

轴向过载突降对贮箱推进剂晃动影响的数值研究

张富发^{1,2} 周炳红¹ 孙志斌^{1,2} 朱志强³

1(中国科学院国家空间科学中心 北京 100190)

2(中国科学院大学 北京 100049)

3(中国科学院力学研究所 北京 100190)

摘要 液体运载火箭主发动机关机过程中, 贮箱内轴向过载迅速衰减至零, 可能导致贮箱内推进剂晃动幅值放大, 从而对火箭飞行姿态带来巨大影响。本文建立了轴向过载突降下贮箱推进剂晃动三维数值模型, 系统分析了推进剂在不同初始晃动相位的流动响应差异。研究发现, 在轴向过载快速衰减后, 推进剂在惯性作用下沿贮箱壁面快速爬升, 并可能上冲至贮箱顶部, 且初始晃动相位对晃动响应具有显著影响。轴向过载减小至零瞬间的推进剂残余晃动动能是决定后续推进剂流型的关键因素, 存在一个最优的关机相位, 使得进入微重力滑行段时的晃动动能最小。研究结果可为发动机关机时序设计与推进剂管理策略优化提供参考。

关键词 轴向过载突降, 推进剂晃动, 初始晃动相位, 晃动动能, 数值模拟
中图分类号 V511

Numerical Study of Propellant Sloshing Response in a Tank Subjected to a Sudden Drop in Axial Acceleration

ZHANG Fufa^{1,2} ZHOU Binghong¹ SUN Zhibin^{1,2} ZHU Zhiqiang³

1 (National Space Science Center, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190)

2 (University of the Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049)

3 (Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190)

Abstract During the main-engine shutdown process of a liquid launch vehicle, the axial acceleration developed within the liquid propellant tank rapidly decays to zero within a very short duration of time. This transient process can potentially induce an amplification in the propellant sloshing amplitude contained inside the tank, thereby exerting a significant impact on the overall flight attitude stability of the launch vehicle. In this study, a three-dimensional, two-phase numerical simulation model is established to evaluate the propellant sloshing behavior inside the propellant tank under a sudden drop in axial acceleration. Based upon this established numerical

* 北京市自然科学基金资助项目 (L241004), 中国科学院空间科学(二期)战略性先导科技专项 (XDA15017902)

投稿日期: 2025. 12. 18

framework, the distinct differences and characteristics of the fluid flow responses associated with different initial sloshing phases at the exact temporal onset of acceleration decay are systematically analyzed. The numerical simulation results indicate that, following the rapid decay of axial acceleration, the liquid propellant climbs rapidly along the interior tank wall driven by fluid inertia, and exhibits a clear tendency to surge upward to the top section of the tank. Furthermore, the initial sloshing phase is found to exert a highly significant and direct influence on the subsequent dynamic sloshing response of the propellant. Crucially, the residual sloshing kinetic energy of the propellant at the exact instant when the axial acceleration decreases to zero is identified as the key factor governing and determining the subsequent propellant flow pattern and gas-liquid interface evolution. The comprehensive analysis clearly demonstrates that there exists an optimal phase for the engine shutdown sequence. By implementing the shutdown at this specific phase, the remaining residual sloshing kinetic energy upon entering the subsequent microgravity coasting phase can be effectively minimized. In conclusion, the quantitative results and physical insights obtained from this research can provide a useful reference for the precise timing design of main-engine shutdown sequences as well as the optimization of propellant management strategies during the microgravity phase.

Key words axial acceleration drop, Propellant sloshing, Initial sloshing phase, Sloshing kinetic energy, Numerical simulation

0 引言

随着航天技术的快速发展, 航天器向着高可靠性、低成本、可重复使用方向不断发展。液体运载火箭凭借推力可调、高比冲等优势, 被广泛使用。在一子级回收复用以及上面级滑行段, 主发动机通常需要多次关机与再起动。为保证发动机能够正常起动, 必须在点火前确保贮箱内推进剂处于沉底状态^[1]。然而在飞行过程中, 箭体受到横向扰动、结构振动以及发动机摆角等因素影响, 贮箱内推进剂会产生明显晃动, 从而影响发动机的可靠再起动。尤其是当主发动机关机时, 推力在极短时间内降为零, 轴向过载由数倍重力快速下降并进入微重力环境, 推进剂在惯性作用下容易出现晃动放大、漂浮等现象^[2], 甚至会对火箭飞行姿态稳定和发动机起动带来灾难性影响, 需要针对性开展推进剂管理。常见的推进剂管理方案有: 安装防晃挡板抑制推进剂晃动、以及采用连续沉底和脉冲式沉底等^[3]。针对关机后轴向过载突降所带来的隐患, 若能在主发动机关机后有效降低贮箱内推进剂的残余晃动动能, 将从源头上有效减小晃动的影响。

TOOLE 等^[4]通过缩比实验研究了液体在轴向过载突降条件下的动力学行为。结果发现, 轴向过载突降会导致气液界面剧烈变化, 液体质心发生偏移, 并引发显著的晃动振荡; 同时, 在低重力条件下, 液体的晃动周期明显延长。然而在实际飞行过程中, 发动机关机往往存在关机后效, 轴向过载通常在数秒内衰减至零。与理想情况相比, 实际过载衰减过程中推进剂的晃动响应更为复杂, 尤其是不同初始晃动相位对后续晃动幅值的影响机理尚不清晰。近年来, 变过载条件下推进剂动力学行为方面的相关研究受到广泛关注。李轲等^[5]研究了液氧贮箱在轴向过载衰减条件下的流体晃动与压力瞬变特性, 指出横向过载会引发液氧大幅晃动。孙永婧等^[2]分析了发动机关机阶段横向过载与轴向过载变化对贮箱内液体晃动的影响, 认为横向扰动会显著放大推进剂晃动幅值。Zheng 等^[6]研究了滑行段液氢贮箱的推进剂晃动与沉

