

星载产品开机后的内部压力变化仿真研究

崔寓溟¹ 孙立臣^{1*} 窦仁超¹ 史纪军¹ 齐嘉东¹ 毕海林² 王文丙²
(1. 北京卫星环境工程研究所 北京 100094; 2. 合肥工业大学 机械工程学院 合肥 230009)

Numerical Simulation of Internal Pressure Changes in Space Borne Products after Startup

CUI Yuhao¹, SUN Lichen^{1*}, DOU Renchao¹, SHI Jijun¹, QI Jiadong¹, BI Hailin², WANG Wenbing²

(1. *Beijing Satellite Environmental Engineering Institute, Beijing 100094, China;*
2. *School of Mechanical Engineering, Hefei University of Technology, Hefei 230009, China*)

Abstract Pressure, as an important parameter for the startup and operation of high-power spaceborne products, can affect the damage and in orbit lifespan of the products. Due to the temperature rise of high-power products on board the satellite after startup, pressure rebound may occur during component deflation, posing a safety hazard to the product. This article starts with the study of the relationship between the diffusion concentration of gas inside the material and temperature changes. Based on the increase in material desorption gas caused by the temperature rise after the power supply of a certain space borne product is turned on, different baking temperatures, baking times, and scenarios are used as boundary conditions to calculate the internal pressure changes of the product before and after turning on under molecular flow conditions, and numerical simulations are conducted. This article provides a theoretical basis for predicting the pressure changes during startup operation and designing exhaust ports in the space environment of microsatellite products.

Keywords Vacuum degree, Spacecraft, Vacuum discharge, Pressure prediction

摘要 气体压力作为星载大功率产品开机运行的一个重要参数,会影响到产品的安全和在轨寿命。由于星载大功率产品开机后温度升高,部件放气会发生压力反弹现象,对产品安全带来隐患。文章从材料释气和内部气体扩散浓度随温度变化关系研究入手,基于某星载产品开机供电后温升引起的材料脱附气体增多,以烘烤温度,烘烤时长和静置的情景作为边界条件,计算了分子流状态下产品开机前后内部压力变化情况,并进行数值模拟。文章为星载产品空间环境下开机运行压力变化预估以及开机后是否存在安全隐患提供理论依据。

关键词 真空度 航天器 真空放电 压力预测

中图分类号: TB752 文献标识码: A doi: [10.13922/j.cnki.cjvst.202404010](https://doi.org/10.13922/j.cnki.cjvst.202404010)

由于存在残余气体、非金属材料放气现象,卫星入轨后,其产品内部通常具有一定压力。若没有在安全的压力范围内启动,会产生电弧或者放电,产品内部低气压放电将会导致设备工作性能下降、甚至烧毁,从而造成灾难性损失^[1-3]。压力高低是低气压放电和微放电的产生条件之一,随着星载产品朝着更大发射功率方向发展,对星载产品开机条件和时机的判断提出了更高要求。

空间星载产品启动过早会产生电弧放电;此时产品开机后仍有击穿风险。这是因为产品开机后,产品自身供电后功耗一部分转化为热能,导致温度升高,部件放气量随之增大,进而压力升高,因此尽管星载产品开机前压力处于安全区间,开机后的释气增多仍然对产品安全存在隐患。本研究意在通过数值计算研究星载产品开机后温度升高带来的压力变化情况,消除产品开机后发生放电带来的安

全风险和故障隐患, 希望避开真空放电气压区域, 确保产品安全运行, 并从理论上判断星载产品开机后的安全性。

1 星载部件模型

星上产品多种多样, 无法做通用化模型计算。本研究以某星星载产品为例进行研究, 对其开机后压力进行计算。其实物图如图 1 所示。

此星载产品特征参数如表 1 所示。



图1 星载产品外形图

Fig. 1 A space borne product outline drawing

表 1 星载产品特征参数

Tab. 1 Characteristic parameters of the space borne product

特征	参数
功率	15 W
金属材料	2A12、TC4
产品尺寸	42 cm×22 cm×20 cm
有机材料	线缆、印制板、GB414 等
放气口位置	侧壁、放气孔

本研究将基于此星载产品几何特征参数和发热功耗, 对其真空环境下内部真空度进行仿真计算, 对星载产品开机后箱内真空度进行数值计算, 判断产品开机后压力变化是否存在安全隐患。

