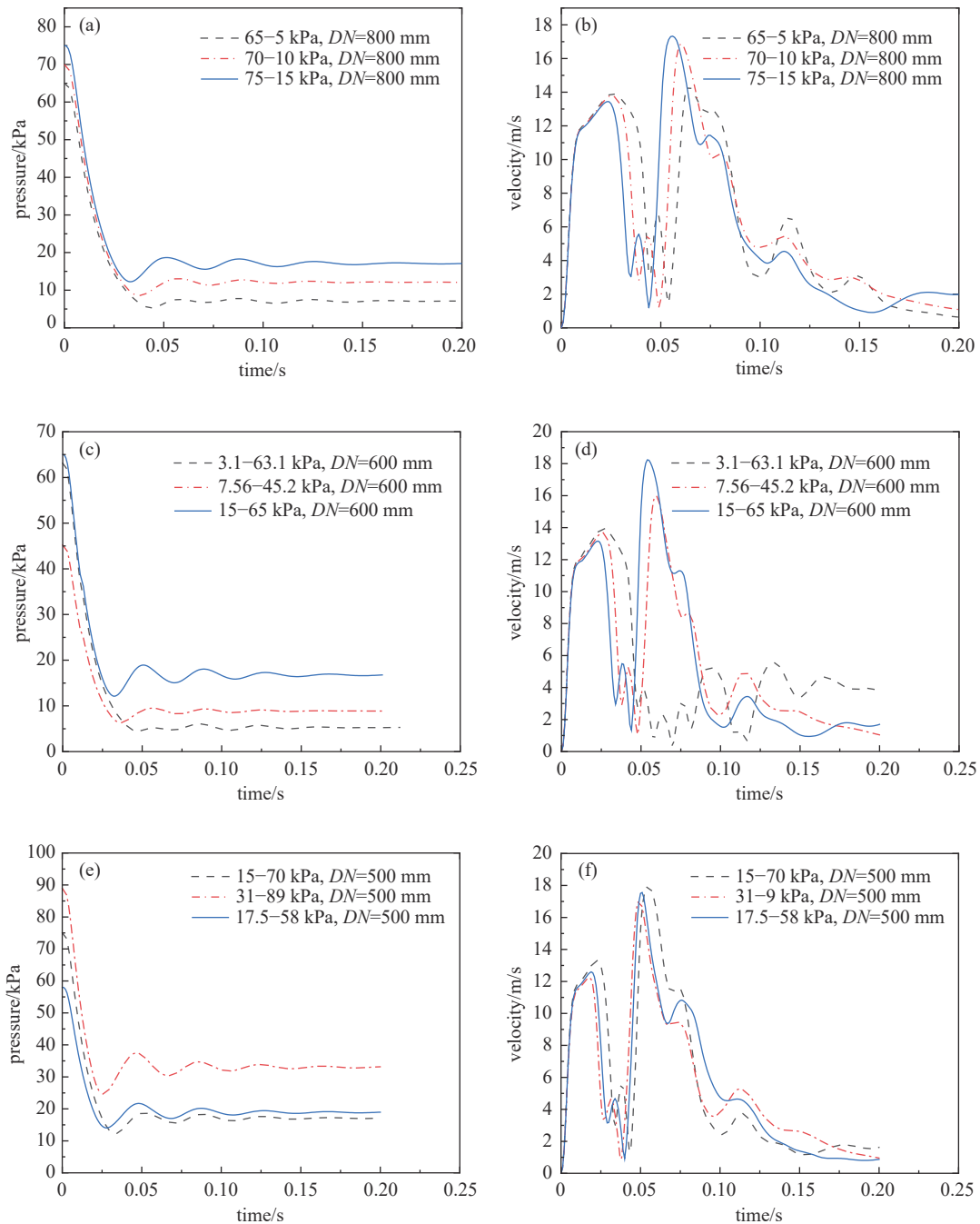


图4 低压舱迅速减压过程压力和速度变化曲线。(a)(b)分别为 $DN=800$ mm 是低压舱压力和速度变化曲线, (c)(d)分别为 $DN=600$ mm 是低压舱压力和速度变化曲线, (e)(f)分别为 $DN=500$ mm 是低压舱压力和速度变化曲线

