

DOI:10.16356/j.1005-2615.2021.S.003

推进剂重定位过程仿真与分析

刘 辉¹, 王亚军², 黄 兵¹, 朱平平¹

(1. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076; 2. 中国航天科技集团有限公司, 北京 100048)

摘要: 为了拓展低温上面级滑行时间, 满足深空探测任务需求以及提升运载火箭任务适应性, 中国未来型号研制将采用间歇沉底的方案, 其主要难点是推进剂重定位过程的研究。本文针对目前重定位仿真多为二维 CFD 仿真且不能准确合理地预示气泡逸出过程的问题, 提出一种基于 Flow-3D 的三维 CFD 仿真方法。该方法采用卷气体积与液体体积之比(卷气率)预示气泡逸出过程, 比以往采用气泡粒子数预示气泡逸出过程的方法更为合理准确。重定位及气泡逸出过程的仿真结果与半人马座落塔试验的结果具有一致性, 捕捉到了重定位过程所有特征流型, 且对应时刻误差不超过 10%。仿真结果表明间歇沉底推进剂管理方案的可行性, 并确定了某低温上面级的相关设计参数。

关键词: 低温上面级; 共底贮箱; 推进剂管理; 重定位; 卷气率

中图分类号: V475.1

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2021)S-0017-08

Simulation and Analysis of Propellant Reorientation Process

LIU Hui¹, WANG Yajun², HUANG Bing¹, ZHU Pingping¹

(1. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China; 2. China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100048, China)

Abstract: The discontinuous thrust settling approach will be adopted in China to extend the coast time of cryogenic upper stages, meet the needs of deep space exploration and improve the adaptability of launch vehicles. The major difficulty is the propellant reorientation process. As current reorientation simulation is mostly two-dimensional computational fluid dynamics (CFD) simulation and cannot accurately and reasonably predict the bubbles escape process, this paper proposes a three-dimensional CFD simulation method based on Flow-3D. This method uses the ratio of the volume of the entrained gas to the volume of the fluid to predict the bubbles escape process. It is more accurate and reasonable than the previous one that uses the number of bubbles to exert prediction. The simulation results of reorientation and bubbles escape process are consist with the results of the low-gravity reorientation in a scale-model centaur liquid-hydrogen tank, and the error at the corresponding time is no more than 10%. The simulation results show the feasibility of the discontinuous thrust settling approach for propellant management, and determine the relevant parameters of a certain upper stage.

Key words: cryogenic upper stage; common bottom tank; propellant management; reorientation; entrained gas ratio

随着航天技术的发展, 低温推进剂以其高比冲、无毒无污染的优势越来越成为上面级首选高性能化学推进剂^[1]。为了提高推进剂使用效率以及

满足高轨载荷任务需求, 低温末级往往选择带有滑行段的任务剖面。面对地球静止轨道(Geostationary orbit, GEO)入轨的巨大优势以及深空探测的

收稿日期: 2021-01-22; 修订日期: 2021-04-07

通信作者: 黄兵, 男, 研究员, E-mail: yhxb@vip.163.com。

引用格式: 刘辉, 王亚军, 黄兵, 等. 推进剂重定位过程仿真与分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2021, 53(S): 17-24. LIU Hui, WANG Yajun, HUANG Bing, et al. Simulation and analysis of propellant reorientation process[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2021, 53(S): 17-24.

重要意义,有效载荷对低温上面级提出了长时间滑行的任务需求。其中GEO入轨需要6 h以上的滑行时间,在轨组装需要数周的在轨滑行时间,进一步的深空探测需要数月或数年的在轨滑行时间。

微重力环境下,原本被重力掩盖的次级效应显现出来,表面张力占据主导作用,导致气液掺混、漂浮不定,造成蒸汽排放及发动机再启动困难^[2]。为保证排气过程不夹液以及发动机再启动不夹气,必须采取有效的推进剂管理措施,实现气液分离。

目前的推进剂管理方案主要包括挤压式、沉底式以及表面张力式推进剂管理装置(Propellant management device, PMD)^[3-4]。沉底式方案简单、技术成熟,但需要消耗推进剂,适用于大型低温上面级。沉底式包括三段式连续沉底、间歇沉底以及脉冲沉底。间歇沉底在滑行段大部分时间进行零重力滑行,仅在排气及再启动前启动沉底发动机,使得推进剂在惯性力作用下向贮箱后底移动,完成气液分离;大大减少了推进剂消耗量,延长了滑行时间^[5]。间歇沉底需要确定排气及发动机再启动前推力大小及工作时序,其主要难点在于推进剂重定位过程研究。

自20世纪七八十年代起,以美国通用半人马座、德尔塔IV火箭上面级为代表的国际先进氢氧末级,均已采用了间歇沉底方案,将滑行时间提升至6 h以上^[6]。而中国目前采用的三段连续式沉底方案,仅能适用于滑行时间不超过1 000 s的任务,亟需开展相关研究^[7]。本文以GEO入轨、载人登月等为应用背景,基于Flow-3D提出一种以卷气率预示气泡逸出过程的三维CFD仿真方法,开展推进剂重定位仿真与分析研究,促进间歇沉底管理方案在低温上面级的应用,提升运载火箭任务适应性。