2 数值仿真边界条件机理

2.1 温度对脱附吸附影响

产品表面上吸附气体分子的密度取决于单位时间碰撞到表面上的分子数 Γ , 吸附几率 s (粘附概率), 以及在表面上的平均停留时间 τ (或称吸附时间), 因此单位面积上的吸附量 σ_{ads} [4] 为:

$$\sigma_{\text{ads}} = \Gamma * s * \tau [\text{个}/\text{cm}^2] \quad (1)$$

其中 Γ 即碰撞频度, 与压强 p 成正比, 因此压力越低

(真空度越高), 碰撞频度 Γ 越小。平均停留时间 τ 根据气体分子和表面相互作用的不同性质和条件而有很大的差别。主要取决于吸附热 E_d 和温度 T 两个因素。弗兰克尔给出的理论公式[4]:

$$\tau = \tau_0 \exp(E_d/RT) \quad (2)$$

E_d 是解吸活化能, erg/mol; τ_0 是吸附分子垂直于表面的振动周期, 约为 10^{-13} s; R 是气体常数; T 是绝对温度。本研究基于此脱吸附模型。

2.2 材料内部吸附浓度

如图 2 所示, 由于固体内部吸附浓度与真空环境存在浓度梯度, 在内部吸附的气体分子会因浓度差运动至至表面, 在表面释放, 从而表现为真空腔室内的放气。

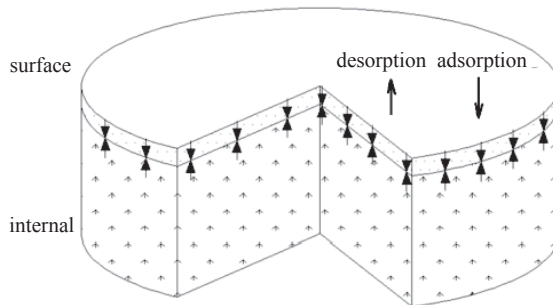


图2 高分子聚合物材料内部浓度

Fig. 2 Internal concentration of polymer materials

浓度方程[5] 为:

$$\frac{\partial c}{\partial t} = D \frac{\partial^2 c}{\partial x^2} \quad (3)$$

式中 D 为扩散系数, c 为浓度。此式称为菲克第二定律。其中的扩散系数由阿伦尼乌斯公式[6] 决定:

$$D(T) = D_0 \exp\left(-\frac{E_D}{kT}\right) \quad (4)$$

其中 E_D 是扩散能, k 是玻尔兹曼常数, T 是绝对温度, D_0 是扩散常数。

2.3 产品内部真空度推导

产品内部所在平衡态真空度计算公式[6] 如下:

$$p_1 = p_0 + Q_0/S_p \quad (5)$$

式中: p_1 为星内平衡态真空度; p_0 为空间环境真空度; Q_0 为内部气体负载 (材料放气、漏气等); S_p 为产品放气孔有效抽速;

星内气体负载 Q_0 的主要来源为卫星内部材料放气[7-8] (主要为: 印制板、硅橡胶、线缆)。有效抽速 S_p 可以转换为流导 U 。产品内部材料放气决定着产品内部真空度的走势[9]。因此考虑到不同部件、

不同材料放气特性,产品内部任意一时刻的压力 p_i 的整合公式为:

$$p_i = \frac{\sum Q_i d(t)}{\sum U_i} = \frac{\sum q_i \times A_i d(t)}{\sum U_i} = \frac{\sum \int_0^t f(T, c, E_d) \times A_i d(t)}{\sum U_i} \quad (6)$$

3 数值仿真模型验证

本示例星载产品在研制阶段,经历了真空环境下的性能测试试验^[10]。环境测试试验内容包括真空环境下静置、真空环境下开机以及开机后不同温度环境下产品性能测试。具体真空环境试验过程真实温度和内部真空度曲线如图3所示。

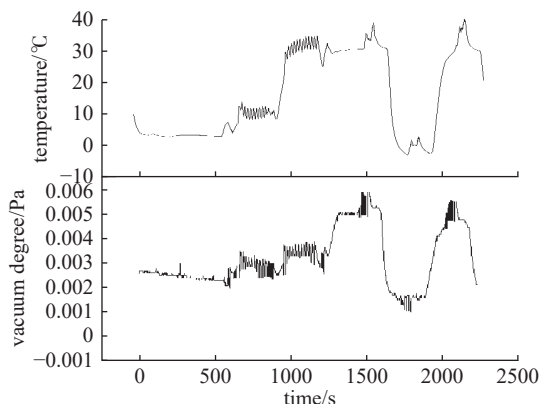


图3 产品真空试验开机温度和真空度对比试验数据

Fig. 3 Comparison of test data of product vacuum test startup temperature and vacuum degree