底特性,指出发动机关机后轴向过载突变会诱发严重晃动。张凯强等^[7]对液体火箭级间分离过程中上面级贮箱推进剂晃动进行了数值研究,发现一级关机段轴向过载突降会放大液体晃动。严天等^[8]研究了变过载条件下液面重构及流体响应规律,结果表明,经历变过载后,初始倾斜液面会重新调整并逐步达到新的平衡状态。岳莉等^[9]研究了轴向负过载和横向过载作用下推进剂晃动及质心变化规律,指出过载强度会显著影响贮箱内气液界面演化和流体响应。郭松源等^[10]研究了多孔板贮箱在变过载条件下增压输运过程中液体分布、界面弯曲及热-质传递特性,发现过载变化过程中不同高度液体经过多孔板会造成界面弯曲。曹庆泰等^[11]研究了不同负过载下液氧流动与气体下潜特性,结果表明,负过载会显著影响贮箱内气液界面演化并使液氧离开贮箱底部。容易等^[12]研究了垂直起降运载火箭返回段复杂干扰作用下低温流体行为特性,获得推进剂形态、贮箱压力、推进剂温度及蒸发量等变化规律。张萌等^[13]研究了可重复使用火箭再入返回过程中轴向负过载和横向过载对低温贮箱内流体行为的影响,指出变过载会显著改变贮箱内气液分布和界面演化,并加剧气液掺混过程。Hartwig等^[14]和 Varghese 等^[15]研究了变重力条件下低温推进剂贮箱内液氮的流动行为,分析了重力水平变化对贮箱内液体分布、界面演化及排出过程的影响。结果表明,重力水平变化会显著改变贮箱内推进剂的流动状态及排出特性。

现有研究对变过载条件下贮箱内推进剂的流动响应及推进剂管理问题进行了较多探讨,但针对主发动机关机过程中轴向过载快速衰减条件下,推进剂初始晃动相位对后续晃动的影响及其机理,尚不清晰。本文以液氧贮箱为研究对象,建立三维数值模型,开展轴向过载突降条件下推进剂晃动响应研究。分析不同初始晃动相位下推进剂流动行为、推进剂质心及晃动动能的变化规律,揭示初始晃动相位对推进剂晃动幅值的影响规律,为液体火箭发动机关机阶段贮箱内推进剂晃动响应分析及后续推进剂管理提供参考。

1 物理模型

本文以三维椭球底圆柱贮箱的推进剂晃动行为为研究对象,推进剂工质为液氧和自生氧气。贮箱结构如图 1 所示,贮箱半径为 1.9 m,圆柱段高 11 m,前、后椭球底高 1.3 m。为提高计算效率,采用结构化网格,网格最小正交质量为 0.4,满足计算对网格的要求。

从工程迭代角度对贮箱几何结构进行优化,忽略液氧输送管、增压入口等部件以及内部挡板的影响。

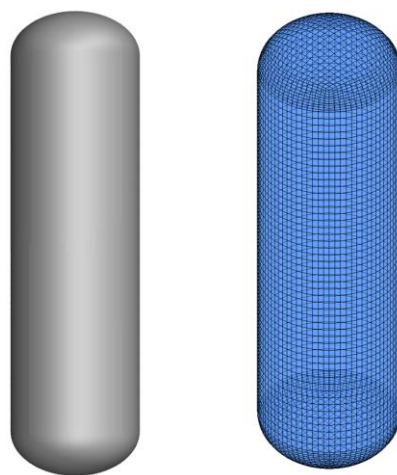


图 1 贮箱结构与网格划分

Fig. 1 Tank structure and meshing

2 计算模型

2.1 数学模型与控制方程

因为本文重点关注推进剂在瞬时过载变化影响下的动力学行为,流动时间尺度远小于热力学时间尺度,故不考虑热力学效应。数值计算采用欧拉法描述流体运动,选用箭体坐标系,控制方程由连续方程和动量方程构成。

连续方程:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v}) = 0 \quad (1)$$

式中: ρ 为流体密度, t 为时间, $\mathbf{v}$ 为流体速度。

动量方程:

$$\frac{\partial(\rho \mathbf{v})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} \mathbf{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot [\mu(\nabla \mathbf{v} + (\nabla \mathbf{v})^T)] + \rho \mathbf{a} + \mathbf{F}_{\text{vol}} \quad (2)$$

式中: p 为静压, μ 为动力粘度, $\mathbf{a}$ 为推进剂在箭体坐标系中的等效加速度, $\rho \mathbf{a}$ 为对应的体积力源项, $\mathbf{F}_{\text{vol}}$ 为表面张力源项。本文所称轴向过载变化在数值模型中通过轴向加速度进行表征。

由于贮箱内推进剂为气-液两相流,且存在严格的气液界面,因此采用 VOF 方法^[16]对气液界面进行追踪。该方法通过求解各相的体积分数来确定气液界面位置,其表达式为:

$$\frac{\partial \alpha_i}{\partial t} + \mathbf{v} \cdot \nabla(\alpha_i) = 0 \quad (3)$$

式中: α_i 为第 i 相的体积分数,当 α_i 为 0 或 1 时,计算单元内为纯气相或纯液相;当 $0 < \alpha_i < 1$ 时,计算单元内存在气液界面。