1 理论分析及计算模型

间歇沉底重定位重点研究微重力下流体的流动特性,需要研究微重力流动理论,确定流动控制方程、容积比率方程、表面张力模型等。

1.1 控制方程

对于牛顿流体,采用欧拉方法描述其流动过程的控制方程包括连续性方程与动量方程,写成随体导数形式(全导数)如下^[8]

$$\begin{cases} \frac{D\rho}{Dt} + \rho\nabla\cdot\bar{V} = 0 \\ \rho\frac{D\bar{V}}{Dt} = \rho\bar{f} + \nabla\cdot\bar{P} \end{cases} \quad (1)$$

式中:应力张量 $\bar{P} = -p\bar{I} + 2\mu\left(\bar{E} - \frac{1}{3}\nabla\cdot\bar{V}\bar{I}\right)$,随

体导数 $\frac{D}{Dt} = \frac{\partial}{\partial t} + (\bar{V}\cdot\nabla)$, \bar{E} 为应变率张量。

1.2 流体体积函数模型

流体体积函数(Volume of fluid, VOF)模型利用相体积率追踪气液界面,其定义为流场中每个网格目标流体体积与网格体积之比,其值处于0到1之间表示网格中存在相分界面。

在每个网格内,各相的体积率之和为1,即^[9]

$$\sum_1^n \alpha_k = 1 \quad (2)$$

式中 α_k 为第 k 相流体体积率。

VOF模型的流体物性由每个控制体中各相组分决定,对于一个 n 相系统,每个网格的平均密度与粘性系数为

$$\begin{cases} \rho = \sum \alpha_k \rho_k \\ \mu = \sum \alpha_k \mu_k \end{cases} \quad (3)$$

对于气液两相系统,以L、V分别表示液相、气相,由于 $\rho_L > 10\rho_V$,可以仅考虑液相,即 $\rho_V = 0, \mu_V = 0$ 。

VOF模型容积比率方程及动量方程分别为^[10]

$$\begin{cases} \frac{\partial \alpha_k}{\partial t} + \mathbf{v} \cdot \nabla \alpha_k = \frac{S_{\alpha_k}}{\rho_k} \\ \frac{\partial}{\partial t} (\rho \mathbf{v}) + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} \mathbf{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot [\mu (\nabla \mathbf{v} + \nabla \mathbf{v}^T)] + \rho \mathbf{g} + \mathbf{F} \end{cases} \quad (4)$$

式中: S_{α_k} 为质量源项, ρ_k 为第 k 相流体密度。

1.3 连续表面在张力CSF模型

Brackbill^[11]提出了连续表面张力(Continuous surface force, CSF)模型,通过在VOF模型的动量方程中引入源项来考虑微重力下表面张力的影响^[12]。

CSF模型中,界面的法向量 \mathbf{n} 由界面处第 k 相容积率 α_k 的梯度决定,相界面的曲率 κ 为界面单位法向量 $\hat{\mathbf{n}}$ 的散度,即^[12]

$$\begin{cases} \mathbf{n} = \nabla \alpha_k \\ \hat{\mathbf{n}} = \frac{\mathbf{n}}{|\mathbf{n}|} \\ \kappa = \nabla \cdot \hat{\mathbf{n}} \end{cases} \quad (5)$$

对于两相系统,利用体积力表示作用在相界面上的力在动量方程中增加的源项为

$$F_{\text{vol}} = \sigma_{ij} \frac{\rho \kappa_i \nabla \alpha_i}{\frac{1}{2}(\rho_i + \rho_j)} \quad (6)$$

1.4 经验公式

理论及实验结果表明,常重和微重力环境下,有加速度作用时气液界面的稳定临界条件为^[6]

$$Bo = \frac{\rho g R^2}{\sigma} = 0.84 \quad (7)$$

式中:邦德数 Bo 为表征重力与表面张力的无量纲数; $Bo=0.84$ 为表征毛细稳定性的临界邦德数; ρ 为液体密度; g 为重力加速度; R 为贮箱半径; σ 为表面张力系数。

对于初始水平液面,液体在表面张力的作用下沿贮箱壁面爬升一定高度,形成微重力下稳定的凹曲面。液体界面的爬升高度 h 和特征毛细长度 d 之间关系的表达式为^[13]

$$\frac{h}{d} = \sqrt{2(1 - \sin\theta_c)} \quad (8)$$

式中 $d = \sqrt{\frac{\sigma}{\Delta\rho g}}$, $\Delta\rho$ 为两相密度差。

由于微重力环境下,稳定静液面生成需要较长衰减至平衡的过程,通常选择第一个振荡周期内液面形状最接近静止低重形状(如对于 $Bo=15$)而仅为凹曲面时作用沉底推力,以保证和真实流动情况最为接近,其试验拟合值为

$$t = 0.38(R^3/\beta)^{1/2} \quad (9)$$

式中: R 为贮箱半径, β 为特殊表面张力 σ/ρ 。

沿壁面流动将气泡代入液膜的临界条件为^[14]

$$\begin{cases} Re_\delta = V_L' \delta \rho / \eta > 1500 \\ We_\delta = (V_L')^2 \delta / \beta > 0.5 Re_\delta^{2/3} \end{cases} \quad (10)$$