Fig. 4 The pressure and velocity curves of the rapid depressurization process in the low pressure chamber. (a) (b) $DN=800$ mm is the pressure and velocity change curve of the low-pressure chamber, (c) (d) $DN=600$ mm is the pressure and velocity change curve of the low-pressure chamber, (e) (f) $DN=500$ mm is the pressure and velocity change curve of the low-pressure chamber

速度变化曲线, 图 5 的 $DN=800$ mm 迅速减压变化云图。

由图 4 可以看出, 在压差恒定为 60 kPa, 喉道管径为 800 mm 的情况下从图 4 对比发现: (1) 当压差恒定, 初始压力相差不太大时, 喉道管径越小, 迅速

减压首次平衡时间越短; 当压差和喉道直径恒定时, 两舱的初始压力值越大, 迅速减压首次平衡时间越短。迅速减压时间实际反映了迅速减压过程中的速度变化, 速度变化越快, 振荡现象发生的可能性越大, 从而导致低压舱内壁产生共振并影响设备的

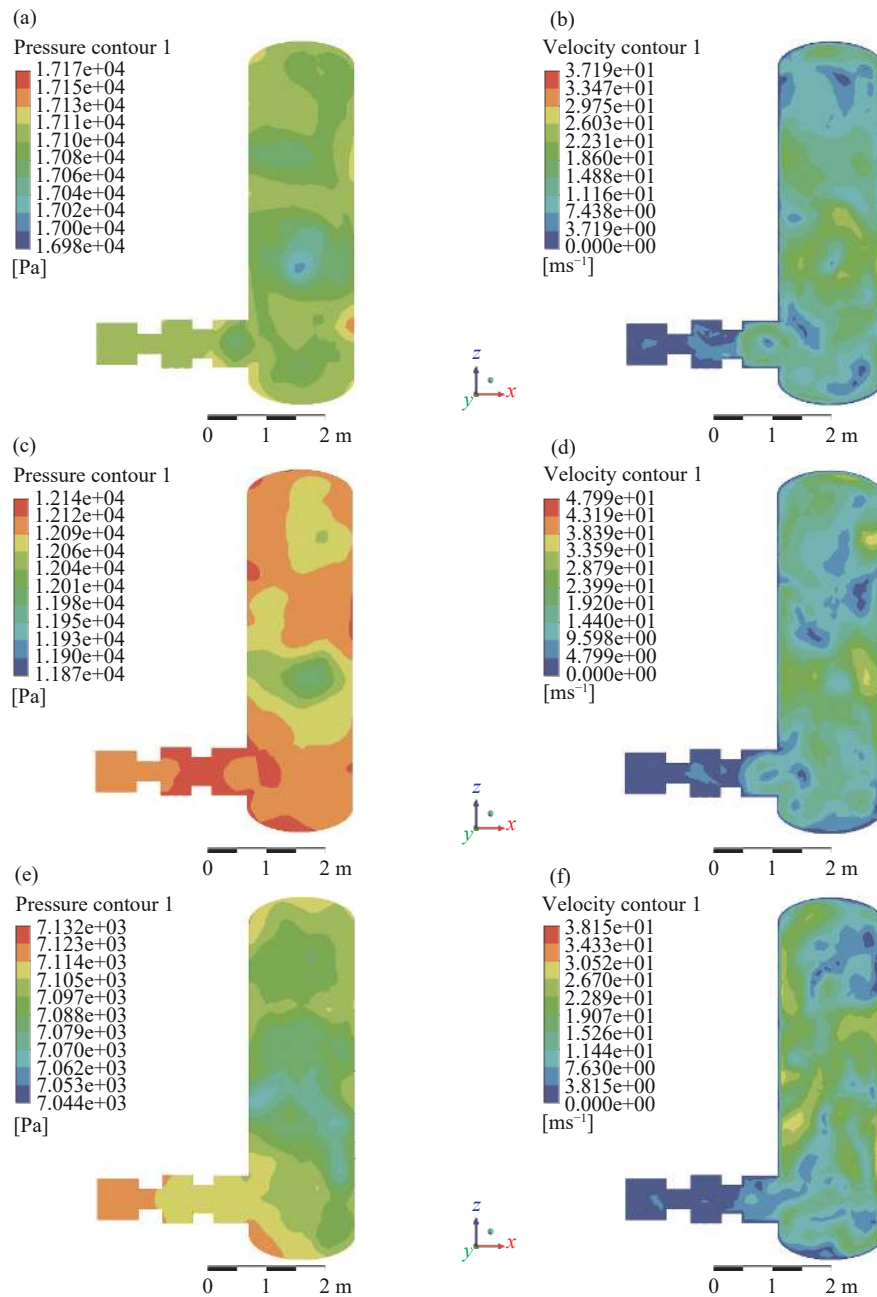


图5 DN=800 mm 迅速减压变化云图。(a)(b)分别为初始压力条件为 75–15 kPa 迅速减压平衡压力和速度分布云图, (c)(d)分别为初始压力条件为 70–10 kPa 迅速减压平衡压力和速度分布云图, (e)(f)分别为初始压力条件为 65–5 kPa 迅速减压平衡压力和速度分布云图

Fig. 5 DN=800 mm rapid decompression change cloud. (a) (b) Cloud charts of rapid decompression equilibrium pressure and velocity distribution with initial pressure conditions of 75–15 kPa, respectively, (c) (d) Cloud charts of rapid decompression