混合密度与混合动力粘度通过体积分数加权计算,分别为:

$$\rho = \alpha_1 \rho_1 + \alpha_2 \rho_2 \quad (4)$$

$$\mu = \alpha_1 \mu_1 + \alpha_2 \mu_2 \quad (5)$$

式中: ρ_1 , ρ_2 分别为两相的密度, μ_1 , μ_2 分别为两相的动力粘度。

在微重力工况下,表面张力作用对气液界面演化具有重要影响。本文采用连续表面张力模型(CSF)^[17],将气液界面处的表面张力以体积力的形式引入动量方程,表达式为:

$$\mathbf{F}_{\text{vol}} = \sigma \frac{\alpha_1 \rho_1 \kappa_1 \nabla \alpha_1 + \alpha_2 \rho_2 \kappa_2 \nabla \alpha_2}{\frac{1}{2}(\rho_1 + \rho_2)} \quad (6)$$

$$\kappa_1 = \frac{\nabla \alpha_1}{|\nabla \alpha_1|}, \kappa_2 = \frac{\nabla \alpha_2}{|\nabla \alpha_2|} \quad (7)$$

式中: $\mathbf{F}_{\text{vol}}$ 为表面张力源项, σ 为两相间的表面张力系数, κ_1 、 κ_2 为界面曲率。

推进剂晃动动能是指贮箱内推进剂在晃动过程中所具有的总动能,用于表征气液界面的振荡强度及液体流动特性,表达式为:

$$E_k = \int_{V_l} \frac{1}{2} \rho \mathbf{v}^2 dV \quad (8)$$

式中: V_l 为推进剂所占据的体积。

2.2 模型设置

在对推进剂晃动响应过程模拟时,对流项采用二阶迎风格式进行离散,压力项采用

PRESTO!进行插值，体积分数采用 Compressive 离散格式。压力-速度耦合采用 PISO 算法求解。湍流模型选用 RNG k- ϵ ，近壁面区域通过标准壁面函数处理，固体壁面设置为无滑移边界条件。时间项采用二阶隐式格式，时间步长（ Δt ）取 0.001 s，当推进剂晃动最剧烈时最大流速约为 3 m/s、局部最小网格尺寸（ Δx ）约为 0.01 m，计算得到最大库朗数（ $CFL=\frac{v\Delta t}{\Delta x}$ ）为 0.3，所选时间步长满足计算稳定性和收敛性要求。

2.3 计算工况

图 2 给出了轴向加速度变化曲线，初始阶段轴向加速度为 40 m/s² 约为 4g；随后在不同工况下，自 $t_n(n=1,2,\dots,6)$ 时刻开始线性衰减，并于 $t_n+1.5$ s 减小至 0，其中 1.5 s 为火箭发动机关机后效时长；此后为微重力阶段。由此，整个计算过程可分为恒定加速度阶段、加速度衰减阶段和微重力阶段。

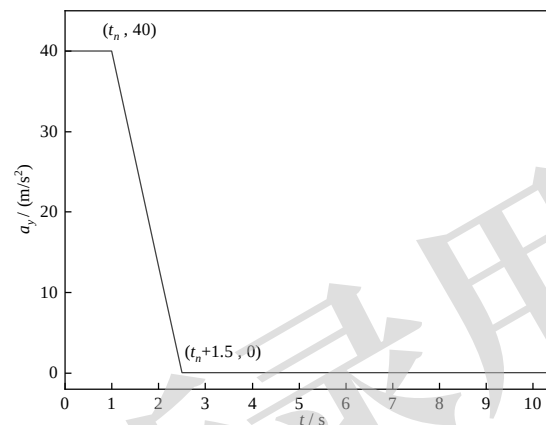


图 2 轴向加速度变化曲线

Fig. 2 Time history of axial acceleration

贮箱充液率为 50%，液面高度为 6.8 m，气枕压力取 0.4 MPa。液氧和氧气的温度分别取 90.15 K 和 298.15 K，相关物性参数如表 1 所示。为考虑外部扰动影响，将初始自由液面设为 10° 倾角，随后在恒定轴向加速度作用下，推进剂逐渐形成一阶周期性晃动^[18]。

表 1 液氧和氧气的物性参数

Table 1 Physical properties of liquid oxygen and oxygen

材料	密度/(kg/m ³)	动力粘度/(Pa·s)
液氧	1142.0	1.9038×10^{-4}
氧气	5.1765	2.0615×10^{-5}

为选取不同工况的推进剂初始晃动相位，采用圆柱形贮箱内液体一阶晃动周期理论解^[19]计算晃动周期，本文将加速度衰减开始时推进剂所处的晃动相位定义为初始晃动相位。

$$T = \frac{2\pi}{\omega} \quad (9)$$

$$\omega = \sqrt{a_y k \tanh(kh)} \quad (10)$$

式中： ω 为晃动频率， h 为液体高度， a_y 为轴向加速度， k 为波数，近似为 $1.841/R$ ， R 为贮箱半径。对于本文所研究的工况（ $R=1.9$ m， $h=6.8$ m），计算得到一阶晃动周期为 $T=1.01$ s，约为 1 s。数值模拟得到的晃动周期跟上述理论计算结果一致。

本文重点研究轴向过载突降下不同初始晃动相位对推进剂晃动幅值的影响规律。首先对推进剂在恒定轴向加速度作用下约一个周期内的晃动过程进行数值模拟，再通过改变加速度

衰减的开始时刻，得到不同工况的推进剂初始晃动相位。具体而言，加速度衰减开始时刻分别为 1.00 s、1.05 s、1.10 s、1.15 s、1.20 s 和 1.25 s，分别对应六组计算工况。结合图 3 可知，各工况对应的初始晃动相位角分别为 $\pi/2$ 、 $2\pi/5$ 、 $3\pi/10$ 、 $\pi/5$ 、 $\pi/10$ 和 0，相关参数见表 2。

