

某火箭三子级剩余推进剂汽化研究

孙冰 方杰 张化照 张福忠

(北京航空航天大学 宇航学院)

(北京宇航系统工程研究所)

摘 要: 针对某火箭三子级剩余推进剂的汽化过程, 建立了一个零维的数学物理模型. 在给定太阳辐射角的工况下, 对贮箱中低温液体推进剂汽化时, 贮箱内气体温度和压力变化、贮箱内质量变化、进入贮箱的外界热流的变化及贮箱排放推力的变化等进行了数值计算, 并对贮箱保险活门排放推力对火箭在轨速度的极限影响作了简单分析. 计算结果可进一步用于该火箭三子级钝化技术的研究.

关键词: 传热; 钝化; 汽化; 数值模拟; 剩余推进剂

中图分类号: V 575. 1

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2003)05-0463-04

末级火箭在轨道上爆炸是空间碎片的主要来源之一. 据称, 至 1991 年 5 月, 全世界末级火箭在轨道上爆炸已达 129 次. 我国“长征四号”第 2 发末级火箭在其发射后 31 天于 1990 年 10 月 4 日也在轨道上爆炸解体, 形成 80 多块碎片^[1]. 因此, 耗尽或排空末级火箭的剩余推进剂和增压气体, 以消除爆炸源, 是降低空间碎片增长的重要措施之一. 与此相关的技术被称为运载末级的钝化(passivation)技术.

欧洲空间局的阿里安火箭自 V59 号飞行以后, 所有用于发射各种有效载荷的阿里安火箭都无例外地通过排气系统排放蒸汽的方案来排空剩余推进剂^[2]. 美国的土星 V 的 S-IVB 级火箭是在贮箱增压压力的作用下通过发动机燃烧室先后分别排放剩余液体推进剂; 德尔塔上面级火箭则在释放有效载荷后, 先进行一次小的机动变轨, 然后以正常工况将剩余推进剂燃烧排尽; 而使用常规推进剂的上面级火箭“阿金纳”采用的则是通过发动机排空管排放剩余推进剂的方案. 日本的 H-1 和 H-2 火箭的末级在完成与有效载荷分离之后, 发动机泵不工作, 仅依靠贮箱压力输送剩余推进剂点火燃尽^[3].

而目前, 我国关于中高地球轨道运载火箭末级的剩余推进剂排放技术已日趋成熟; 长征四号运载火箭末级也增设了排放系统, 在星箭分离之后, 排放系统将剩余的液体推进剂和高压气体排空^[4].

1 研究对象

某火箭三子级工作结束、星箭分离后, 其剩余推进剂和增压气体的一种设计排放方案为: 火箭在轨道上无动力运行期间, 贮箱内的液氢液氧因吸收外界的热量而汽化, 导致贮箱压力上升至氢氧保险活门开启压力, 气态推进剂和增压气体经由排气管而排出贮箱. 图 1 为某火箭三子级箱体的结构简图.

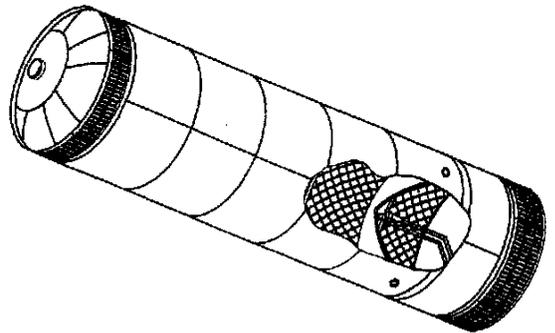


图 1 某火箭三子级箱体的结构简图

本文以某火箭三子级贮箱内的剩余推进剂和增压气体(液氢箱中为氢气、液氧箱中为氧气)为研究对象, 分析了贮箱内的液态推进剂吸热汽化、压力上升后, 氢气、氧气及增压气体分别经氢氧保险活门排出的过程, 给出了问题的基本假设, 建立了一个零维的数学物理模型. 通过研究, 在给定太阳辐射角的工况下, 对贮箱中低温液体汽化、贮箱内气体温度和压力变化、贮箱内质量变化、进入贮箱的外界热流的变化及贮箱保险活门排放流体时

产生推力的变化等进行了数值计算,得到了相应参数随时间的变化曲线,最后还对贮箱保险活门排放推力对火箭在轨速度的可能影响作了简单分析.