equilibrium pressure and velocity distribution with initial pressure conditions of 70–10 kPa, respectively, (e) (f) Cloud charts of rapid decompression equilibrium pressure and velocity distribution with initial pressure conditions of 65–5 kPa, respectively

安全性和可靠性。(2)整个迅速减压过程中最大振荡量的时间在 0–0.05 s 之间,在 3 s 后逐渐达到平衡状态。图(a)当喉道直径和压差恒定时,由于初始压力的不同产生了不同的振幅;图(c)当压差变化后,所产生的振幅变大;图(a)(e)当喉道管径减小后,压

差与初始压力相差不大时,所产生的振幅更加明显。(3)图(b)(d)(f)中看出,当高压气体进入管道时,由于管径变小,速度产生突变,然后在更小的喉道中速度变化更大,进入负压舱内速度减小。

由图 5 中平衡压力和速度分布云图直观看出,

平衡压力分布较为均匀, 高压主要分布在喉道部分以及内壁处, 对舱体内壁进行能量输出。

3 迅速减压试验

3.1 试验平台搭建

低压迅速减压舱主要用于模拟高空飞行时座舱失压导致的压力变化, 以及模拟飞行员出舱时面临的瞬时环境状态变化。整个迅速减压过程在 300 ms 以内, 而首次到达减压目标高度的时间最快达到 50 ms 以内。为满足实际需求, 采用 HELM AG-HM-22 绝对压力变送器对低压舱和负压舱的压力进行实时监测, 该高精度压力传感器可以更好地

采集迅速减压试验中的压力变化。并利用 NI-9203 高精度采集板卡将数据采集处理后送入 PC 机研华 IPC610 工控机中保存和显示, 经过高精度采集卡和 NI 的 CompactDQA 高速采集模块对所有数据采集处理之后, 最终在上位机软件 LabView 屏幕上以图形曲线和数字的方式显示出来。整个试验平台是以 S7-1500PLC 控制器为核心, 以 S7-1200PLC 控制器为辅助的集散控制系统(DCS), S7-1500PLC 主要用来对迅速减压系统中的电磁阀和蝶阀等阀门、压力传感器以及真空系统进行控制, S7-1200PLC 用来对主、次级爆破安全门、步进电机驱动器和照明系统控制。如图 6 为试验的自动控制系统界面。