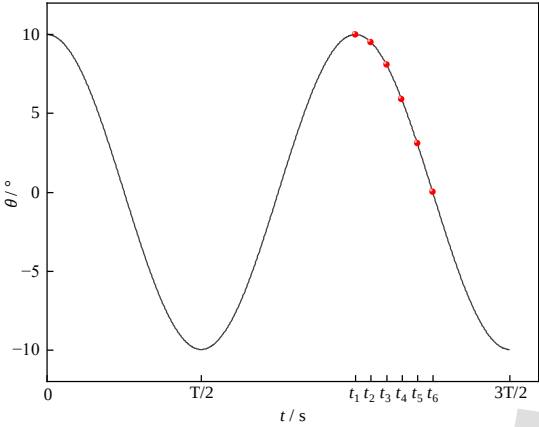


图 3 一阶晃动液面倾角变化曲线

Fig. 3 Free-surface inclination variation during first-order sloshing

表 2 计算工况汇总

Table 2 Summary of calculation conditions

工况	衰减开始时刻/s	初始晃动相位角	充液率/%	工质
工况 1	$t_1 = 1.00$	$\pi/2$	50	液氧+氧气
工况 2	$t_2 = 1.05$	$2\pi/5$	50	液氧+氧气
工况 3	$t_3 = 1.10$	$3\pi/10$	50	液氧+氧气
工况 4	$t_4 = 1.15$	$\pi/5$	50	液氧+氧气
工况 5	$t_5 = 1.20$	$\pi/10$	50	液氧+氧气
工况 6	$t_6 = 1.25$	0	50	液氧+氧气

2.4 模型验证

为验证本文数值模型在变过载条件下模拟气液界面演化的准确性，选取 Himeno 等^[20]文献中开展的缩比实验 Case1 为验证对象。如图 4 所示，贮箱半径为 0.1 m，柱段高 0.1 m，前、后椭球底高 0.05 m，沿中心轴上有一根圆杆，用于模拟实际贮箱中的推进剂输送管。贮箱内为常温常压的水，初始液面高度为 0.08 m。实验中，横向过载在 0.48 s 内从 -0.8 g 线性变化至 0.8 g，轴向过载保持为 1 g。在变过载作用下，液体发生明显整体迁移和自由液面剧烈变形，并对贮箱顶部产生冲击。

图 4 为实验结果与本文数值模拟结果对比，从图中可以看出，本文模型能够较好地反映贮箱内液体的流动行为，气液界面的演化过程与实验结果吻合良好。

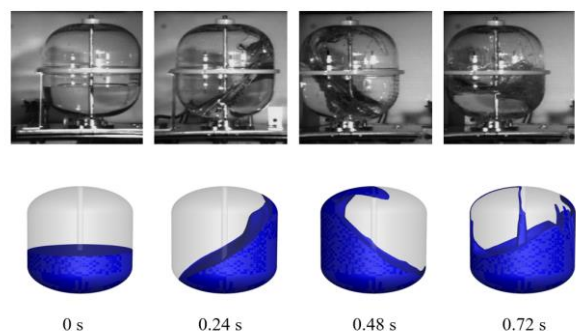


图 4 实验结果与本文数值模拟结果对比

Fig. 4 Comparison of experimental and numerical results

2.5 网格无关性验证

以表 2 中本文工况 1 为例，对恒定加速度与加速度衰减阶段进行计算，比较不同网格规模下的计算结果，分别选取 98 万、302 万及 504 万的三种网格方案进行网格无关性验证。如表 3 所示，不同网格方案下轴向质心位置差异均小于 1%，表明网格数量对计算结果影响较小，后续数值模拟选用 302 万单元的网格进行计算。

表 3 不同网格数下的轴向质心位置

Table 3 Axial position of propellant centroid under different grid numbers

网格 数量	t = 0.5 s	t = 1 s	t = 1.5 s	t = 2.0 s	t = 2.5 s
质心轴向位置/m					
98 万	2.424	2.425	2.424	2.424	2.426
302 万	2.420	2.418	2.419	2.417	2.420
504 万	2.410	2.409	2.410	2.408	2.412

3 结果与讨论

为揭示轴向过载突降下推进剂晃动响应与初始晃动相位之间的关系，本文将从推进剂流动行为、质心变化及动能演化三个方面对不同工况进行分析。

图 5 给出了 0~1 s 内推进剂在恒定轴向加速度作用下的流动行为。初始时刻，推进剂自由液面有 10° 倾角，在恒定加速度作用下，推进剂在贮箱内呈现出较为典型的一阶周期性晃动特征，自由液面随时间发生周期性变化。该阶段内，自由液面演化总体较为规则，未出现液面破碎和局部飞溅现象。

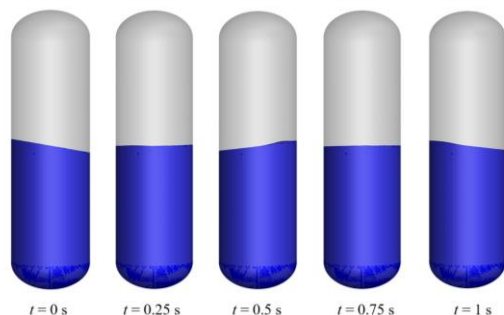


图 5 0~1 s 内推进剂流动行为

Fig. 5 Propellant flow behavior during 0-1 s

图 6 进一步给出了不同工况在加速度衰减开始时推进剂自由液面形态的对比。可以看出，随着加速度衰减开始时刻的变化，各工况自由液面倾斜状态存在明显差异，推进剂以不同初始晃动相位进入加速度衰减阶段。

