第21卷 第4期 空 间 科 学 学 报 Vol.21, No.4
2001 年 10月 CHINESE JOURNAL OF SPACE SCIENCE Oct., 2001

空间 O 型圈密封泄漏率实验研究 *

王广振 季林红 温诗铸
(清华大学精密仪器系 北京 100084)
王之珊
(北京航空航天大学机械工程及自动化学院)

摘 要

通过对硅橡胶材料 O 型圈在模拟空间环境下的泄漏率实验，研究了空间密封中 O 型圈的压缩率、温度、 O 型圈的载荷衰减和原子氧辐射对其泄漏率的影响. 实验结果发现， O 型圈的泄漏率随 O 型圈压缩率的增大而减小，在 −5—100°C 的温度范围内，随温度的升高而增大，而 O 型圈的载荷衰减和原子氧辐射都对 O 型圈的泄漏率有不同程度的影响.

关键词 O 型圈—密封—泄漏率

1 引言

O 型圈因结构简单、密封可靠在各种密封中被广泛采用，但是 O 型圈密封是不可能达到零泄漏率的. 对于一般密封，在 O 型圈的使用寿命之内，其泄漏率是可以忽略的；但是对寿命很长、而泄漏率要求很低的空间密封， O 型圈的泄漏率是不能忽略的，它是密封装置设计的一个重要参数. 空间密封是从一个大气压到真空的密封，属于低压差密封，低压差密封中，压力对密封的辅助作用是很有限的，密封主要靠 O 型圈的初始压缩载荷来保证，而 O 型圈的压缩率、 O 型圈的工作温度等对泄漏率的影响都是空间密封需要研究的因素.

美国 “挑战者” 号航天飞机失事的原因就是其固体火箭发动机的密封 O 型圈在其两个密封面发生变形时密封失效. 之后美国国家航空与宇宙航行局对其进行了大量研究 [1−3]，并对发动机壳体接头 O 型圈密封系统进行了改进，使其 O 型圈在两个密封面发生两倍最大可能变形时都能达到密封要求. Rodriguez 等 [4] 对 O 型圈在空间环境下的泄漏率和泄漏率模型进行了研究； Lemon 等 [5] 研究了在多道 O 型圈密封情况下估算 O 型圈泄漏率的方法； Trout 等 [6] 则在一个用 O 型圈密封的空间站舱门模型上进行了泄漏率试验. 本文则研究了低压密封中， O 型圈的压缩率、温度、 O 型圈的载荷衰减、原子氧辐射等对 O 型圈泄漏率的影响.

2 泄漏率试验原理

泄漏率的测量方法有两种，一种是用氦质量检测仪直接测量气体的泄漏，另一种是通

* 国家 863 基金资助项目 (863-2-4-4-7)
2001-03-01 收到原稿， 2001-08-06 收到修定稿

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

过测量压力的变化计算泄漏率，本文采用后一种方法. 图 1 为密封压差为 0.1 MPa(一侧为 0.1 MPa 、一侧为真空) 、采用 2 道 O 型圈密封情况下测量 O 型圈泄漏率的实验原理. 当中间密封腔抽真空时， 2 道 O 型圈所包围的体积 V_1 内的气体通过 O 型圈 1 向真空腔内泄漏，其压力 p_1 下降，而周围环境内的气体则向 V_1 内泄漏，但是环境压力 p_0 保持不变. 则 V_1 内气体的质量变化率为

$$\frac{\mathrm{d}m_1}{\mathrm{d}t} = -\rho_1\alpha_1 l_1 + (\rho_0 - \rho_1)\alpha_2 l_2, \tag{1}$$

式中， m_1, ρ_1 为 V_1 内气体的质量和密度； ρ_0 为环境气体的密度； l_1, l_2 为 O 型圈 1 和 O 型圈 2 的长度； α_1, α_2 为 O 型圈 1 和 O 型圈 2 的泄漏率.