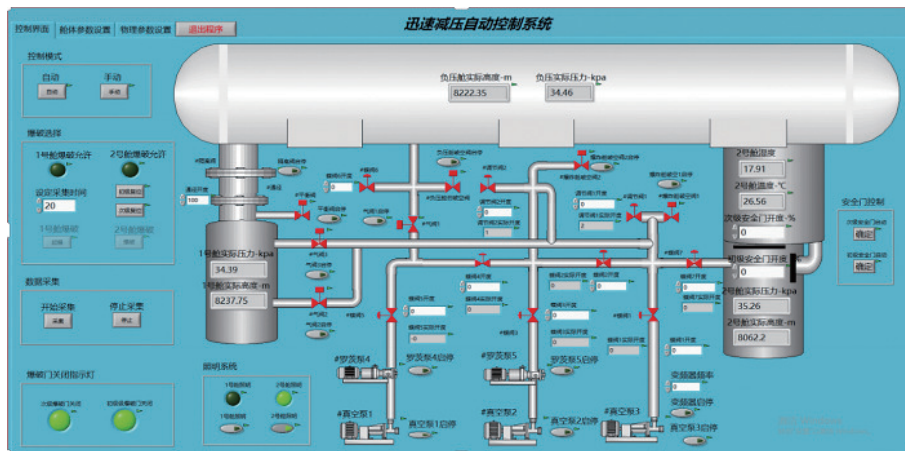


图6 迅速减压舱自动控制系统界面

Fig. 6 Interface of the automatic control system for rapid decompression

3.2 试验结果分析

根据正交表在 0.8 MPa 的气缸压力下进行了迅速减压试验。观察迅速减压过程中产生的压力变化, 进而分析压力振荡对低压舱所产生的影响。如图 7 所示: 迅速减压时间在 100~200 ms 之间。

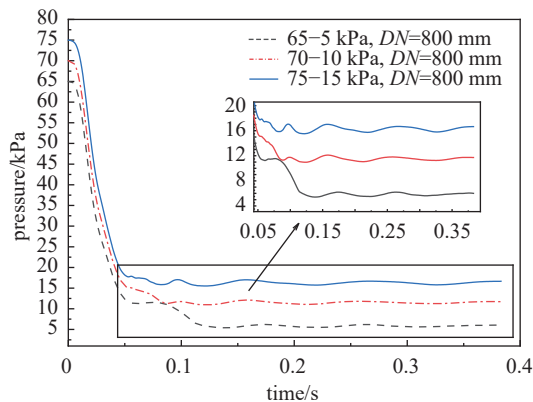


图7 $DN=800$ mm 迅速减压试验

Fig. 7 Rapid decompression test results for $DN=800$ mm

当快要到达目标压力时, 舱内会出现振荡现象。随着压力的逐渐稳定, 振荡波也逐渐恢复。当管径和两舱之间的压差不变时, 由于初始压力的变化, 产生了不同的振幅。当初始压力为 65~5 kPa 时, 振幅对舱内的影响最大。

如图 8 所示: 其中 $\Delta p_1=60$ kPa、 $\Delta p_2=34.5$ kPa、 $\Delta p_3=50$ kPa。发现管径减小后, 迅速减压过程中产生的振荡波对舱室的影响较小。管径一定时, 随着压差的不同, 所产生的振荡波也不同。当两舱的初始压力为 45.2~7.56 kPa 时, 初始压力和目标压力都很小, 压力差也最小, 产生的振荡波相对稳定, 对舱室的影响最小。当两舱的初始压力为 63.1~3.1 kPa, 产生了较大的振荡波, 此时对舱室的影响最大。