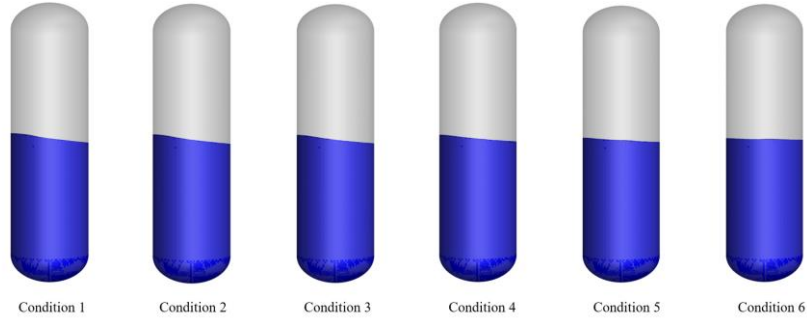


图 6 不同工况加速度衰减开始时推进剂自由液面形态对比

Fig. 6 Comparison of propellant free-surface morphologies under different conditions at the onset of acceleration decay

图 7~图 12 给出了 0~10 s 内不同工况的推进剂流动行为。可以看出，初始晃动相位对后续流动响应具有显著影响。当轴向加速度降至零、系统进入微重力阶段后，推进剂在惯性作用下重新分布，并表现出明显不同的自由液面演化特征。总体而言，工况 2~工况 4 的推进剂晃动响应相对较弱，其中工况 3 的自由液面变化最小，仅表现出较小幅度的液面波动，整体形态基本保持稳定；相比之下，工况 1 和工况 5 的自由液面扰动更为明显，推进剂在轴向加速度降至零后表现出较强的上冲趋势；工况 6 的晃动最为剧烈，自由液面迅速抬升并接近贮箱顶部，表现出最强的液面放大和迁移特征。

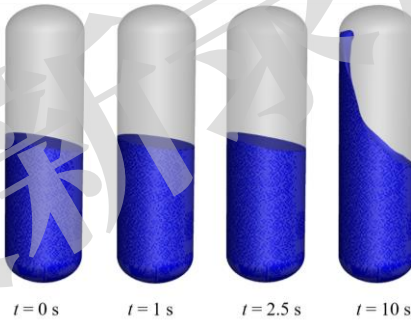


图 7 工况 1 推进剂流动行为

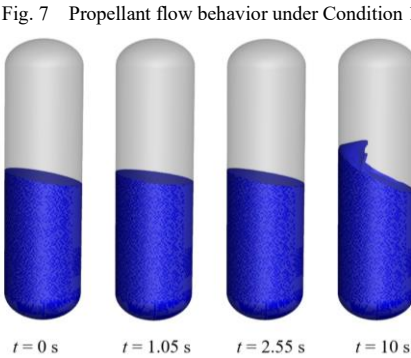


图 8 工况 2 推进剂流动行为

Fig. 8 Propellant flow behavior under Condition 2

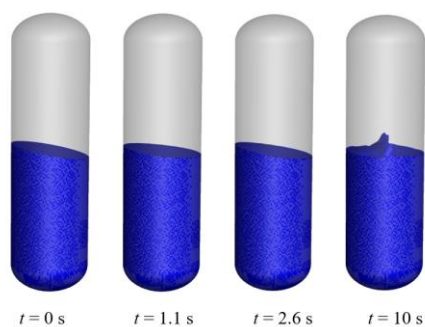


图 9 工况 3 推进剂流动行为

Fig. 9 Propellant flow behavior under Condition 3

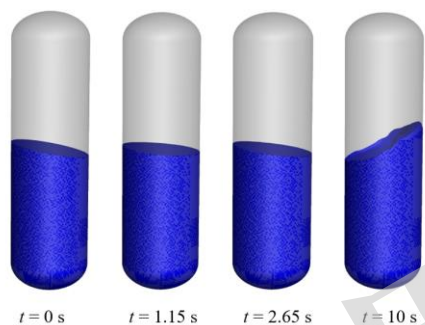


图 10 工况 4 推进剂流动行为

Fig. 10 Propellant flow behavior under Condition 4

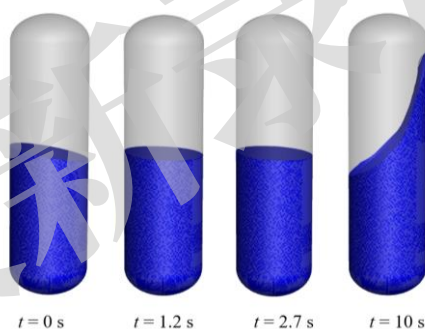


图 11 工况 5 推进剂流动行为

Fig. 11 Propellant flow behavior under Condition 5

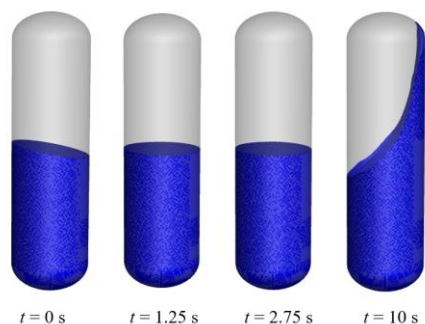


图 12 工况 6 推进剂流动行为

Fig. 12 Propellant flow behavior under Condition 6

从图 7 至图 12 可以看出，到 $t = 10$ s 时，工况 1、工况 5 和工况 6 的推进剂自由液面仍保持上冲趋势，且接近贮箱顶部。为进一步观察其冲顶过程及后续自由液面演化特征，选取 $t = 11.3$ s、 12.4 s 和 13.4 s 三个典型时刻下三种工况的推进剂自由液面形态进行对比分析，如图 13 所示。图中 Condition 1、Condition 5 和 Condition 6 分别对应工况 1、工况 5 和工