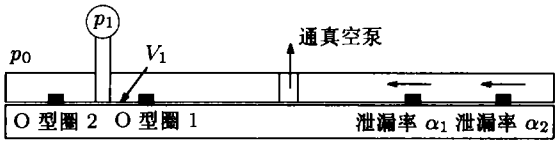


图 1 泄漏率试验原理图

Fig.1 Schematic diagram of leakage rate tests

式 (1) 两边同除以 V_1 得:

$$\frac{\mathrm{d}\rho_1}{\mathrm{d}t} = -\rho_1\frac{\alpha_1 l_1}{V_1} + (\rho_0 - \rho_1)\frac{\alpha_2 l_2}{V_1}. \tag{2}$$

假设泄漏过程在热力学上是等温过程，则气体的压力正比于其密度，于是用压力代替密度得:

$$\frac{\mathrm{d}p_1}{\mathrm{d}t} = -p_1\frac{\alpha_1 l_1}{V_1} + (p_0 - p_1)\frac{\alpha_2 l_2}{V_1}, \tag{3}$$

式 (3) 中环境压力 p_0 可以直接测量；体积 V_1 无法直接测量，为此先把它抽到一定的真空度并密封，然后与一个已知体积和真空度的容器里的气体相混合 (两体积内的真空度不同), 由混合后气体的压力就可以计算出体积 V_1 值. 在试验中当两道 O 型圈之间压力达到平衡时，就可以计算出两道 O 型圈泄漏率的比值，即 α_1 、 α_2 之间的比例关系，这样根据任意两个不同时刻的压力就可以通过式 (3) 计算出两道 O 型圈的泄漏率 α_1 、 α_2.

3 试验装置

泄漏率试验装置如图 2 所示，它由真空系统、制冷系统、真空罐、计算机数据采集系统、压力传感器、温度传感器、试验件等组成. 其中，试验件所用两块平板是厚度为 15 mm 的铝板，第 1 块铝板的截面直径为 214 mm, 第 2 块铝板的截面直径为 252 mm, 上面开有按标准设计的放置试验用 O 型圈的矩形密封槽，与第 1 块铝板组合在一起形成 O 型圈原理性泄漏率试验的试验件. 另外，它还与一个铝质底座形成与大气相通高压腔 (一个大气压); 而此铝板的中心还有一通孔，其作用是使两块铝板的中间密封腔与真空罐相通. 实验时，对真空罐不断抽真空，高压腔的空气就会通过实验 O 型圈和铝板中间的孔向真空罐

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

泄漏，由于高压腔与大气相通，其压力保持不变. 用压力传感器测量两道 O 型圈之间气体压力的变化，并由计算机记录和处理就可以计算出两道 O 型圈的泄漏率. 此设备可以进行高温、常温和低温 O 型圈泄漏率实验. 实验用 O 型圈的截面直径都是 7 mm, O 型圈的外径分别为 3 种规格： 104 mm 、 146 mm 、 184 mm, O 型圈所用材料为航天总公司第 42 研究所研制的硅橡胶 863-3.

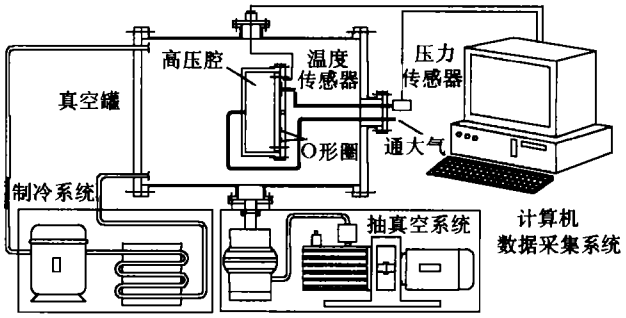


图 2　泄漏率试验装置

Fig.2　Testing apparatus for leadage rate measuring

4　实验结果和讨论

空间密封 O 型圈的压缩率比常规密封大得多，所以实验主要对 O 型圈在 30% 和 40% 压缩率不同温度下的泄漏率进行了研究；考虑到 O 型圈在空间密封中可能长期处于高温压缩状态，所以实验对 O 型圈在经过长期高温载荷衰减之后的泄漏率进行了研究；另外，考虑到空间环境中存在原子氧，所以实验还对 O 型圈经过原子氧辐射之后的泄漏率进行了研究. 实验结果见表 1.