如图 9 所示: 其中 $\Delta p_1=55$ kPa、 $\Delta p_2=58$ kPa、 $\Delta p_3=40.5$ kPa。发现迅速减压产生的振荡波变小, 当压差为 58 kPa 时产生的振荡波最大。两个舱室的初始压力也是迅速减压产生振荡的原因, 喉道管

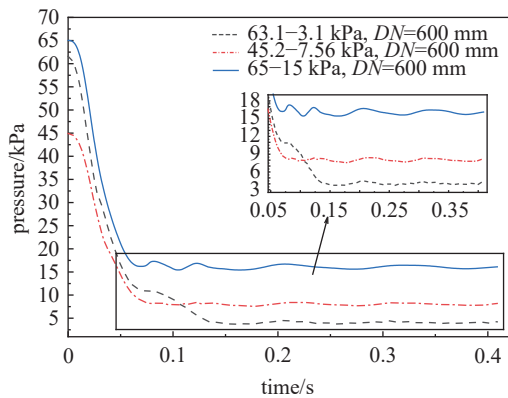


图8 DN=600 mm 迅速减压试验

Fig. 8 Rapid decompression test results for DN=600 mm

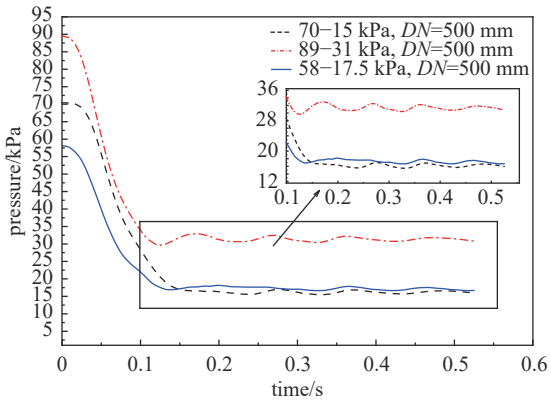


图9 DN=500 mm 迅速减压试验

Fig. 9 Rapid decompression test results for DN=500 mm

径减小会使迅速减压时间变长,速度变低。此外,迅速减压时小管径所产生的振荡波会小于大管径所产生的振荡波。

4 结果对比分析

4.1 CFD 仿真与试验结果对照

在实测气缸压力为 0.8 MPa 的情况下,以相同

参数条件,将迅速减压过程的 CFD 仿真数据与试验结果对比参照,以验证仿真方法的准确性。如表 3。

由上述对照表可以得到的结论是:

(1)迅速减压 CFD 仿真数据和试验结果在首次平衡时间存在较大的误差。这是由于实际试验时爆破阀门开启需要一定的时间(约 50 ms^[16]),同时试验时的动力由 0.8 MPa 的气缸压力提供,而利用 CFD 仿真是直接启动。若排除实际试验时爆破机构带来的影响,两者所得结果较为接近,且试验得到的波形与仿真得到的波形较为吻合,验证了 CFD 仿真方法的准确性。

(2)在气缸压力恒定的情况下,随着两舱的压差、初始压力和喉道管径的不同,能够清晰地观察到影响迅速减压平衡时间和舱内流体激振现象的主要因素。根据 CFD 仿真数据和实际试验结果显示,影响迅速减压系统减压平衡时间和振荡特性的三个因素依次是:喉道直径的大小、两舱之间的压差和初始压力。迅速减压时间实际上反映了迅速减压过程中的速度变化,速度变化越快,振荡现象发生的可能性就越大,从而导致低压舱内壁出现共振并影响设备的安全性和可靠性,因此也验证了进行迅速减压 CFD 仿真的必要性。

4.2 理论计算、CFD 仿真与试验结果对照

将理论计算、CFD 仿真与试验结果对比参照,如表 4 从表中直观看理论试验与试验结果的最大相对误差为 17.38%,最低为 0.4%;仿真与试验结果的最大相对误差为 8.8%,最低为 2.04%。