2 模型与控制方程

为了简化问题,给定如下的基本假设:

- 1) 在推进剂的气态和液态及增压气体中均不存在温度梯度,忽略对流传热;
- 2) 贮箱中气态推进剂的温度与绝热层内壁的温度始终相同;
- 3) 推进剂相变的速率为无穷大;
- 4) 忽略液氧箱中的增压气体氦气与汽化生成的氧气之间的能量交换;
- 5) 贮箱在轨道上始终保持同一太阳辐射角和稳定自旋的状态;
- 6) 计算假定的参考轨道周期 τ_0 约为 10^5 s, 而地影时间 τ_e 约为 10^3 s, 受晒因子接近 1, 所以只研究火箭在朝阳面的运行状况.

2.1 辐射模型^[5]

推进剂贮箱在空间运转时,与空间环境交换的辐射能由如下 3 部分组成:

- 1) 贮箱的对外热辐射能 $E_s = \varepsilon_s \sigma A_s T_s^4$. 式中, ε_s 表示贮箱外表面的辐射系数; σ 表示黑体辐射常数; A_s 表示贮箱的外表面积; T_s 表示贮箱的外表面平均温度.
- 2) 宇宙空间的背景辐射能 $E_u = \sigma A_s T_u^4$. 宇宙空间是理想的绝对黑体,具有 $T_u = 3$ K 的背景辐射.
- 3) 太阳对贮箱的辐射能 $E_e = \alpha q_e A_e$. 式中, α 表示贮箱外表面的吸收系数; q_e 表示单位能流(对于太阳为 $(1367 \pm 1.6) \text{ W/m}^2$); A_e 表示太阳对贮箱的有效辐射面积.

2.2 导热模型^[6]

考虑到贮箱壁的导热系数较大,可将其视为与气态推进剂温度相同的等温体.

绝热层和共底的厚度远小于其表面积,故都可视为平板导热, $q = \frac{\lambda \Delta T}{\delta}$. 式中, λ 取为内外侧温度的平均值的对应值.

箱体和绝热层的质量及比热值较大,所以还需考虑其吸放热量 $Q_w = mc_p \frac{\Delta T}{\Delta \tau}$. 式中, ΔT 对应于 $\Delta \tau$ 时间内的温度变化值.

2.3 相变模型

假定传给推进剂的能量均先用于其液态部分的升温和相变. 相变后的低温气体与增压气体混合,形成新的平衡温度. 在混合过程中,气态部分总内能和体积不变,混合速率为无穷大.

当传给推进剂的净能量为负值时,气态推进剂的温度下降,放出能量,直至发生相变,凝结出液态推进剂.

2.4 排放模型

贮箱内压力达到开启压力时,保险活门打开,剩余推进剂和增压气体同时排出贮箱. 排放过程中,假设气态推进剂和增压气体始终保持混合均质状态.

通过活门的排放过程仅仅是减少推进剂质量,忽略其传热效应;并且活门流量不受限制,故排放时贮箱内压力不再上升.

假定排放过程无粘绝热,则排放推力 $F = \dot{m} u = \frac{\dot{m} v^2}{\Delta \tau}$, 产生冲量 $I = F \Delta \tau$, $\Delta \tau$ 对应于产生排放推力的总时间.

根据冲量定理,有 $I = M \Delta v$, 式中, M 表示三级火箭的结构质量;通过计算 Δv 可以粗略估计 F 对火箭在轨速度的极限影响.

