

# 微重力条件下火箭液氢贮箱 重定位过程的数值模拟

周炳红<sup>\*1)</sup>, 胡炜<sup>\*\*</sup>, 蔡世界<sup>\*</sup>, 于强<sup>\*</sup>, 刘秋生<sup>\*\*\*</sup>

<sup>\*</sup>中国科学院空间科学与应用研究中心, 北京, 100190

<sup>\*\*</sup>北京宇航系统工程研究所, 北京, 100076

<sup>\*\*\*</sup>中国科学院微重力重点实验室, 中国科学院力学研究所, 北京, 100190

**摘要** 采用流体体积法 (VOF) 对微重力条件下火箭液氢贮箱的重定位过程进行了三维数值模拟研究。首先结合美国半人马座液氢贮箱缩比模型的落塔微重力实验, 针对无挡板情形, 得到了推进剂触底、反弹、碰撞、触顶、顶部清空和完成重定位六个特征时间, 与实验结果符合较好。进一步考虑了环形防晃挡板的影响, 得到了重定位时间和邦德数 (Bo) 的依赖关系。发现在可靠沉底的前提下, 较小的沉底邦德数时完成重定位所需要的总冲量较小, 可以节省推进剂用量。

**关键词** 微重力, 火箭贮箱, 液氢, 重定位, 防晃挡板, 流体体积法

## 引言

液体火箭上面级在飞行过程中, 经常关闭主发动机作空间惯性飞行 (简称微重力滑行), 一段时间之后主发动机二次开机。通过微重力滑行, 不仅可以增大发射窗口, 还为地面测控跟踪提供了便利。为了保证主发动机二次开机成功, 一般采用分段式沉底控制技术对液体推进剂进行控制<sup>[1, 2]</sup>。主发动机开机期间构成工作段; 主发动机关机后, 为了抑制推进剂的大幅晃动, 采用较大推力 (数百牛顿) 沉底发动机工作几十秒钟, 称为抑制段; 在微重力滑行期间使用较小推力 (数十牛顿) 的沉底发动机工作, 借此抑制推进剂的晃动, 让液体推进剂始终保持在沉底位置, 这是保持段。与此同时, 主发动机二次启动前, 还要经历抑制段的控制作用, 以确保推进剂完全沉底。

我国的空间探测工程要求优化微重力滑行段工作状况: 即延长微重力滑行时间, 同时尽可能减小沉底发动机推进剂用量。该问题是一个微重力流体管理问题, 既是要在微重力条件下, 对流体的运动和自由面 (气液界面) 的变形进行管理和控制。微重力流体管理不仅应用在火箭上面级中, 也应用在卫星的变轨和调姿过程中。事实上, 国内较早进行的就是卫星应用中的微重力流体管理研究。这些研究主要是围绕卫星推进剂贮箱在微重力条件下的静平衡与重定位问题来展开。通过落塔微重力实验, 测定推进剂重定位过程中液体的流型、流速及沉底时间, 进而分析贮箱内液体管理系统能否正常工作<sup>[3-5]</sup>。

落塔或飞行实验是微重力流体管理研究的重要手段, 但是它们都具有周期长、成本昂贵的不足。数值模拟研究可以自主加载边界条件, 可以考虑比落塔实验更长的时间范围, 这些优点使数值模拟方法越来越受到大家的重视。赵志建等人<sup>[6]</sup>和王毅等人<sup>[7]</sup>采用最小能量法对自由面的平衡形态进行了数值模拟, 没有考虑自由面变形的动力学过程, 只计算最终的自由面平衡形态。刘春辉<sup>[8]</sup>利用 VOF-3D 软件计算了微重力条件下 40% 充液旋转贮箱中液体重定位过程, 再现了推进剂沉底过程中的喷泉现象, 得到的流型与实验结果一致, 显示了数值模拟方法的重要作用。

从以上介绍可以看出, 我国目前在微重力流体管理方面的研究主要集中在卫星贮箱应用上, 对火箭贮箱的相关研究还比较少。陈健等人<sup>[9]</sup>近年来开展了关于火箭液氧贮箱缩比模型的实验研究和相应的数值模拟研究, 其中数值模拟采用的是二维有限元方法, 表面张力效应的影响还没有加以考虑。最近, 刘秋生等人<sup>[10]</sup>、周炳红等人<sup>[11]</sup>、邓新宇等人<sup>[12]</sup>结合我国卫星和运载火箭的实际需求, 考虑表面张力的影响, 分别对卫星和火箭推进剂贮箱的微重力流体管理问题进行了大量的数值模拟研