式中: δ 为液体层流厚度(单位 cm), β 为特殊表面张力 σ/ρ (单位 cm^3/s^2), η 为黏性(单位 cP), V_L' 为箱底处的瞬时前缘速度(单位 cm/s)。

2 仿真校验

由于 Flow-3D 的 AVOR 技术是针对自由界面进行的特别开发,为复杂的自由界面问题提供了更高的精度,在自由界面追踪领域具有领先优势。因此,本文选用 Flow-3D 进行微重力下稳定液面及重定位的仿真分析。为验证仿真模型的正确性,针对美国半人马座液氢贮箱缩比模型落塔试验进行仿真校验^[15],通过与试验结果的对比分析验证并修正模型,仿真工况如表 1 所示。

表 1 仿真工况

Table 1 Simulation cases

工况	半径/ 10^{-2} m	液体	加速度/ $(10^{-2} \text{ m}\cdot\text{s}^{-2})$	填充率/ %
1	7	Freon-TF	48	20
2	5.5	FC-78	50	70

2.1 微重力稳定气液界面仿真校验

为了确定微重力下稳定的气液界面及重定位推力作用时刻,在 $Bo=15$ ^[16] 的条件下开展微重力稳定气液界面的仿真校验。

静液面生成过程液体爬升高度及推力作用时刻的仿真结果与试验拟合结果如表 2 所示。由于静液面边缘并不完全对称,选取液体爬升高度的平均值作为仿真结果。液体爬升高度及推力作用时刻的仿真结果与试验拟合结果符合很好,液体爬升高度误差均小于 10%,推力作用时刻误差均小于 5%。

表 2 静液面仿真结果与试验拟合结果对比

Table 2 Result comparison of meniscus simulations and test fitting

工况	液体爬升高度/cm			推力作用时刻/s		
	拟合值	仿真值	误差/%	拟合值	仿真值	误差/%
1	2.56	2.40	6.25	2.05	2.0504	0.02
2	2.01	1.90	5.47	1.74	1.77	1.72

静液面生成过程液面变化如图 1 所示。初始时刻(0 s)液体位于贮箱上底,气液界面为平面。微重力环境下,由于受到表面张力作用,液体沿着贮箱壁面爬升,对平液面形成扰动,导致液面开始变形。由于壁面流体的爬升,液面中心首先呈钉头状,之后由于表面张力作用使得液面收缩,形成微重力下典型的凹曲面。之后液面在表面张力、惯性力以及黏性力的作用下开始往复振荡。

静液面生成过程质心位置变化如图 2 所示。

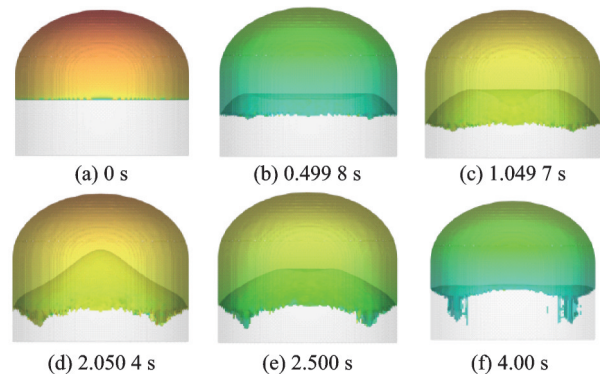


图 1 工况 1 静液面仿真结果图

Fig.1 Results of meniscus simulation in Case 1

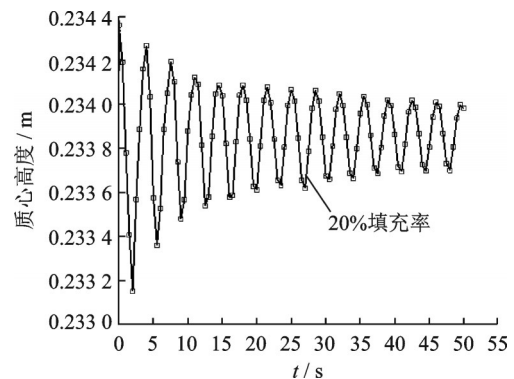


图 2 工况 1 静液面仿真流体质心位置变化图

Fig.2 Results of liquid center of mass in meniscus simulations in Case 1

液面往复振荡除第一个周期为4 s外,其余振荡周期为3.5 s且保持不变,振幅由于黏性耗散而逐渐衰减。

2.2 液体重定位过程仿真校验

当液面形状最接近静止低重形状而仅为凹曲面时作用沉底推力,液体在沉底力的作用下流向后底,一般会依次出现以下特征流型^[17]:

(1) 推进剂沿着箱壁流动形成液膜,液膜到达箱底的特征时间记为 t_1 ;