况 6； $t = 11.3\text{ s}$ 、 12.4 s 和 13.4 s 分别对应工况 6、工况 1 和工况 5 首次达到贮箱顶部的时间。可见，三种工况均有持续上冲的趋势，但冲顶时间存在明显差异。到 $t = 13.4\text{ s}$ 时，工况 6 中的推进剂已越过贮箱顶部圆弧段，并开始沿侧壁向下回流；工况 1 中的推进剂仍在顶部附近扩展，而工况 5 则刚达到贮箱顶部。

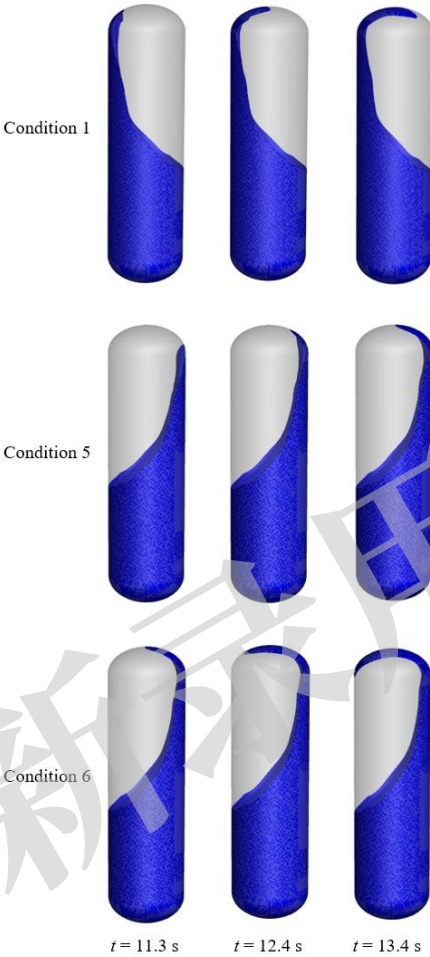


图 13 工况 1、工况 5 和工况 6 在冲顶时刻推进剂自由液面形态对比

Fig. 13 Comparison of propellant free-surface morphologies for Conditions 1, 5, and 6 at representative moments of tank-top contact

由推进剂流动行为可知，不同工况下推进剂后续晃动响应存在明显差异。对于工况 2~工况 4，轴向加速度衰减开始时晃动幅值较大，液体瞬时速度较小，后续晃动放大效应不明显。对于工况 5 和工况 6，加速度衰减开始时液面接近平衡位置，液体瞬时速度较大，加速度衰减结束后液体仍具有较强的惯性，出现明显上冲及晃动放大现象。工况 1 虽然在加速度衰减开始时晃动幅值较大、液体瞬时速度较小，但由于加速度衰减过程持续 1.5 s ，在此过程中液体运动状态不断演化，至加速度衰减结束时液体瞬时速度已明显增大，后续表现出明显上冲及晃动放大现象。这表明，实际推进剂晃动响应除受初始晃动相位影响外，还与轴向加速度变化历程有关。

为定量描述推进剂整体迁移程度，图 14 给出了 $0\sim 10\text{ s}$ 内不同工况推进剂轴向质心随时间的变化情况，其中图例中的 Condition 1~Condition 6 分别对应工况 1~工况 6。不同工况的推进剂质心上移幅度存在明显差异，工况 3 的质心几乎无上移，流动状态最为稳定；工况 2 和工况 4 的质心分别上移约 0.04 m 和 0.02 m ，表现为较弱的液体响应；工况 1 和工况 5 的质心分别上移约 0.20 m 和 0.16 m ，呈现出较明显的整体上冲趋势；工况 6 的质心上移最大，约为 0.22 m ，说明该工况下液体整体迁移最为显著。质心变化与前述推进剂流动行为分析结

果一致。质心上移越明显，通常意味着推进剂在加速度衰减结束后保留了更强的上冲惯性，也更容易带来冲顶及夹气风险。

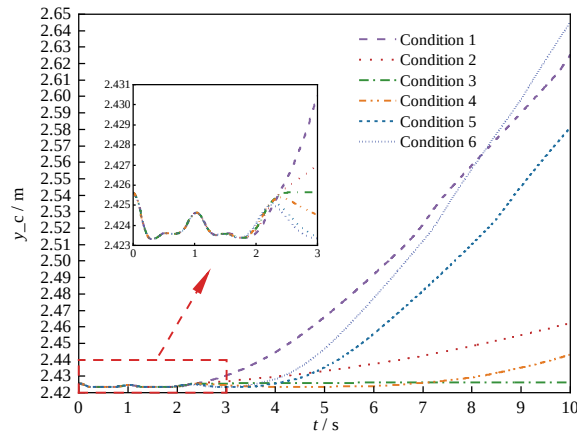


图 14 推进剂质心变化曲线

Fig. 14 Variation of propellant centroid with time

除质心变化外，推进剂晃动动能能够反映不同工况液体能量水平的差异。图 15 给出了各工况推进剂动能随时间的变化情况。可以看出，在 0~1.5 s 内，推进剂动能呈现明显的周期性振荡特征，并表现出峰值逐步衰减、振荡周期逐渐延长的变化趋势。随着晃动进入加速度衰减阶段，各工况动能演化开始出现分化；当轴向加速度降至零后、进入微重力阶段后，各工况动能逐渐趋于平稳，不同工况间的差异逐渐显现。到 $t = 10$ s 时，工况 6 的动能最高，约为 905 J，而工况 3 最低，仅约为 7 J，进一步说明工况 3 对应的晃动最弱，而工况 6 对应的晃动最强。

图 16 进一步对比了轴向加速度降至零瞬间各工况的残余晃动动能。其中工况 3 的残余动能最小，仅约为 12 J；工况 6 最大，约为 974 J；工况 1 与工况 5 分别约为 603 J 和 655 J，处于较高水平；工况 2 与工况 4 则分别约为 70 J 和 109 J，处于较低水平。