<sup>1)</sup> E-mail: bhzhou@cssar.ac.cn

究, 为相关工程任务的实施提供了理论支撑。

以上对贮箱流体管理问题进行的三维数值模拟研究中, 虽然大部分工作都考虑了表面张力, 但是它们都对贮箱作了简化处理, 即忽略了贮箱挡板的影响。实际工程中为了抑制流体的晃动, 一般都会在火箭贮箱中装有多层防晃板<sup>[1, 2]</sup>。所以有必要进一步研究防晃板对推进剂重定位过程的影响。

本文采用 FLUENT 的流体体积法 (VOF 方法) 对微重力条件下火箭液氢贮箱中推进剂的重定位过程进行三维数值模拟研究。首先结合美国半人马座火箭液氢推进剂贮箱的 1 比 27 缩比模型实验<sup>[2]</sup>, 将本文数值结果与实验进行了比较, 验证了计算方法的可靠性; 然后, 考虑防晃挡板的影响, 计算了不同沉底推力下的重定位过程; 最后结合实际工程中的需求进行了讨论。

## 1 物理问题和数学模型

本文所考虑的火箭液氢贮箱模型为美国半人马座缩比试验模型。如图 1 所示, 贮箱关于  $z$  轴呈旋转对称形状, 中间为圆柱箱段, 上底和下底为旋转椭球面, 长轴为 11 厘米, 长短轴之比为 1.38。贮箱高 21.8 厘米, 半径  $R$  为 5.5 厘米。

缩比实验中采用 FC-78 液体模拟液氢, 初始时刻液体全部位于贮箱顶部。液体与贮箱壁面的接触角为  $\theta_c$ , 选择贮箱为参考坐标系, 液体受到的加速度为  $\mathbf{a}$ , 表面张力系数为  $\sigma$ 。微重力水平 (加速度大小) 可以由邦德数  $B_o = \rho a R^2 / \sigma$  来表示, 一般火箭流体管理邦德数取值范围为 100 到 1000<sup>[2]</sup>。

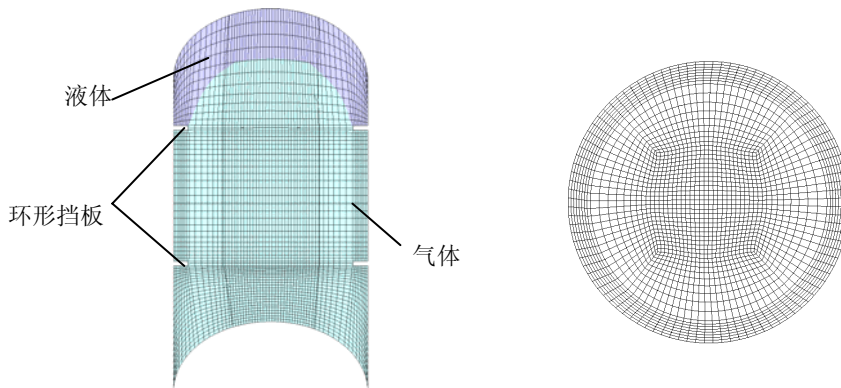


图 1 火箭液氢贮箱缩比模型及网格分布, 左: 纵截面; 右: 中间横截面

本文采用 VOF 方法 (流体体积法) 求解流体的运动和自由界面的变形, FLUENT 已将 VOF 方法作为该软件的一部分, 可以很好地解决自由面变形这一类问题。刘秋生等人<sup>[10]</sup>就成功地将该方法用于航天器贮箱气液自由界面追踪的数值模拟。假设流动为不可压缩粘性流动 (气体流速很低, 可以当不可压流体考虑), 而且流动为层流流动。这样, 流体运动和流体体积函数的控制方程可以表示如下:

$$\nabla \cdot \bar{V} = 0 \quad (1)$$

$$\rho \left( \frac{\partial \bar{V}}{\partial t} + \bar{V} \cdot \nabla \bar{V} \right) = -\nabla p + \mu \Delta \bar{V} + \rho \bar{a} + \bar{F}_\sigma \quad (2)$$

$$\frac{\partial f}{\partial t} + \bar{V} \cdot \nabla f = 0 \quad (3)$$

上面 3 个方程分别为流体连续性方程、动量方程和流体体积函数的守恒方程。 $\bar{V}$  为流体的运动速度,  $\rho$  为流体的密度,  $p$  为流体的压强,  $\mu$  为流体的运动学粘性系数,  $\bar{F}_\sigma$  是表面张力的等效体积力形式, 使用 CSF (Continuous Surface Force) 模型  $\bar{F}_\sigma = \sigma k \nabla f$  计算, 其中  $k$  为界面的曲率<sup>[13]</sup>。