(2) 液膜到达箱底后沿着椭球底流动并在椭球底顶部碰撞形成涌泉,特征时间记为 t_2 ;

(3) 涌泉向箱顶运动并追赶上气液界面,特征时间记为 t_3 ;

(4) 涌泉到达箱顶,特征时间记为 t_4 ;

(5) 涌泉破裂,推进剂流向贮箱后底,形成晃动并不断衰减,最终达到稳定,特征时间记为 t_5 。

通过开展网格无关性验证,选择50万网格开展重定位过程仿真,仿真结果与试验结果如表3所示。两种工况特征时间的仿真值与试验值符合很好,误差均在10%以内。

表3 重定位仿真结果与试验结果对比

Table 3 Result comparison of reorientation simulations and tests

工况	重定位时间/s					
	t_1	t_2	t_3	t_4	t_5	
1	计算值	0.91	1.04	—	1.30	2.70
	测量值	0.96	1.03	—	1.27	3.07
	仿真值	0.92	1.06	—	1.39	3.34
	仿真误差/%	-4.17	2.91	—	9.44	8.79
2	计算值	0.49	0.65	0.92	1.09	2.52
	测量值	0.46	0.58	0.71	1.04	2.68
	仿真值	0.46	0.62	0.74	1.06	2.74
	仿真误差/%	0.00	6.90	4.23	1.92	2.24

重定位过程典型流型如图3、4所示,仿真捕捉到了重定位过程所有典型流型,且与试验结果具有一致性。对于20%填充率的工况,由于液体含量少,在液膜到达箱底前,箱顶已经清空了液体,因此没有涌泉追赶上液膜的特征流型;而对于70%的填充率的工况,由于液体含量多,形成涌泉后箱顶仍有大量液体,因此出现液膜追赶上气液界面并穿透界面的特征流型。由于落塔试验时间较短,推进剂尚未完成晃动衰减直至稳定的过程,因此没有出现 t_5 对应的特征流型。

重定位过程液体卷气率如图5所示。液膜到达箱底前,由于不满足卷气临界条件而没有诱入气泡,卷气率基本为0。液膜前缘到达箱底并沿椭球底运动时,气体在椭球底与箱壁的拐角处被诱

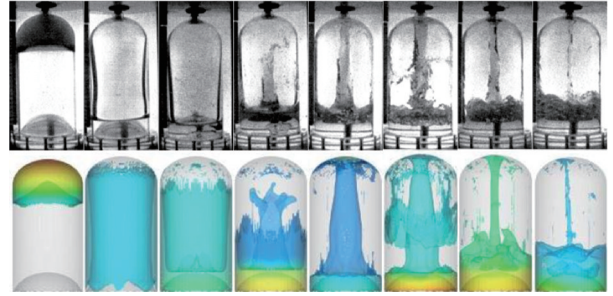


图3 工况1重定位过程流型对比图

Fig.3 Flow pattern comparison of reorientation simulation and test in Case 1

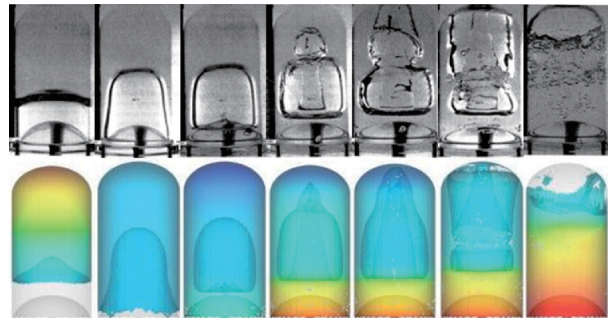


图4 工况2重定位过程流型对比图

Fig.4 Flow pattern comparison of reorientation simulation and test in Case 2

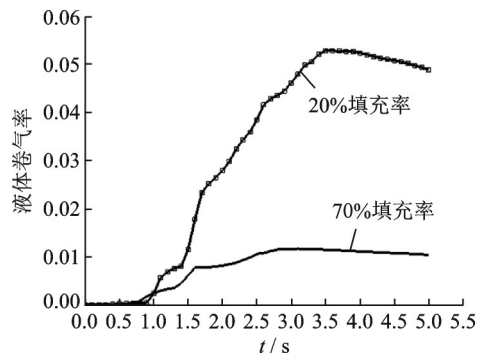


图5 液体卷气率随时间变化图

Fig.5 Entrained gas ratio against time

入^[15],产生大量气泡,卷气率迅速上升。当涌泉落回箱底,液体开始晃动时,气泡开始逸出。仿真结果与试验结果符合很好,证明了Flow-3D仿真重定位过程的可行性以及结果的有效性。

3 重定位结束标准

本文认为推进剂重定位的目的是为了保证排气过程不夹液以及发动机再启动不夹气,因此本文提出的重定位结束标准为:对于贮箱排气,当推进剂质心高度与液体动能基本稳定,且推进剂晃动幅值不会到达贮箱顶部即可认为重定位过程结束,以液体平均动能稳定小于0.000 2 J/kg为贮箱排气重定位结束标准;对于发动机再启动,当贮箱底部不