本研究首先建立本示例星载产品释气仿真模型,然后基于本研究脱附吸附和扩散浓度理论边界条件模型,代入真空试验全程温度测量数据,得到温度参数变化下的材料释气和内部浓度变化函数,通过 Matlab 编程,推导出此次真空试验过程中开机前后真空度变化情况。最后对试验真空度测量数据和真空度数值仿真结果进行比对,试验和仿真结果对比如图4所示。其中产品内部空间较为开阔,并且不存在较大温差,即内部压力较为均匀,无明显压力和温度梯度,研究选取内部温度测量点和压力测量点测量数据作为对比值。

仿真模拟结果显示,本示例温度参数变化下的材料释气和浓度变化函数及开机前后内部真空度仿真结果和实际测量结果趋势一致,并且数值相近度达到 87%,验证了数值模拟仿真边界条件模型的准确性。本文后续数值仿真将基于此仿真实论,对不同条件背景下产品开机后压力变化过程进行数值仿真。

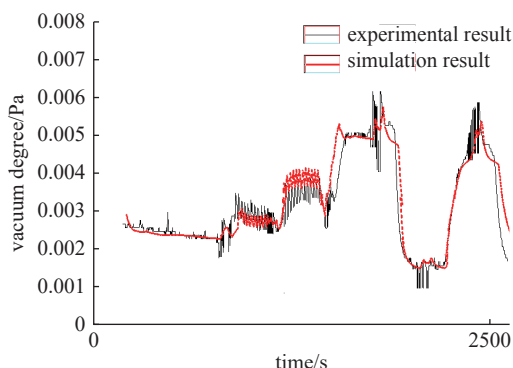


图4 产品真空试验试验数据和模拟结果对比

Fig. 4 Comparison of product vacuum test data and simulation results

4 不同工况背景开机压力变化

本章基于上述脱附吸附和浓度扩散仿真理论模型,以本示例的星载产品特征参数作为边界条件,对本示例星载产品不同条件背景下的开机过程进行数值仿真,意在获得不同条件下产品开机后的压力变化情况。其中,烘烤温度指烘烤期间真空环境的温度,每次烘烤结束后,冷却回温至 5°C,回温时间为 3 h,产品开机后产品功耗中转为热能功耗值为 15 W。

4.1 不同烘烤温度工况开机压力变化

对产品不同烘烤温度工况下开机压力变化过程进行仿真。烘烤条件分别为 15°C 烘烤 1 天, 20°C 烘烤 1 天, 25°C 烘烤 1 天, 30°C 烘烤 1 天。数值仿真结果如图5和表2所示。

结果显示,烘烤温度为 15°C 工况下,开机前产品内部真空度为 0.038 Pa,产品开机后压力升高至 0.06 Pa,开机后压力升高 0.022 Pa,相比于开机前的 0.038 Pa,开机后压力涨幅比为 58%;烘烤温度从 15°C

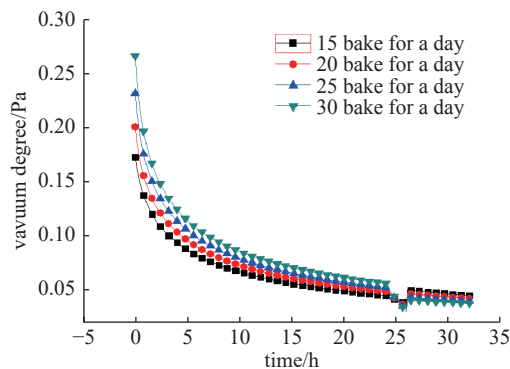


图5 不同烘烤温度工况开机仿真结果

Fig. 5 Simulation results of startup under different baking temperature conditions

表 2 不同烘烤温度工况开机仿真数据/Pa

Tab. 2 Simulation data of startup under different baking temperature conditions

工况	开机前压力	开机后压升	涨幅比 (%)
25℃ 烘烤 0.5 天	0.044	0.016	36
25℃ 烘烤 1 天	0.033	0.011	33
25℃ 烘烤 1.5 天	0.027	0.009	33
25℃ 烘烤 2 天	0.025	0.008	32