2.5 控制方程

1) 壁面的能量守恒方程

$$M c_p \frac{\Delta T}{\Delta \tau} = E_e + E_u - E_s - (Q - Q') \quad (1)$$

式中, Q 表示通过箱壁传给推进剂的净能量; Q' 表示氢、氧贮箱之间通过共底的传热量,其余符号含义同前. 根据热流量守恒,对于箱壁导热,有

$$Q - Q' = \frac{\lambda \Delta T}{\delta} A.$$

2) 推进剂的状态方程^[7]

采用修正的 BWR 状态方程:

$$P = f(\rho, T) \quad (2)$$

式中, P/MPa 为压力; $\rho/(\text{mol} \cdot \text{L}^{-1})$ 为密度; T/K 为温度.

3) 若干补充方程

贮箱内体积守恒:

$$V = V_{\text{gas}} + V_{\text{liq}} \quad (3)$$

式中, V 表示推进剂贮箱体积, V_{gas} 表示气态推进剂和增压气体的体积, V_{liq} 表示液态推进剂的体积.

微重力环境中,推进剂贮箱内的气态和液态的压力相等:

$$P_{\text{gas}} = P_{\text{liq}} \quad (4)$$

贮箱内气态部分的温度与绝热层内壁的温度相等:

$$T_{\text{gas}} = T_{\text{wi}} \quad (5)$$

氧贮箱内, 氧气和氦气的温度相等:

$$T_{\text{O}_2} = T_{\text{He}} \quad (6)$$

3 结果分析

约定液氢箱前底正向阳光时, 太阳辐射角为 0° ; 液氧箱后底正向阳光时, 太阳辐射角为 180° .

本文计算了太阳辐射角在 $0^\circ \sim 180^\circ$ 范围内, 氢贮箱和氧贮箱由星箭分离时刻到进入贮箱的热量均为零(即贮箱内达到能量守恒)时刻, 各参数随时间的变化曲线(计算时间步长为 60s). 下面以太阳辐射角为 90° 的若干计算结果进行说明.

图2表示了贮箱内气体 P, T 随时间 t 的变化过程. 其中 P 曲线的波动是由于保险活门的开、关压力不同造成的. 图2中, P_{H} 表示氢贮箱内

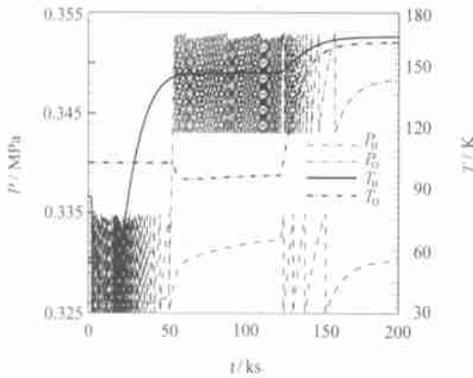


图2 贮箱内气体 P, T 随 t 的变化曲线

气体压力, P_{O} 表示氧贮箱内气体压力, T_{H} 表示氢贮箱内气体温度, T_{O} 表示氧贮箱内气体温度. 图3表示了贮箱内液体、气体质量 m 变化过程. 图3中曲线的变化反映了汽化、排放及其相互间的耦合等工况. 其中, m_{H_g} 表示氢贮箱内气体质量, m_{H_l} 表示氢贮箱内液体质量, m_{O_g} 表示氧贮箱内气体质量, m_{O_l} 表示氧贮箱内液体质量. 图4表示了进入贮箱的外界热流 q 的变化过程. 由图4可知, 进入氢、氧贮箱的 q 均为零的时间为 197760s. 图4中, q_{H} 表示进入氢贮箱的热流, q_{O} 表示进入氧贮箱的热流. 图5表示了贮箱保险活门排放推进剂时产生 F 的变化过程. 氢、氧贮箱的相对集中排放有时间差, 但因为脉冲式排放的流量小, 所以也存在同时少量排放的若干时刻. 图5中, F_{H} 表示氢贮箱的排放推力, F_{O} 表示氧贮箱的排放推力.