综合推进剂流动行为、质心变化和动能演化结果可以看出，初始晃动相位对后续晃动放大效应的影响，本质上是通过改变液体的瞬时速度，进而影响残余动能水平来实现的。工况 3 在加速度衰减结束时对应的残余动能最小，后续自由液面演化和质心迁移也最弱；而工况 6 的残余动能最大，其后续液面上冲、沿壁面爬升及质心上移最为明显，二者具有很好的对应关系。这表明，在轴向加速度突降下，推进剂后续晃动响应的强弱主要取决于加速度衰减至零时系统所保留的残余动能水平。残余动能越大，推进剂在微重力阶段越容易继续发生整体迁移和晃动放大；残余动能越小，则液体越趋于保持相对平稳的分布状态。

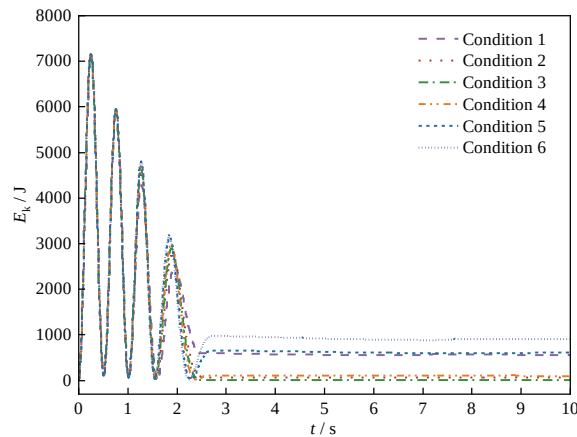


图 15 推进剂动能变化曲线

Fig. 15 Variation of propellant kinetic energy

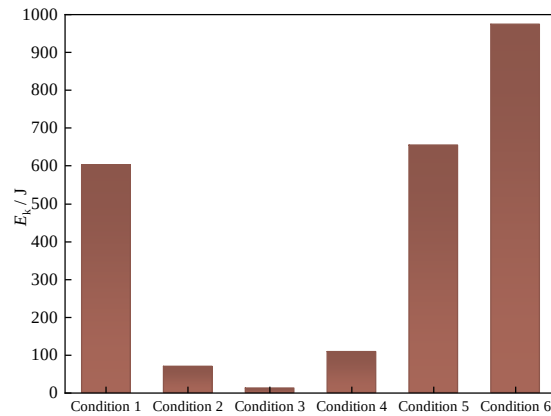


图 16 各工况在轴向加速度降至零瞬间的残余动能对比

Fig. 16 Comparison of residual kinetic energy for different cases at the instant when the axial acceleration drops to zero

4 结论

本文针对液体运载火箭主发动机关机过程中，轴向过载由 $4g$ 快速衰减至 0 的重要工程应用场景，系统研究了轴向过载突降条件下不同初始晃动相位对推进剂晃动响应的影响规律。主要结论如下：

(1) 在轴向过载衰减阶段（即发动机关机后效段），推进剂晃动幅值整体呈衰减趋势；进入微重力阶段后，推进剂在惯性作用下沿贮箱壁面重新分布。推进剂晃动响应对初始晃动相位高度敏感，即使初始晃动相位差异较小，也可能导致明显不同的推进剂流动行为和自由液面演化特征。

(2) 过载减小至零瞬间的推进剂残余晃动动能是决定后续运动形态的关键因素。残余动能越大，后续自由液面运动越剧烈。如工况 6 的残余动能约为 974 J ，而工况 3 仅约 12 J ，两者在后续晃动幅值以及界面演化上表现出显著差异。

(3) 通过选择关机时刻的初始晃动相位，使过载减小至零瞬间的推进剂动能接近极小值的相位区间，可在不增加硬件的前提下有效抑制推进剂晃动，降低冲顶与夹气风险，并减少沉底推进剂消耗，为多次关机/再启动任务中的推进剂管理与关机策略设计提供可行的工程参考。