从表 1 可以看出， O 型圈的压缩率和实验温度对 O 型圈的泄漏率都有很大影响，且 O 型圈的高温载荷衰减和原子氧辐射都使 O 型圈的泄漏率有所增加.

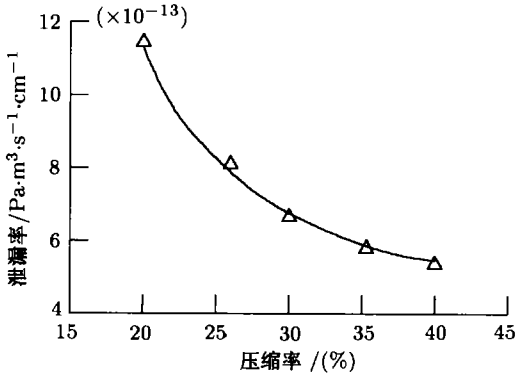


图 3　常温下 O 型圈的压缩率与泄漏率关系的实验曲线

Fig.3　A plot of leadage rate versus compression ratio of O-rings at normal temperature

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

表 1 不同实验条件下 O 型圈的泄漏率实验结果

压缩率 (%)	实验次序	实验温度 (°C)	泄漏率 (10^{-13}Pa·m^3·s^{-1}·cm^{-1}) O 型圈 104×7	O 型圈 146×7
30	1	25	6.50	6.70
	2	23	6.45	6.70
	3	100	17.52	17.56
	4	50	9.41	9.75
	5	29	6.60	6.67
	6[1)]	27	7.81	7.30
	7	24	6.27	6.39
	8[2)]	25	6.85	6.61
40	9	26	5.50	5.27
	10	50	8.73	8.62
	11	75	12.31	12.12
	12	100	15.12	14.13
	13	75	12.33	12.14
	14	50	8.81	8.86
	15	21	5.34	5.43
	16	-1	3.06	2.78
	17	-5	2.78	2.54
	18[3)]	23	5.53	5.42
19	19	25	11.82	13.81
	20	23	12.97	14.04
26	21	23	8.83	8.12
	22	22	8.97	8.13
36	23	25	5.65	5.84
	24[4)]	24	5.61	5.93

注: 1) 实验 1—6 所用 O 型圈相同, 实验 6 所用 O 型圈经历了原子氧辐射.

2) 实验 7 和 8 所用 O 型圈相同, 但实验 8 中 O 型圈 104×7 经过 940 h 、 100°C 高温的载荷衰减.

3) 实验 9—18 所用 O 型圈为一次装配重复实验

4) 实验 20 、实验 22 、实验 24 所用 O 型圈分别经历 285 h 、 427 h 、 1 470 h 的常温载荷衰减.

从表 1 可以看出, O 型圈的压缩率和实验温度对 O 型圈的泄漏率都有很大影响, 且 O 型圈的高温载荷衰减和原子氧辐射都使 O 型圈的泄漏率有所增加.

4.1 压缩率对 O 型圈泄漏率的影响

在常温下, O 型圈 104×7 的压缩率与泄漏率的关系如图 3 所示. 从图中可以看出, O 型圈泄漏率与压缩率之间是一双曲线关系, 随着压缩率的增大, 泄漏率减小, 但压缩率越大, 泄漏率的变化速度越小. 当压缩率为零时, O 型圈起不到密封作用, 泄漏率为无穷大; 而压缩率不可能达到 100%, O 型圈的密封也不可能达到零泄漏率.

空间密封为了获得尽可能小的泄漏率都采用大压缩率密封, 而从图 3 可以看出, 当 O 型圈的压缩率达到 40% 时, 压缩率对 O 型圈泄漏率的影响已不明显, 但 O 型圈压缩

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

率的增加势必导致密封法兰边刚度和重量的增加. 所以空间密封采用 30%—50% 的压缩率是比较合适的.

4.2　温度对 O 型圈泄漏率的影响

温度实验主要是在 40% 压缩率下进行的, 考虑到空间密封可能处于高低温度的循环之下 (在太阳照射下温度升高, 处于地球的阴影中时温度降低), 温度对泄漏率的影响实验也完成了一个温度循环, 即从常温到高温, 再从高温到常温, 再到低温, 最后又回到常温, 而整个实验过程 O 型圈都不重新装配. 这样不仅研究了泄漏率与温度的关系, 而且研究了高低温对 O 型圈的后效性影响. 从表 1 中可以看出, 在相同温度条件下, 经历高低温前后 O 型圈的泄漏率相差不大, 这说明 100°C 高温和 −5°C 低温范围内的温度循环对 O 型圈密封性能的重复性影响不大.