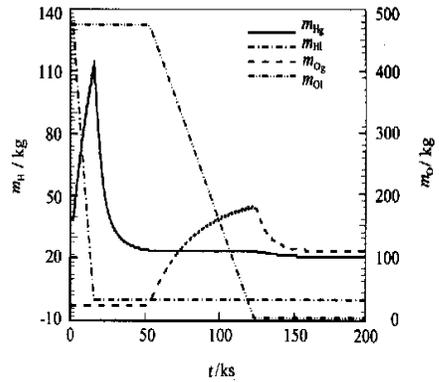


图3 贮箱内气、液体 m 随 t 的变化曲线

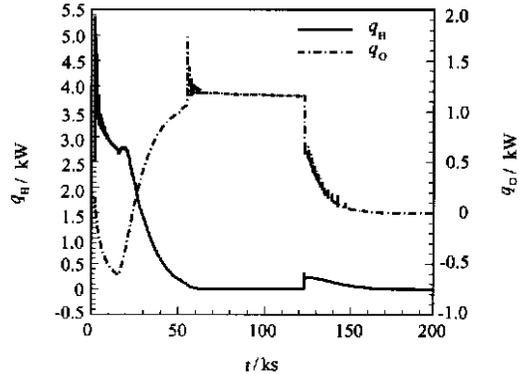


图4 进入贮箱的 q 随 t 的变化曲线

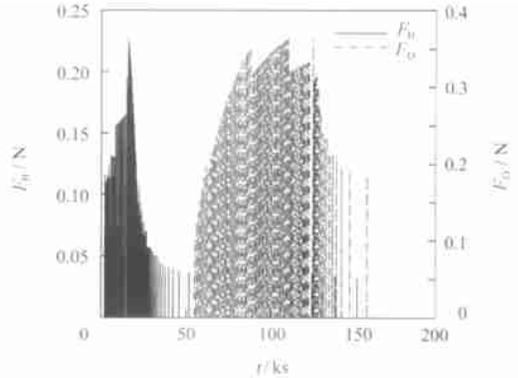


图5 贮箱 F 随 t 的变化曲线

根据计算, 氢贮箱排放时的 I 为 $6744\text{N}\cdot\text{s}$, 对火箭在轨速度的极限影响约为 1.985m/s . 氧贮箱排放时的 I 为 $5898\text{N}\cdot\text{s}$, 对火箭在轨速度的影响约为 1.736m/s .

在 $0^\circ \sim 180^\circ$ 范围内, 贮箱状态变化时刻随太阳辐射角的变化曲线如图6、图7所示. 图6中, T_{T} 表示氢贮箱内出现相变的时刻, T_{E} 表示氢贮箱开始排放的时刻, T_{D} 表示液氢完全相变的时刻. 图7中, T_{T} 表示氧贮箱内出现相变的时刻, T_{E} 表示氧贮箱开始排放的时刻, T_{D} 表示液氧完全相变的时刻. 由图分析可得氢贮箱的最优辐射角(相应的排放时间最短)约为 70° , 氧贮箱的最优辐射角约为 120° .