对于上述控制方程, 需要加上相应的边界条件和初始条件, 才能使问题封闭。初始条件将在后面结果部分展开叙述。流体运动速度在贮箱壁面上满足无滑移条件:

$$\vec{V} = 0 \tag{4}$$

流体体积函数在壁面上满足接触角条件，这里液体和壁面完全浸润，既有：

$$\theta_c = 0 \tag{5}$$

## 2 数值模拟结果

本文用 FLUENT 软件进行数值模拟，对控制方程的离散采用控制体积法，以物理量的守恒关系来构造差分方程，不但体现了其物理意义，而且结果也更加可靠。采用适体坐标系网格，网格分布示意图见图 1，中心纵截面上网格数为  $60 \times 60$ 。非定常项采用全隐格式，对流项选取 QUICK 格式，扩散项则采用中心差分格式。流体体积函数采用 Geo-reconstruct 格式求解。

### 2.1 无挡板时的重定位过程仿真与程序验证

为了验证本文中模型和计算方法的正确性，对无挡板时的重定位过程进行数值模拟，并与美国半人马座的液氢贮箱缩比模型实验结果进行了比较。充液量为 70%。重定位计算的初始条件由以下方法得到：开始静止的平整液面在邦德数为 15 的反向推力（与沉底推力反向）作用 1.72 秒，此时的液面形状如图 2a) 所示，推进剂全部位于远离贮箱出口的前底。

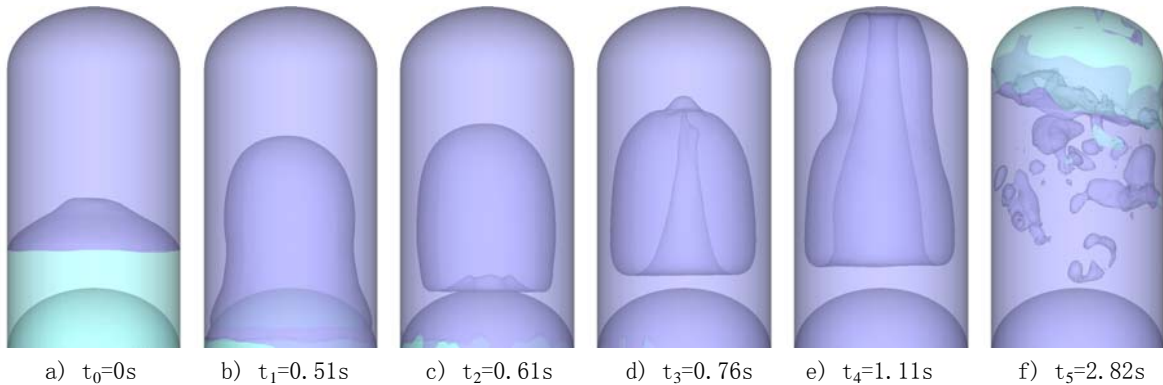


图 2 无挡板时的重定位过程，充液量 70%，初始时  $Bo=15$ （与沉底推力反向），沉底  $Bo=200$

推进剂在邦德数为 200 的沉底推力作用下发生重定位，如图 2 所示。此时流体的重定位流动为典型的壁面流型。该流动过程可以由 6 个特征时间来描述：

- i. 推进剂由前底沿贮箱壁面流向后底，触底时间(图 2b)为  $t_1$ 。
- ii. 推进剂由贮箱后底向贮箱中部流动，相互挤压，于特征时间  $t_2$  形成喷泉(图 2c)。
- iii. 喷泉向上运动，速度大于上部气液界面，在特征时间  $t_3$  追赶上气液界面(图 2d)。
- iv. 喷泉于特征时间  $t_4$  到达贮箱顶部(图 2e)。
- v. 喷泉破裂，贮箱顶部液体下降，顶部清空(图 2f)。记该特征时间为  $t_5$ 。
- vi. 液体在沉底推力作用下到达贮箱底部，形成晃动，在粘性作用下晃动幅值逐渐衰减，同时气泡上浮，形成完整的气液界面，此时为重定位时间  $t_6$ 。

表 1 数值模拟和半人马座模型实验特征时间对比

特征时间 (s)	$t_1$	$t_2$	$t_3$	$t_4$	$t_5$
实验结果	0.46	0.58	0.71	1.04	2.68
本文计算结果	0.51	0.61	0.76	1.11	2.82