升高至 30℃, 烘烤温度越高, 产品开机后内部真空度压升越少, 开机前后压力变化绝对值越低; 开机后压升涨幅比逐渐降低。

烘烤温度从 15℃ 线性升高至 30℃ 过程中, 温度涨幅同样 5℃, 开机后压升变化情况逐渐减弱, 同时开机后涨幅比变化效果随温度升高而逐渐减弱。从烘烤 15℃ 增加 5℃ 变为烘烤 20℃, 开机压升变化效果变化 0.01 Pa, 到从 25℃ 增加 5℃ 变为烘烤 30℃, 开机压升变化效果随之变为 0.001 Pa, 烘烤温度的等值提升, 对开机后压升变化情况减弱。

4.2 不同烘烤时间工况开机压力变化

对不同烘烤时间产品开机后压力变化过程进行仿真。烘烤条件分别为 25℃ 烘烤 0.5 天, 25℃ 烘烤 1 天, 25℃ 烘烤 1.5 天, 25℃ 烘烤 2 天。数值仿真结果如图 6 和表 3 所示。

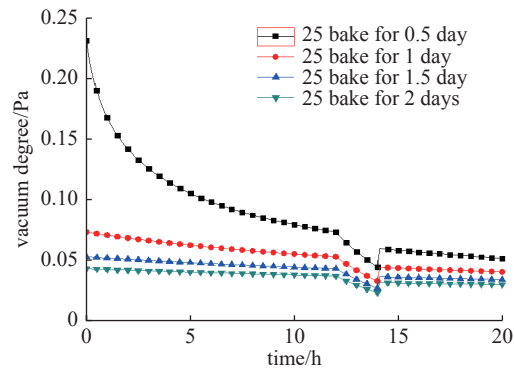


图6 不同烘烤时间工况开机仿真结果

Fig. 6 Simulation results of startup under different baking time conditions

结果显示, 同样烘烤温度, 烘烤时间越长, 产品开机后内部真空度压升越少, 开机前后压力变化绝对值越低; 开机后压升涨幅比相差并不大。

烘烤时长从 1 天增长至 2 天, 虽然开机后压力升高在 0.011 Pa 到 0.008 Pa 之间, 涨幅在 32% 到 33% 之间, 不同烘烤温度产品开机后的涨幅相差并不多, 但是伴随着烘烤时间的增多, 开机前的压力

表 3 不同烘烤温度工况开机仿真数据/Pa

Tab. 3 Simulation data of startup under different baking temperature conditions

工况	开机前压力	开机后压升	涨幅比 (%)
15℃ 烘烤 1 天	0.038	0.022	58
20℃ 烘烤 1 天	0.035	0.012	34
25℃ 烘烤 1 天	0.033	0.011	33
30℃ 烘烤 1 天	0.031	0.010	32

从 0.044 Pa 逐渐降低至 0.023 Pa, 开机前后产品内部压力降低效果明显, 确保产品更加安全。

4.3 不同开机时间工况下压力变化

对真空环境工况下, 产品不同开机时间内部压力变化进行仿真。烘烤条件分别为真空环境静置 3 天, 真空环境静置 6 天, 真空环境静置 9 天, 真空环境静置 12 天。数值仿真结果如图 7 和表 4 所示。

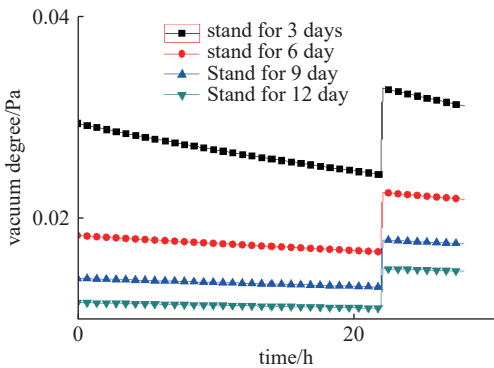


图7 不同开机时间工况下仿真结果

Fig. 7 Simulation results under different startup time conditions

表 4 不同烘烤温度工况开机仿真数据/Pa

Tab. 4 Simulation data of startup under different baking temperature conditions

工况	开机前压力	开机后压升	涨幅比 (%)
静置 3 天	0.024	0.009	37
静置 6 天	0.017	0.006	35
静置 9 天	0.013	0.005	38
静置 12 天	0.011	0.004	36

结果显示, 同样静置环境, 静置时间越长, 产品开机后内部真空度压升越少, 开机前后压力变化绝对值越低; 开机后压升涨幅大致相同。

静置时间越长, 开机前压力越低, 提高产品安全性, 不光如此, 静置时间延长后压力变化绝对值越低; 静置 3 天延迟至静置 12 天, 开机前压力从

0.024 Pa 降低至 0.011 Pa, 更加确保产品安全可靠。

5 总结

建立温度参数变化工况下材料释气模型和材料内部浓度扩散函数, 对某星载产品内部真空度进行数值模拟, 和试验结果比对进行理论模型验证。然后对不同工况背景下星载产品开机后的压力变化进行数值仿真, 意在预判开机后是否存在放电安全隐患。研究结果如下:

(1) 烘烤温度越高, 产品开机后内部真空度压升越少, 开机前后压力变化绝对值越低; 开机后压升涨幅比逐渐降低, 烘烤温度从 15℃ 升高至 30℃, 压升涨幅比从 58% 降至 32%;

(2) 同样烘烤温度, 烘烤时间越长, 产品开机后内部真空度压升越少, 开机前后压力变化绝对值越低, 开机后压升涨幅比相差并不大, 但烘烤时间增大可有效降低产品开机前内部压力, 烘烤 0.5 天增加至 2 天, 开机后压力 0.016 Pa 降低至 0.008 Pa;

(3) 静置时间越长, 开机前压力越低, 效果显著, 静置 3 天延迟至静置 12 天, 开机前压力从 0.024 Pa 降低至 0.011 Pa。静置时间延长后压力变化绝对值越低, 开机后压升涨幅比大致相同;

(4) 烘烤温度、烘烤时长、静置时间三个条件均对产品开机后压力变化具有影响, 因此产品开机时机选取, 需要根据不同使用条件采取不同开机前准备工作, 同时合理设计产品排气口尺寸。

参 考 文 献

- [1] Zhu J T, Liu C, Liu T X. The satellite vacuum bakeout test scheme with validation[J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2018, 35(1): 6 (朱剑涛, 刘晨, 刘天雄. 卫星真空烘烤试验方案及验证 [J]. *航天器环境工程*, 2018, 35(1): 6(in Chinese))
- [2] Sun Y W, Wang H X, Du C L, et al. Modelling and analysis of outgassing properties inside spacecraft in ground-simulation thermal test[J]. *Chinese journal vacuum science and technology*, 2019, 39(3): 6 (孙玉玮, 王洪兴, 杜春林, 等. 航天器热真空试验过程中星内气体压力变化研究 [J]. *真空科学与技术学报*, 2019, 39(3): 6(in Chinese))
- [3] Liu T X, Luo C, Zhu J T, et al. Failure mechanism and countermeasure of unit sensitive to molecular contamination in thermal vacuum test[J]. *Spacecraft engineering*, 2014, 23(1): 6 (刘天雄, 罗成, 朱剑涛, 等. 热真空试验中分子污染敏感单机的失效机理及对策 [J]. *航天器工程*, 2014, 23(1): 6(in Chinese))
- [4] Debor J H. The dynamic characteristics of adsorption[M]. Beijing: Science Press, 1964 (J H 德博尔. 吸附的动力学特性 [M]. 北京: 科学出版社, 1964(in Chinese))
- [5] Chen T, Li Y Z, Xu Z X, et al. Material outgassing amount and thermal conduction in vacuum thermal test[J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2006, 23(2): 103-106 (陈涛, 李玉忠, 许忠旭, 等. 真空热试验中材料放气的放气量及其导热问题 [J]. *航天器环境工程*, 2006, 23(2): 103-106(in Chinese))
- [6] DA Daoan. The design manual of vacuum third edition[M]. Beijing: National defence industry press, 2004: 1040.1083(达道安. 真空设计手册(第三版)[M]. 北京: 国防工业出版社, 2004: 1040.1083(in Chinese))
- [7] Bernhard Schläppi, Altwegg K, Balsiger H, et al. Characterization of the gaseous spacecraft environment of Rosetta by ROSINA[J]. 2011
- [8] Schläppi B, Altwegg K, Balsiger H, et al. Influence of spacecraft outgassing on the exploration of tenuous atmospheres with in situ mass spectrometry[J]. *Journal of Geophysical Research Space Physics*, 2010, 115(A12): 1648-1660
- [9] Ernst, Michael J. Vacuum pumpdown model for long outgassing tubes[J]. *Journal of Vacuum Science & Technology A Vacuum Surfaces & Films*, 1998, 12(2): 554-563
- [10] Xu Y X, Chen J M, Wang Y R. The software platform for analysis, test and evaluation of spacecraft vacuum thermal environment adaptability[J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2013(4): 5 (徐英学, 陈金明, 王奕荣. 航天器真空热环境适应性试验、分析及评价软件平台 [J]. *航天器环境工程*, 2013(4): 5(in Chinese))