夹气的推进剂能够维持主发动机工作足够时间,以保证推进剂中的气泡逸出,才可以认为重定位过程结束,以监测点卷气体积分数稳定小于0.000 2为发动机再启动重定位结束标准。

为确定监测点安装高度,本文针对某运载火箭上面级共底氢箱进行重定位仿真。氢箱半径1.669 m,柱段长度5.312 m,滑行段液氢填充率约为50%。沉底发动机推力分为小沉底推力和大沉底推力,以及主发动机推力。在小沉底推力下进行重定位,当液体卷气率最大时作用主发动机推力,获得气泡在主发动机推力作用下的逸出时间。表4列出了0.29 MPa下推进剂的物性。

表4 0.29 MPa下推进剂物性

Table 4 Propellant properties under 0.29 MPa

密度/ ($\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$)	液氢(21.5 K)			气氢(106 K)	
	黏性/ ($\mu\text{Pa}\cdot\text{s}$)	表面张力/ ($\text{mN}\cdot\text{m}^{-1}$)	接触角/ ($^\circ$)	密度/ ($\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$)	黏性/ ($\mu\text{Pa}\cdot\text{s}$)
69.743	12.470	1.717	0	0.663	4.309

液体卷气率如图6所示。在小沉底推力作用下,在174 s时液体卷气率达到最大值,此时作用主发动机推力,沉底推力如图7所示。在主发动机推力作用下,气泡快速逸出。由图8可知,183 s时液体中的气泡全部逸出至气液界面,液体内部已经不含气,可以保证发动机正常工作。取余量

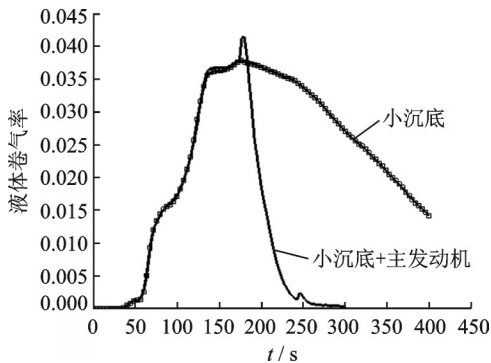


图6 不同推力液体卷气率对比图

Fig.6 Comparison of entrained ratio of fluid with different thrusts

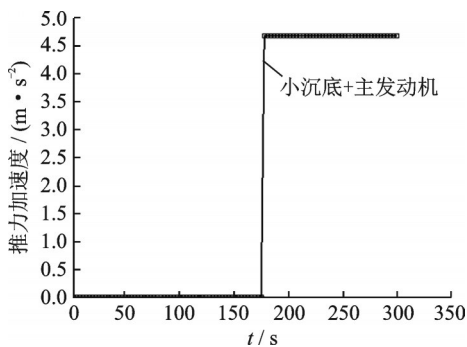


图7 重定位推力随时间变化图

Fig.7 Thrust of reorientation against time

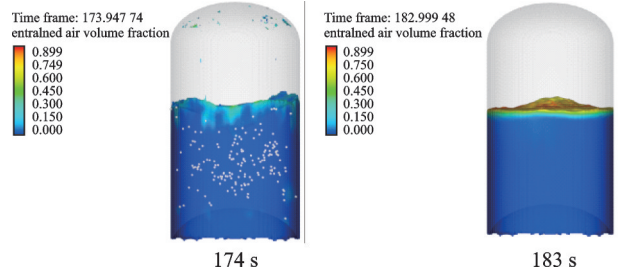


图8 气泡分布图

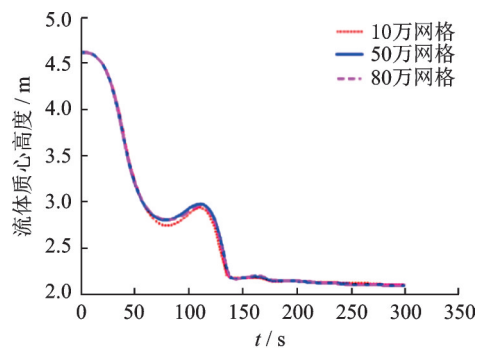
Fig.8 Bubbles distribution diagram

系数为3^[16],则贮箱底部不夹气推进剂可维持主发动机工作30 s时,认为重定位结束,可以保证主发动机正常启动。主发动机工作30 s氢箱液位下降约0.157 m,考虑出流管安装位置以及不可用推进剂等因素,当椭球底顶部以上0.157 m(距贮箱后缘1.2 m)内的推进剂不夹气时,可认为重定位结束。