数值模拟结果和半人马座模型实验得到的 5 个特征时间对比如表 1 所示。实验中由于落塔微重

力时间的限制没有得到特征时间  $t_6$ 。从表 1 可以看出, 二者的重定位流动特征完全一致, 5 个特征时间定量比较相差没有超过 10%, 符合较好。对比结果表明本文中的计算模型和数值方法可以用来求解微重力条件下的贮箱流体管理问题。

## 2.2 有挡板时的重定位过程仿真

由于实际火箭贮箱中一般装有多层防晃挡板, 我们对有两层环形防晃挡板时的重定位过程进行了相应的数值模拟研究。考虑初始充液量 20% 的情形, 该工况对应于火箭上面级二次启动或星箭分离后的再启动。为了节省推进剂用量, 采用间歇式沉底管理, 即火箭在零重力条件下 (无沉底推力作用) 飞行较长时间后, 再施加沉底推力。在此沉底推力作用下完成推进剂的重定位, 然后火箭主发动机再次启动。

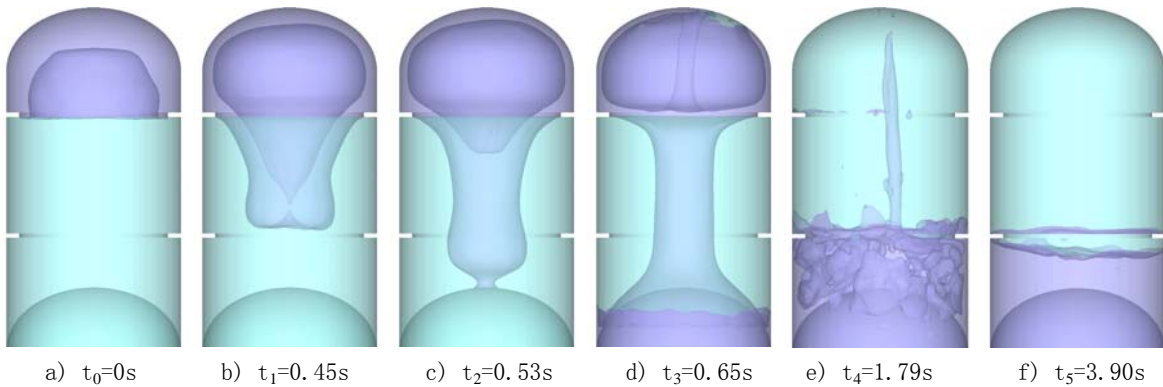


图 3 有防晃板时的重定位过程, 深色表示液体, 浅色为气体 (充液量 20%, 初始  $Bo=0$ , 沉底  $Bo=200$ )

此时重定位计算的初始条件是由开始静止的平整液面在邦德数为 0 的条件下, 经过 29.8 秒, 液面变形为近似稳态的球面, 如图 3a) 所示, 推进剂全部位于贮箱顶部。接下来施加邦德数为 300 的沉底推力, 推进剂在沉底推力作用下发生重定位过程 (图 3)。由于挡板的影响, 这时流体的重定位流动过程不再是前面介绍的壁面流型。但是该流动过程也可以用类似的五个特征环节来描述:

- i. 在沉底推力和环形挡板的共同作用下, 推进剂由前底沿环形挡板流向中心位置, 形成一个完整的液泡, 同时大的气枕发生分裂, 被液泡分成两个气泡 (图 3b)。
- ii. 推进剂由贮箱中部向下流动, 直到推进剂接触到贮箱底部 (图 3c)。
- iii. 上面液泡在环形挡板和推进剂惯性作用下形成喷泉, 喷泉不断向上运动, 直到触顶 (图 3d)。
- iv. 在沉底推力作用下, 喷泉开始下降, 贮箱顶部开始清空 (图 3e)。
- v. 推进剂在沉底推力作用下到达贮箱底部, 形成晃动, 在粘性作用下晃动幅值逐渐衰减, 同时众多小气泡上浮, 形成完整的气液界面, 完成重定位 (图 3f)。

## 3 讨论

实际工程中的微重力流体管理问题受到沉底推进剂重量的限制, 需要进行优化设计。也就是要在确保可靠沉底的前提下, 节省沉底推进剂用量。为此, 我们对不同沉底推力 (邦德数分别为 100, 200, 300 和 400) 下的重定位过程进行了数值计算。计算条件与前一节有挡板情形相同, 具体的重定位过程也很相似, 包括液泡形成、触底、喷泉触顶、清空和完成重定位 5 个阶段。推进剂完成重定位的时间和邦德数的依赖关系如图 4 所示。由于邦德数和沉底推力呈线性关系, 可以推出重定位所需总冲量正比于邦德数和重定位时间的乘积。而且, 推进剂用量和总冲量成正比。从图 4 可以看出, 邦德数越大, 所需要的重定位时间越短, 但是此时所需要的总冲量却越大。也就是说, 沉底邦德数越大, 完成重定位需要更多的推进剂。所以在实际应用中, 可以在保证推进剂沉底的条件下, 选用较小的沉底推力, 借以节省推进剂用量。