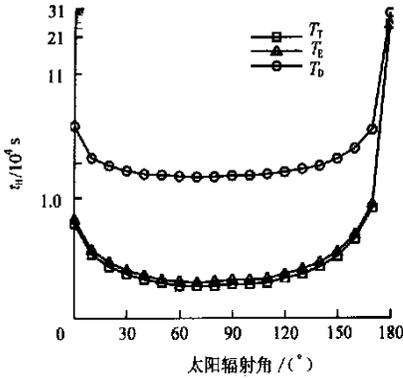


图6 氢贮箱状态变化时刻随太阳辐射角的变化

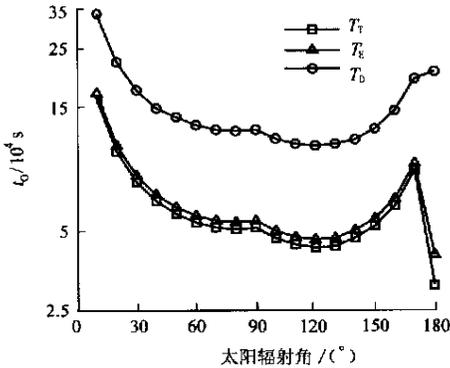


图7 氧贮箱状态变化时刻随太阳辐射角的变化

4 结论

1) 根据粗略估计, 通过活门排放气态推进剂和增压气体时, 火箭在轨速度的变化很小, 因而排放推力对火箭轨道几乎没有影响; 考虑到此种排放方式对已有火箭结构的影响也很小, 所以方案具有工程可行性。

2) 太阳辐射角越靠近最优辐射角(有效辐射

面积越大), 贮箱排放的推力和冲量也越大, 而相应的排放时间则越短。

3) 本文未考虑贮箱在地球阴影区的变化, 但从结果来看, 并无实质影响, 只是相关时刻会有所滞后。

参考文献 (References)

- [1] 廖少英. 低重力状态下末级火箭剩余推进剂空间排放干扰分析[J]. 上海航天, 1995, 12(4): 13~ 18
Liao Shaoyin. Analysis on interference of space emission of remainder propellant within final-stage rocket in the status of lower gravity[J]. Aerospace Shanghai, 1995, 12(4): 13~ 18 (in Chinese)
- [2] Borna C, Naumann W. ARIANE debris mitigation measures — past and future [J]. Acta Astronautica, 1997, 40(8): 275~ 282
- [3] 廖少英. 剩余推进剂排放系统研究[J]. 中国空间科学技术, 2001, 21(1): 45~ 51
Liao Shaoyin. Research of the residual propellant dumping system [J]. Chinese Space Science and Technology, 2001, 21(1): 45~ 51 (in Chinese)
- [4] 朱毅麟. 空间碎片的缓减[J]. 中国航天, 1999, 25(2): 3~ 4
Zhu Yilin. Space debris mitigation [J]. Space China, 1999, 25(2): 3~ 4 (in Chinese)
- [5] 闵桂荣. 卫星热控制技术[M]. 北京: 宇航出版社, 1991
Min Guirong. Thermal control techniques of satellite [M]. Beijing: Astronautics Press, 1991 (in Chinese)
- [6] 杨世铨, 陶文铨. 传热学[M]. 第三版. 北京: 高等教育出版社, 1998
Yang Shiming, Tao Wenquan. Heat transfer [M]. 3rd edit. Beijing: Higher Education Press, 1998 (in Chinese)
- [7] 沈维道, 蒋智敏, 童钧耕. 工程热力学[M]. 第三版. 北京: 高等教育出版社, 2001
Shen Weidao, Jiang Zhimin, Tong Jungeng. Engineering thermodynamics [M]. 3rd edit. Beijing: Higher Education Press, 2001 (in Chinese)

Study on Residual Propellant Vaporized in Tank of Some Launch Vehicle Third Stage

Sun Bing Fang Jie

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

Zhang Huazhao Zhang Fuzhong

(Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering)

Abstract: A zero-dimensional model was proposed to study on residual propellant vaporized in tank of some launch vehicle third stage. The assumptions used in the model and equations were given. By simulating the vaporization of cryogenic propellant under given solar radiation angle, the variation of gas temperature, pressure and mass in tank, as well as ingoing heat flow and exhaust thrust, were calculated. A brief analysis of the rocket velocity change due to exhaust thrust shows the influence is inconsiderable, and the numerical results might be useful to study the passivation technology of the launch vehicle further.

Key words: heat transfer; passivation; vaporization; numerical simulation; residual propellant