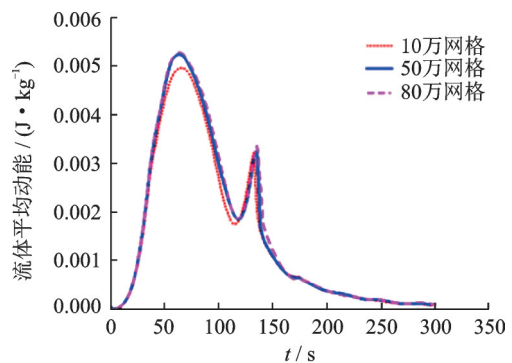
4 运载火箭上面级重定位过程

针对某运载火箭上面级,在小沉底推力下进行重定位过程研究。为保证仿真结果的有效性,首先开展网格无关性验证(图9),选取50万网格开展仿真分析。

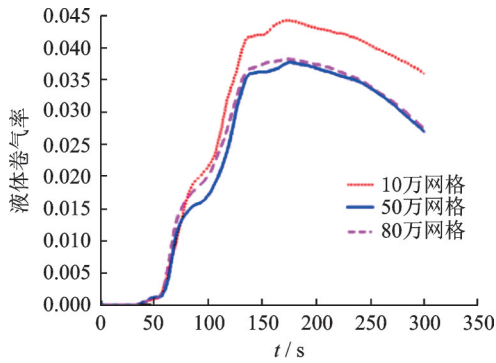
仿真得到了重定位过程各典型流型对应的特征时间。液膜到达箱底的特征时间为36 s,形成涌泉的特征时间为44 s,涌泉接触气液界面的特征时间为58 s,涌泉到达箱顶的特征时间为64 s,达到蒸汽排放重定位结束标准的特征时间为236 s,达到发动机再启动重定位结束标准的特征时间为



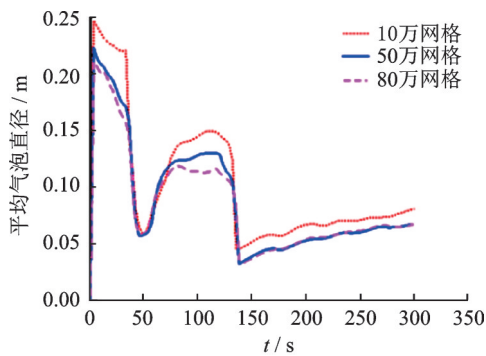
(a) Mass center height of fluid



(b) Average kinetic energy of fluid



(c) Entrained gas ratio of fluid



(d) Average bubble diameter

图9 网格无关性验证

Fig.9 Grid independence verification

354 s。在 236 s 时，液体平均动能稳定小于 0.000 2 J/kg，推进剂晃动幅值不会到达贮箱顶部，可以进行贮箱排气；在 354 s 时，监测点的卷气体积分稳定小于 0.000 2，贮箱底部不夹气的推进剂足够主发动机工作到气泡全部逸出至气液界面，可以保证主发动机的正常启动。

重定位过程典型流型如图 10 所示。重定位开始后，液体在沉底力的作用下沿壁面流动形成液膜，液膜在椭球底顶部碰撞形成涌泉；涌泉追赶上气液界面并到达箱顶，沿着箱壁进行再循环流动；涌泉变形将气枕分为上下两部分，被液体包裹的下部

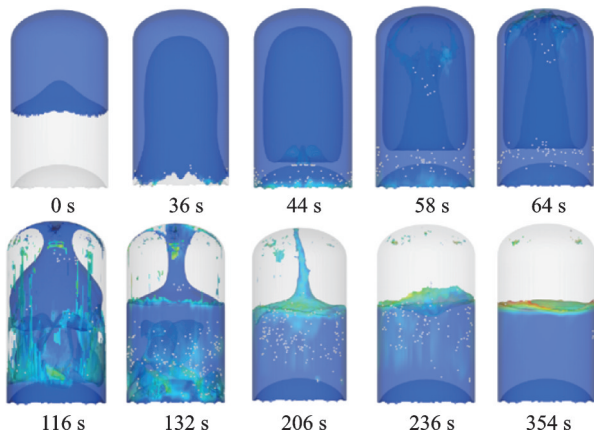


图10 重定位过程典型流型

Fig.10 Typical flow patterns of reorientation

气枕破碎成小气泡并逸出；涌泉回落箱底引起液体晃动，并再次形成小涌泉到达箱顶；小涌泉回落后液体的晃动幅值不足以到达箱顶，可以进行贮箱排气，但此时液体含有大量气泡，不能进行发动机再启动；之后晃动幅值逐渐衰减，气泡逐渐逸出，直到满足发动机再启动条件。

液体的质心高度与动能变化如图 11 所示，大致具有相反变化趋势，能量在重力势能与动能之间相互转化。由于存在径向方向的质心位置变化、压力变化以及粘性耗散，质心高度极值与动能极值时刻并不完全一致。流体质心径向位置变化如图 12 所示，远小于质心高度变化，流动过程基本对称；由于重定位末期液体晃动，流体质心径向位置周期性变化并逐渐衰减。重定位开始后，重力势能转化为动能，质心高度下降，流体动能上升。在 64 s 时，涌泉达到箱顶，动能达到最大值，流体质心高度接近第一个极小值，流动的对称性由于涌泉撞击箱顶受到破坏，质心的径向位置开始周期性变化；在 116 s 时，涌泉变形将气枕分为上下两部分，动能达到极小值，质心高度接近极大值；在 132 s 时，随着涌泉回落，质心高度降低，动能达到第二个极大值；之后由于晃动过程的黏性耗散，流体质心高度和流体动能逐渐减小；在 236 s 时，液体平均动能稳定小于 0.000 2 J/kg，达到贮箱排气标准。