本文以可压缩气体一维定常等熵流动理论完成了数值模拟计算、CFD 仿真分析以及迅速减压爆破试验等研究。在 CFD 与理论计算中,忽略了迅速

表 3 迅速减压 CFD 仿真与实验结果对照

Tab. 3 Rapid decompression CFD simulation and comparison of experimental results

负压舱初始 压力/kPa	减压舱初始 压力/kPa	首次到达平衡 压力时间/ms		首次到达波谷 时间/ms		第二次到达平衡 压力时间/ms		首次波峰 时间/ms		喉道管径 /mm
		CFD 仿真	试验	CFD 仿真	试验	CFD 仿真	试验	CFD 仿真	试验	
15	75	27	75	33	83	42	88	52	96	800
10	70	31	85	38	86	47	86	58	99	800
5	65	46	98	43	58	48	86	59	66	800
3.1	63.1	41	95	46	163	54	191	57	206	600
7.56	45.2	43	145	36	103	46	117	56	122	600
15	65	32	103	32	68	42	112	52	82	600
15	70	50	107	33	236	42	253	52	279	500
31	89	42	94	25	123	37	151	47	169	500
17.5	58	44	131	27	137	38	197	48	197	500

表 4 理论计算、CFD 仿真与试验结果对照

Tab. 4 Theoretical calculation, CFD simulation and comparison of experimental results

负压舱初始压力 /kPa	减压舱初始压力 /kPa	平衡压力 /kPa	首次到达平衡 压力时间/ms			爆破门开启 时间/ms	减去爆破时间 的试验时间 /ms	喉道管径 /mm	理论计算与试验 (减去爆破门开启 时间) 相对误差	仿真与试验 (减去爆破门 开启时间) 相对误差
			理论 计算	CFD 仿真	试验 (0.8 MPa 气缸压力下)					
15	75	16.018	22.76	27	75	50	25	800	16.44%	8%
10	70	11.018	29.66	31	85	50	35	800	15.25%	5.71%
5	65	6.018	51.57	46	98	50	48	800	7.43%	4%
3.1	63.1	4.118	44.79	41	95	50	45	600	0.4%	8.8%
7.56	45.2	8.198	46.63	43	145	105	40	600	8.44%	7.5%
15	65	15.848	36.59	32	103	70	33	600	10.87%	3.03%
15	70	15.933	55.17	50	107	58	49	500	17.38%	2.04%
31	89	31.984	39.53	42	94	55	39	500	1.35%	7.69%
17.5	58	18.187	43.42	44	131	98	43	500	0.97%	2.32%

减压过程中气体摩擦带来的损耗, 计算模型对象为理想气体; 在实际的迅速减压试验中, 低压舱与负压舱之间设置快速爆破阀门从而增加试验的可重复性以及降低试验成本, 在文献 [16] 的研究基础上, 这种快开阀门存在 50 ms 左右的时间误差。且该误差不仅与爆破门的质量和气缸压力的大小有关, 也与两舱之间的压差有关。随着压差的减小, 爆破门开启时间会随之延长。随着喉道管径的变大, 其误差逐渐降低, 这是因为喉道越小, 快开阀门与负压舱低压环境的接触面变小, 所产生的吸附力变小, 导致阀门开启时间过大, 产生更高的误差。若忽略这些误差来源, 三者结果较为吻合, 进一步验证了迅速减压过程已有公式计算平衡时间和已有仿真方法的准确性。

5 结论

本文根据某基地的试验要求和规定, 设计了迅速减压过程的正交试验表, 在此基础上, 利用已有公式计算了迅速减压平衡时间, 对低压迅速减压舱经模型简化后进行了 CFD 仿真, 并以高精度传感器、PLC 控制器和上位机软件 LabView 搭建了试验平台。通过计算、仿真和试验, 得到了如下结论:

(1) 文献 [13] 中以北京某中心一台低压舱为对象研究其迅速减压平衡时间, 与本文研究对象在结构尺寸上存在差异, 且设计参数也有不同。引用该文献中简化公式并利用 Matlab 软件计算了迅速减压平衡时间, 若排除试验中爆破机构阀门打开带来的误差, 该结果有较高的准确性, 验证了已有公式的准确性。

(2) 通过 Soliworks 建立了低压迅速减压舱的简化模型, 利用 Fluent 软件进行了网格划分, 根据正交实验表进行模拟仿真。得到迅速减压过程低压舱与喉道的压力、速度变化曲线和云图, 对照了试验结果, 排除误差影响, 两者数据有较高的相似度, 且波形较为吻合, 验证了已有仿真方法的准确性以及仿真的必要性。

(3) 通过试验平台、CFD 仿真数据和图形分析得到, 迅速减压过程震荡特性的影响因素依次是: 喉道管径的大小、两舱之间的压差和初始压力。该结论可为低压迅速减压舱舱体和管道设计提供理论支撑, 提高迅速减压试验过程的安全性。

参 考 文 献

- [1] Xiao H J. Applied physiology of aviation oxygen supply protective equipment[M] Beijing: Military Medical Science Press, 2015 (肖华军. 航空供氧防护装备应用生理学 [M]. 北京: 军事医学科学出版社, 2015 (in chinese))
- [2] Wu G X. Analysis of Foreign Manned Space Accidents and Their Causes[J]. China Aerospace, 1993(08): 34-35 (吴国兴. 国外载人航天事故与原因分析 [J]. 中国航天, 1993(08): 34-35)
- [3] Dou Y L, Xu X R, Feng H Z, et al. The effect of rapid high-altitude decompression on the middle ear and hearing[J]. Journal of Audiology and Speech Disorders, 2011, 19(3): 210-212 (窦艳玲, 徐先荣, 冯怀志, 等. 高空迅速减压对中耳和听力的影响 [J]. 听力学及言语疾病杂志, 2011, 19(3): 210-212 (in chinese))
- [4] Zhang J G, Zhou Y M, Xiao L J. Two cases of sudden cabin pressure drop during high-altitude flight[J]. Chinese Journal of Aerospace Medicine, 2006, 17(1): 77 (张九刚, 周友明, 肖立军. 高空飞行座舱压力突降两例 [J]. 中华航空航天医学杂志, 2006, 17(1): 77 (in chinese))