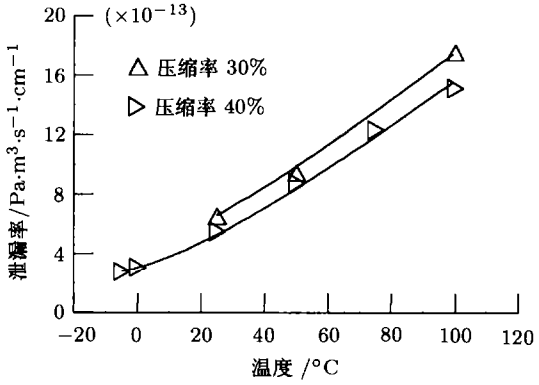


图 4　O 型圈的泄漏率与温度关系的实验曲线

Fig.4　A plot of leadage rate versus temperature of O-rings

图 4 为 O 型圈 104×7 的泄漏率与实验温度间的关系曲线. 从图中可以看出, 从常温开始, 在所实验的温度范围内, O 型圈的泄漏率随温度的升高而线性增大, 随温度的降低而减小, 但变化率越来越小. O 型圈在低温下的泄漏率比常温下小, 这说明此硅橡胶材料的低温性能比较好. 但是, 随着温度的降低, 橡胶材料会变得越来越脆, 并最终导致密封失效. 由此可知, 橡胶 O 型圈密封存在一个最低温度, 由于条件的限制, 实验没有达到所用硅橡胶材料的最低密封温度.

4.3　载荷衰减和原子氧辐射对 O 型圈泄漏率的影响

表 1 中实验 19 、 21 和 23 所用 O 型圈全部是新的 O 型圈, 而实验 20 、 22 、 24 所用 O 型圈分别与实验 19 、 21 、 23 相同, 但它们分别经过 285 h 、 427 h 、 1470 h 相应压缩率的常温载荷衰减. 从表中可以看出, 在压缩率大于 26% 时, 常温载荷衰减对 O 型圈的泄漏率的影响很小, 而压缩率为 19% 时, O 型圈经过 285 h 的常温载荷, 其泄漏率有所增加, 但增量不超过 10%. 而实验 8 所用 O 型圈 104×7 经过 940 h 、 100°C 高温的载荷衰减后在 30% 压缩率下的泄漏率增加了 9.3%, 这说明高温载荷衰减对 O 型圈泄漏率的影响比常温载荷衰减大, 同时也说明硅橡胶 863-3 材料的 O 型圈, 当其压缩率大于 30% 时, 100°C 高温的载荷衰减对其泄漏率影响不大.

表 1 中实验 6 所用 O 型圈在进行泄漏率实验之前经过了原子氧辐射, 原子氧辐射时

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

间和原子氧辐射前后 O 型圈的质量和泄漏率变化情况见表 2. 从表 2 可以看出, O 型圈经过原子氧辐射之后质量减小、泄漏率增加, 而泄漏率的增量大于高温载荷衰减导致的泄漏率增加量. 由此可知, 原子氧辐射对 O 型圈泄漏率的影响是比较大的, 所以空间密封应尽量减小原子氧对 O 型圈的辐射.

表 2 O 型圈经过原子氧辐射前后性能比较

	质量 (g)			泄漏率 (10^{-13}Pa·m^3·s^{-1}·cm^{-1})		
	辐射前	辐射后	增量	辐射前	辐射后	增量
O 型圈 104×7	13.83660	13.81910	−0.01750(0.126%)	6.60	7.81	1.21(18.3%)
O 型圈 146×7	19.74445	19.72230	−0.02215(0.112%)	6.67	7.30	0.63(9.4%)

注: 原子氧辐射时间为 10 h, 原子氧等效累积通量为 2.3×10^{20}/cm^2.