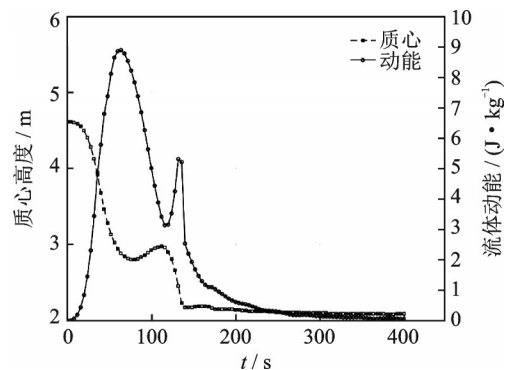


图11 流体质心高度与动能随时间变化图

Fig.11 Mass center height and kinetic energy of fluid against time

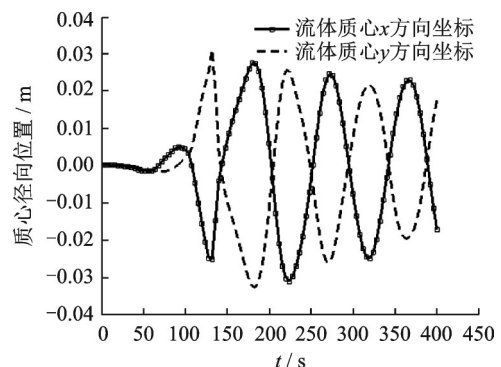


图12 流体质心径向位置随时间变化图

Fig.12 Radical position of fluid mass center against time

液体卷气率如图 13 所示。液膜到达箱底之前,由于流动速度小,不足以诱入气泡,卷气率基本为 0。在 36 s 时,液膜到达箱底,卷气率开始迅速增加。在 176 s 时,质心高度基本稳定,气泡开始逸出,卷气率迅速下降。

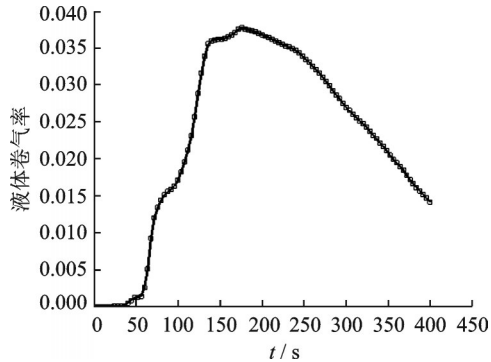


图 13 液体卷气率随时间变化图

Fig.13 Entrained gas ratio of fluid against time

在距贮箱后缘 1.2 m 的高度上布置流体体积测点,监测该液面的卷气率,测点安装位置如表 5 所示。当测点处液体均不含气时,可认为重定位过程结束。监测点的卷气体积分数如图 14 所示。在 354 s 时,各监测点的卷气体积分数稳定小于 0.000 2,达到发动机再启动标准。

表 5 监测点安装位置

Table 5 Installation position of detection points

监测点	坐标
$F_1(o)$	(0,0,1.2)
$F_2(+x)$	(1.668,0,1.2)
$F_3(-x)$	(-1.668,0,1.2)
$F_4(+y)$	(0,1.668,1.2)
$F_5(-y)$	(0,-1.668,1.2)

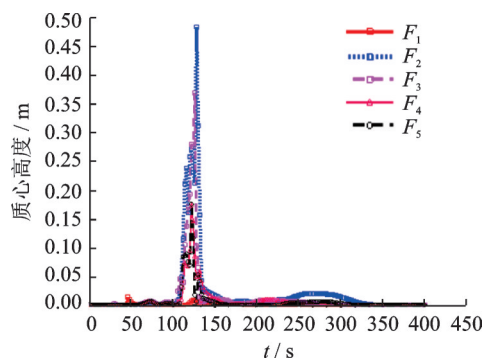


图 14 监测点含气体积分数

Fig.14 Entrained gas volume fraction of detection points

5 结 论

本文基于 Flow-3D 对半人马座落塔重定位试验的两种典型工况进行仿真校验,仿真结果表明不同填充率对重定位流型具有影响。

本文根据重定位的目的提出两种重定位结束标准,即:贮箱排气重定位结束标准以及发动机再启动重定位结束标准。针对某运载火箭上面级提出了贮箱排气重定位结束标准和发动机再启动重定位结束标准的确定方法。

本文针对某运载火箭上面级开展了小沉底重定位仿真研究,分析了重定位过程中的典型流型、质心位置变化、动能变化以及液体卷气率变化。通过流体质心高度变化及动能变化确定贮箱排气的重定位结束时刻为 236 s,通过监测液体卷气率确定发动机再启动的重定位结束时刻为 354 s。仿真结果表明间歇沉底推进剂管理方案可行,为长时间滑行推进剂管理方案研究,提升运载火箭任务适应性提供参考。

参考文献:

- [1] 侍野,唐一华,刘畅,等. 低温推进剂集成管理技术的发展与启示[J]. 宇航总体技术, 2019, 3(2): 54-61.
SHI Ye, TANG Yihua, LIU Chang, et al. Development and revelation of integrated vehicle fluids[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2019, 3(2): 54-61.
- [2] 刘展,孙培杰,李鹏,等. 升空过程中低温液氧贮箱压力变化及热分层研究[J]. 西安交通大学学报, 2016, 50(11): 97-103.
LIU Zhan, SUN Peijie, LI Peng, et al. Research on pressure change and thermal stratification of cryogenic liquid oxygen tank during the ascent process[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2016, 50(11): 97-103.
- [3] 刘楨,褚桂敏,李红,等. 运载火箭上面级微重力环境下的推进剂管理[J]. 导弹与航天运载技术, 2012(4): 20-26.
LIU Zhen, CHU Guimin, LI Hong, et al. Propellant management of rocket upper stage in microgravity environment[J]. Missiles and Space Vehicles, 2012(4): 20-26.
- [4] 李杨,刘昶,王吉飞,等. 垂直起降运载火箭总体方案研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(S): 1-6.
LI Yang, LIU Chang, WANG Jifei, et al. General design study of vertical takeoff and landing launch vehicle [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(S): 1-6.
- [5] 李佳超,梁国柱,王夕,等. 氢氧推进剂在轨加注若干关键问题研究进展[J]. 宇航总体技术, 2019, 3(6): 60-74.
LI Jiachao, LIANG Guozhu, WANG Xi, et al. Research progress on several key problems of on-orbit refueling technologies for hydrogen-oxygen propellants

- [J]. *Astronautical Systems Engineering Technology*, 2019, 3(6): 60-74.
- [6] 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.
CHU Guimin. Propellant management of cryogenic upper stage during coast[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2007(1): 27-31.
- [7] 李佳超, 梁国柱. 运载火箭低温推进剂热管理技术及应用进展分析[J]. *宇航总体技术*, 2017, 1(2): 59-70.
LI Jiachao, LIANG Guozhu. Analysis of thermal management technology and its application progress for launch vehicle cryogenic propellants[J]. *Astronautical Systems Engineering Technology*, 2017, 1(2): 59-70.
- [8] 尕永婧, 王浩苏, 王妍卉, 等. 滑行段低温推进剂流动及换热特性对气枕压力的影响研究[J]. *宇航总体技术*, 2019, 3(4): 34-40.
GA Yongjing, WANG Haosu, WANG Yanhui, et al. Research on influence of cryogenic propellant flow behavior and heat transfer characteristic on ullage pressure in coasting-flight phase[J]. *Astronautical Systems Engineering Technology*, 2019, 3(4): 34-40.
- [9] 杨彬. 低温推进剂在轨贮存蒸发量影响分析与数值研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2018.
YANG Bin. Analysis and numerical study on boil-off of cryogenic propellant on orbit[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2018.
- [10] 龚志明. 贮箱内低温推进剂在轨受热蒸发模拟分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2015.
GONG Zhiming. Analysis of cryogenic propellant on-orbit evaporation in storage[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2015.
- [11] BRACKBILL J U. A continuum method for modeling surface tension[J]. *Comput Phys*, 1992(10): 335-354.
- [12] 郭舜之. 高真空、微重力、冷背景下近三相点多相流数值模拟研究[D]. 兰州: 兰州交通大学, 2019.
GUO Shunzhi. The numerical simulation of multiphase at triple-point under high vacuum, microgravity and cold background[D]. Lanzhou: Lanzhou Jiaotong University, 2019.
- [13] 肖立明, 李欣, 胡声超, 等. 微重力条件下上面级贮箱液体推进剂自由界面变形数值模拟研究[J]. *航天器环境工程*, 2020, 37(2): 115-119.
XIAO Liming, LI Xin, HU Shengchao, et al. Numerical simulation of free interface deformation of liquid propellant in upper stage tank under microgravity condition[J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2020, 37(2): 115-119.
- [14] HOLLISTER M P, SATTERLEE H M, COHAN H. A study of liquid propellant behavior during periods of varying accelerations final report[R]. Sunnyvale, USA: National Aeronautics and Space Administration, 1967.
- [15] SALZMAN J A, MASICA W J, LACOVIC R F. Low-gravity reorientation in a scale-model Centaur liquid-hydrogen tank[R]. Washington, USA: National Aeronautics and Space Administration, 1973.
- [16] 刘桢, 王丽霞, 林宏, 等. 液体重定位推力时序的优化研究[J]. *导弹与航天运载技术*, 2018(1): 106-110.
LIU Zhen, WANG Lixia, LIN Hong, et al. Thrust time-series optimization for reorientation of propellant[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2018(1): 106-110.
- [17] 邓新宇, 唐一华, 黄兵, 等. 推进剂重定位数值仿真[J]. *导弹与航天运载技术*, 2009(1): 11-14.
DENG Xinyu, TANG Yihua, HUANG Bing, et al. Numerical simulation of propellant reorientation[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2009(1): 11-14.

(编辑:张彤)