- [5] Zheng J, Xu X R, Liu C G, et al. Clinical diagnosis, treatment, and medical identification of high-altitude rapid decompression pilots[J]. *Chinese Journal of Aerospace Medicine*, 2005, 16(2): 130-134 (郑军, 徐先荣, 刘成刚, 等. 高空迅速减压飞行人员的临床诊治和医学鉴定 [J]. *中华航空航天医学杂志*, 2005, 16(2): 130-134 (in chinese))
- [6] Han W Q, Hu W D. Development and Application of Low Pressure Chamber Technology[J]. *Medical and Health Equipment*, 2009, 30(9): 37-39 (韩文强, 胡文东. 低压舱技术的发展及其应用 [J]. *医疗卫生装备*, 2009, 30(9): 37-39 (in chinese))
- [7] Yin D C, Xiao H J, Zang B, et al. Development of Low Pressure Composite Environmental Test Module Group [J]. *Medical and Health Equipment*, 2011, 32(12): 6-8,12 (殷东辰, 肖华军, 臧斌, 等. 低压复合环境试验舱群研制 [J]. *医疗卫生装备*, 2011, 32(12): 6-8,12 (in chinese))
- [8] Zang B, Gu Z, Wang G Y, et al. Development of a low-pressure chamber air pressure bomb type rapid decompression device[J]. *Medical and Health Equipment*, 2017, 38(5): 18-21 (臧斌, 顾昭, 王桂友, 等. 低压舱气压弹放式迅速减压装置的研制 [J]. *医疗卫生装备*, 2017, 38(5): 18-21 (in chinese))
- [9] Wang L J, Xu S H, Wang D Y, et al. Design and Implementation of a Decompression Module for Aerospace Explosion[J]. *Aerospace Medicine and Medical Engineering*, 2021, 34(2): 161-165 (王刘杰, 徐水红, 王东阳, 等. 航天爆炸减压舱的设计与实现 [J]. *航天医学与医学工程*, 2021, 34(2): 161-165 (in chinese))
- [10] Zhang l, Han x, Zhang x, et al. Door-triggering mechanism for large-scale rapid-decompression experiments[J]. *International journal of aerospace engineering*, 2020
- [11] Wang S, Mao T. Design and research of a rapid pressure relief device for manned low-pressure compartments[J]. *Science and Technology Innovation*, 2022(17): 173-176 (王帅, 毛婷. 载人低压舱快速泄压装置的设计与研究 [J]. *科学技术创新*, 2022(17): 173-176 (in chinese))
- [12] Li H, Yang P, Lu J F, et al. Development of a prototype of a pilot low-pressure chamber rapid decompression training airflow blowing device principle[J]. *Medical and Health Equipment*, 2019, 40(4): 11-14,25 (李晗, 杨鹏, 卢剑锋, 等. 飞行员低压舱迅速减压训练气流吹袭装置原理样机研制 [J]. *医疗卫生装备*, 2019, 40(4): 11-14,25 (in chinese))
- [13] Lu J F, Yang P, Wang G Y, et al. Study on decompression balance of low pressure rapid decompression chamber [J]. *Journal of Vacuum Science and technology*, 2020,40 (9): 801-807 (卢剑锋, 杨鹏, 王桂友, 等. 低压迅速减压舱减压平衡的研究 [J]. *真空科学与技术学报*, 2020,40(9):801-807. (in chinese))
- [14] Tian z, Lu j, Gu z, et al. Theoretical and experimental study on rapid decompression oscillation in altitude chamber[J]. *International journal of aerospace engineering*, 2022
- [15] Sun H Y. Design and experimental study of permeable concrete mix proportion based on orthogonal experimental method[D]. Chengdu: Southwest Jiaotong University, 2016 (孙宏友. 基于正交试验法的透水混凝土配合比设计和试验研究 [D]. 成都: 西南交通大学, 2016(in chinese))
- [16] Lu J F, Zhang S C, Pan W J, et al. CFD analysis and experimental study on rapid decompression of low-pressure chamber with air pressure bomb[J]. *mechanical design*, 2021, 38(3): 53-57 (卢剑锋, 张少超, 潘文见, 等. 低压舱气压弹放式迅速减压的 CFD 分析和试验研究 [J]. *机械设计*, 2021, 38(3): 53-57 (in chinese))

通讯作者介绍



卢剑锋, 贵州大学机械工程学院副教授、硕士生导师, 主要研究方向为自动控制、流体分析, 主持省部级科技课题 3 项和多项横向课题, 长期与贵州风雷航空军械科技有限公司等企业合作, 完成了空军医学特色中心等单位的多种大型低压复合试验舱的流场分析和控制研究, 发表了多篇相关的学术论文, 并参与《载人低压舱》、《家用和类似用途微压富氧舱》等标准的修订。

团队介绍

贵州省机电装备工程技术研究中心是依托贵州大学机械工程学院, 贵州省科技厅于 2004 年批复成立的省级科学技术研究机构。“中心”的建设目标是: 工程技术中心的能力和水平在贵州省机电装备技术方面处于领先水平, 在部分关键技术方面达到国内先进水平。中心拥有一支知识结构合理、创新能力强的人才队伍, 有多位学术造诣较深、在国内外有一定影响的学术带头人, 专业涉及机械、电子、大数据、自动化、计算机、信息通讯等不同学科领域。目前, 中心拥有工程技术人才队伍 28 人, 其中教授 12 人, 研究员 3 人, 具有博士学位 16 人。