参考文献

- [1] SONG Zhengyu, HUANG Bing, WANG Xiaowei, *et al.* Development and key technologies of reusable launch vehicle[J]. *Science and Technology Foresight*, 2022, **1**(1): 62-74 (宋征宇, 黄兵, 汪小卫, 等. 重复使用航天运载器的发展及其关键技术[J]. 前瞻科技, 2022, **1**(1): 62-74)
- [2] GA Yongjing, WANG Haosu, ZHANG Qingsong, *et al.* Propellant flow characteristics in tank and related impact analysis during the vertical landing stage[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2021, **8**(1): 42-50 (耿永婧, 王浩苏, 张青松, 等. 垂直着陆过程推进剂流动行为特性及影响分析[J]. 深空探测学报(中英文), 2021, **8**(1): 42-50)
- [3] CHU Guimin. Propellant management of cryogenic upper stage during coast[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2007(1): 27-31 (褚桂敏. 低温上面级滑行段的推进剂管理[J]. 导弹与航天运载技术, 2007(1): 27-31)
- [4] TOOLE L E, HASTINGS L J. An experimental study of the behavior of a sloshing liquid subjected to a sudden reduction in acceleration: NASA TM X-53755[R]. Huntsville: George C. Marshall Space Flight Center, 1968
- [5] LI Ke, HUANG Renjian, ZANG Yuntian, *et al.* Simulation study of fluid sloshing and pressure transient variation inside liquid oxygen tank under variable accelerations[J]. *Vacuum and Cryogenics*, 2025, **31**(1): 31-38 (李珂, 黄仁建, 臧云天, 等. 变过载下液氧贮箱内流体晃动与压力瞬变仿真研究[J]. 真空与低温, 2025, **31**(1): 31-38)
- [6] ZHENG Z Q, XU A Y, JIANG W B, *et al.* Simulation of sloshing and settling behavior of liquid hydrogen in an insulated tank during coastal period[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2025, **97**: 117-129
- [7] ZHANG Kaiqiang, QIN Chunyun, HE Yiwei. CFD investigation of the 2nd-stage propellant sloshing during stage separation of cryogenic liquid rocket[J]. *Manned Spaceflight*, 2022, **28**(4): 480-486 (张凯强, 秦春云, 何奕为. 低温液体火箭分离过程二级贮箱液面晃动 CFD 研究[J]. 载人航天, 2022, **28**(4): 480-486)
- [8] YAN Tian, WANG Lei, WANG Jiaojiao, *et al.* Simulation study on dynamic behavior of low temperature propellant during on-orbit excitation[J]. *Vacuum and Cryogenics*, 2021, **27**(3): 239-248 (严天, 王磊, 王娇娇, 等. 在轨激励作用下低温推进剂动力学行为仿真研究[J]. 真空与低温, 2021, **27**(3): 239-248)
- [9] YUE Li, ZHUAN Rui, JIANG Zan, *et al.* Numerical study of fluid sloshing in liquid oxygen tank under return stage of vehicle[J]. *Vacuum and Cryogenics*, 2025, **31**(6): 679-694 (岳莉, 尚锐, 蒋赞, 等. 飞行器返回段液氧贮箱内流体晃动的数值模拟研究[J]. 真空与低温, 2025, **31**(6): 679-694)
- [10] GUO Songyuan, ZHOU Xiaoqing, MIAO Wubing, *et al.* Numerical study on characteristics of pressurized discharge in liquid oxygen tank equipped with porous plate in the ascent period of rocket[J]. *CIESC Journal*, 2025, **76**(S1): 62-74 (郭松源, 周晓庆, 缪五兵, 等. 火箭上升段含多孔板液氧贮箱增压输运数值研究[J]. 化工学报, 2025, **76**(S1): 62-74)
- [11] CAO Qingtai, GUO Songyuan, LI Jianqiang, *et al.* Numerical study on influence of perforated plate on retention performance of liquid oxygen tank under negative gravity[J]. *CIESC Journal*, 2025, **76**(S1): 217-229 (曹庆泰, 郭松源, 李建强, 等. 负过载下多孔隔板对液氧贮箱蓄液性能的影响研究[J]. 化工学报, 2025, **76**(S1): 217-229)
- [12] RONG Yi, LIU Hui, YU Ziwen, *et al.* Behavior of cryogenic propellant in return stage of reusable launch vehicle[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2023, **44**(23): 629563 (容易, 刘辉, 于子文, 等. 可重复使用运载火箭返回段低温流体行为特性[J]. 航空学报, 2023, **44**(23): 629563)
- [13] ZHANG Meng, XU Pengli, WANG Bin, *et al.* Study on ullage pressure drop and its suppression mechanism in cryogenic tanks during the re-entry phase[C]//Proceedings of the 19th Shanghai Aerospace Science and Technology Forum and the 2024 Academic Annual Meeting of Shanghai Society of Astronautics. Shanghai: Shanghai Academy of Spaceflight Technology, Shanghai Society of Astronautics, 2024: 9-17 (张萌, 徐鹏里, 汪彬, 等. 再入返回段低温贮箱气枕压力下降及抑制机理研究[C]//第十九届上海航天科技论坛暨上海市宇航学会 2024 学术年会论文集. 上海: 上海航天技术研究院, 上海市宇航学会, 2024: 9-17)
- [14] HARTWIG J, ESSER N, JAIN S, *et al.* CFD Modeling of Bidirectional PMDs Inside Cryogenic Propellant Tanks Onboard Parabolic Flights[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2024, **61**(1): 296-312
- [15] PRASAD VARGHESE A, HARTWIG J W, LIEBER S C, *et al.* Numerical design of a flow restrictor for tanked liquid nitrogen undergoing reduced-gravity flights[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2024, **154**: 109539

- [16] HIRT C W, NICHOLS B D. Volume of fluid (VOF) method for the dynamics of free boundaries[J]. *Journal of Computational Physics*, 1981, **39**(1): 201-225
- [17] BRACKBILL J U, KOTHE D B, ZEMACH C. A continuum method for modeling surface tension[J]. *Journal of Computational Physics*, 1992, **100**(2): 335-354
- [18] ZHOU Binghong, WANG Yanhui, GA Yongjing, *et al.* Model simplification method in numerical simulation of complex flow and heat transfer process of launch vehicle propellant[J]. *Astronautical Systems Engineering Technology*, 2019, **3**(2): 26-29, 53 (周炳红, 王妍卉, 尕永婧, 等. 运载火箭推进剂复杂流动传热问题数值模拟中的模型简化方法[J]. 宇航总体技术, 2019, **3**(2): 26-29, 53)
- [19] IBRAHIM R A. Liquid Sloshing Dynamics: Theory and Applications[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2005
- [20] HIMENO T, WATANABE T, NONAKA S, *et al.* Numerical and experimental investigation on sloshing in rocket tanks with damping devices[C]//43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Cincinnati: AIAA, 2007: AIAA 2007-5557

作者简介



张富发 男, 1999 年出生, 中国科学院国家空间科学中心硕士研究生, 主要研究方向为微重力科学与流体管理。

E-mail: zhangfufa23@mailsucas.ac.cn



周炳红 男, 1976 年 1 月出生于江西省万载县, 现为中国科学院国家空间科学中心研究员, 博士生导师, 主要研究方向为微重力流体力学、小天体防御与利用等。

E-mail: bhzhou@nssc.ac.cn