图 5 为新的 O 型圈、经过高温载荷衰减的 O 型圈和经过原子氧辐射的 O 型圈进行泄漏率实验时两道 O 型圈之间压力变化曲线比较. 由于它们的实验温度相同, 两道 O 型圈之间的体积相等, 所以压力变化速度反映了它们相对泄漏率的大小. 从图中可以看出, 经历原子氧辐射的 O 型圈, 其压力变化最快, 也说明了其泄漏率最大, 经历高温载荷衰减的 O 型圈的压力变化曲线则位于新的 O 型圈与经历原子氧辐射的 O 型圈之间.

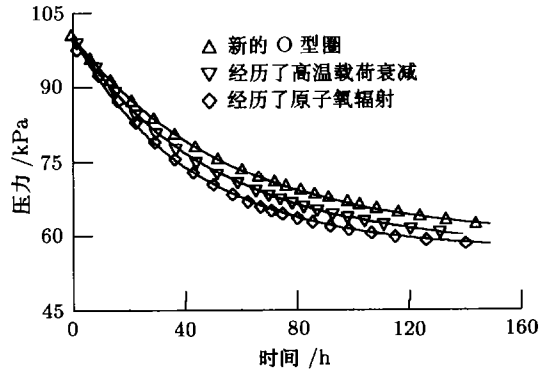


图 5 不同实验条件下两道 O 形圈间的压力变化曲线

Fig.5 The plot of the pressures between two O-rings as a function of time at different testing condition

5 结论

从以上对实验结果的分析可以得出以下结论:

(1) 在所实验的压缩率范围内 (19%—40%), O 型圈的泄漏率随其压缩率的增加而减小, 从 O 型圈的压缩率对泄漏率的影响角度考虑, 空间密封采用 30%—50% 的压缩率比较合适.

(2) 在所实验的温度范围内 (−5—100°C), O 型圈的泄漏率随温度的增加而增加, 在此温度范围内的温度循环对 O 型圈的后效性影响不大.

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

(3) 当压缩率大于 26% 时, O 型圈在常温下的载荷衰减对其泄漏率影响很小, 而在 100°C 高温下的载荷衰减使泄漏率有所增加, 增量小于 10%; 当压缩率小于 19% 时, 常温下的载荷衰减对 O 型圈的泄漏率有一定影响, 但增量也不超过 10%.

(4) 原子氧辐射使 O 型圈质量减小、泄漏率增加, 而对泄漏率的影响大于 100°C 高温载荷衰减的影响.

参　考　文　献

[1] Wensel R G, Metcalfe R. O-ring seal studies for space shuttle solid rocket booster joints. *Canadian Aeron. Space J.*, 1988, **34**(4):204—212

[2] Scott R S. Seal material selection, design and performance——advancements from the space shuttle booster redesign. AIAA 89-2774, 1989

[3] Lach C L. Effect of temperature and O-ring gland finish on sealing ability of Viton V747-75. NASA TP-3391, 1993

[4] Rodriguez P L, Markovitch R. Space station freedom seal leakage rate analysis and testing summary: Air leaks in ambient versus vacuum exit condition. NASA TM-103604, 1992

[5] Lemon D K *et al.* Technology evaluation for space station atmospheric leakage. PNL-7269, DE90 00784, 1990

[6] Trout, O F, Jr. An investigation of leakage of large-diameter O-ring seals on spacecraft air-lock hatches. NASA TN D-4394, 1968

EXPERIMENTAL REASEARCH ON LEAKAGE RATE OF SPACE SEAL WITH O-RING

WANG Guangzhen　JI Linhong　WEN Shizhu

(*Department of precision instruments, Tsinghua University, Beijing* 100084)

WANG Zhishan

(*College of mechanical engineering and automatization, Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

Abstract

Experimental research on leakage rate of silastic O-ring at simulative space environment is conducted to investigate the effect of compression ratio, temperature, load decay of O-ring and radialization of atomic oxygen on the leakage rate of O-ring. The results show that the leakage rate of O-ring decreases with the increase of compression ratio, increases with the rise of temperature, and it is affected by the load decay of O-ring and radialization of atomic oxygen at various degrees.

Key words　O-ring, Seal, Leakage rate

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com