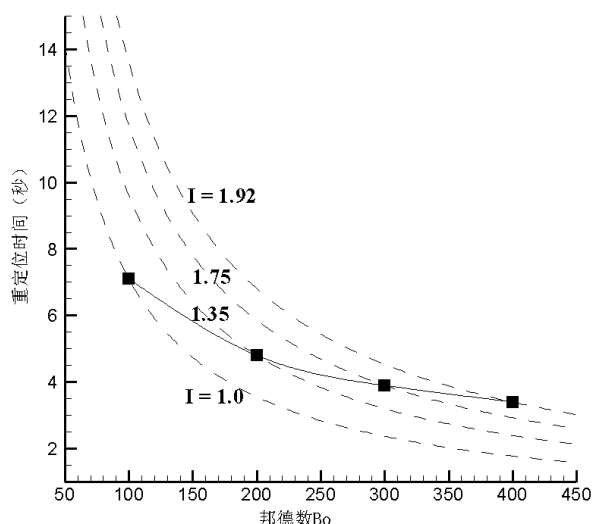


图4 重定位时间随邦德数的变化(实线), 以及无量纲等冲量曲线(虚线)

#### 4 结论

本文针对自由面变形问题建立了完整的数学模型, 考虑表面张力效应, 数值模拟研究了不同邦德数(Bo)下自由面变形过程的特点。结合美国半人马座液氢贮箱缩比模型的微重力实验结果, 首先考虑无挡板情形, 对推进剂重定位过程进行了三维直接数值模拟, 得到了推进剂触底、反弹、碰撞、触顶、顶部清空和完成重定位六个特征时间, 与美国落塔微重力实验结果符合较好。进一步考虑了环形防晃挡板的影响, 完成了相应的数值模拟研究, 得到了重定位时间和沉底邦德数的依赖关系。发现在保证可靠沉底的前提下, 较小的沉底邦德数完成重定位过程需要的总冲量也较小, 从而节省沉底推进剂用量。该结果可以给微重力条件下火箭流体管理提供参考。

#### 参 考 文 献

- 褚桂敏, 低温上面级滑行段的推进剂管理 1-2, 导弹与航天运载技术, 2007, 287-288 期, P.27-31; 24-29
- Jack A Salzman et al. Low-gravity reorientation in a scale-model Centaur liquid-hydrogen tank[R]. N 73-16252, NASA.
- 顾方, 微重力环境下半球形贮箱液体重定位试验研究, 空间科学学报, 1991, 11 (1), P.24-32
- 张景芳, 球锥贮箱微重力试验研究, 强度与环境, 1996(4), P.37-45
- 魏延明, 潘海林, 表面张力贮箱的微重力实验验证--静平衡与重定位, 航天控制, 1998 (3), P.23-29
- 赵志建, 王锦瑜, 微重状态下带隔板球形贮箱中静液面形状优化算法, 国防科技大学学报, 1991, 13 (3), P.18-22
- 王毅, 常小庆, 微重力环境下推进剂贮箱中三维气液平衡界面的数值模拟, 火箭推进, 2007, 33(3), P.31-35
- 刘春辉, 微重力条件下 40% 充液旋转贮箱中液体再定位的计算, 导弹与航天运载技术, 1994, vol.207, P.49-54
- 陈健, 范晴云, 贮箱内推进剂微重力下晃动的有限元模拟及试验, 上海航天, 2004, (3), P.15-19
- 刘秋生, 李章国, 朱志强等人, 航天器贮箱气/液界面形状及重定位的数值仿真和实验研究, 第一届液体火箭动力系统仿真技术研讨会, 北京宇航系统工程研究所, 北京, 2008, P. 170-178
- 周炳红, 刘秋生, 胡炜等人, 微重力条件下火箭贮箱内自由界面变形过程的数值模拟, 第一届液体火箭动力系统仿真技术研讨会, 北京宇航系统工程研究所, 北京, 2008, P. 143-149
- 邓新宇, 唐一华, 黄兵, 张福忠, 推进剂重定位数值仿真, 导弹与航天运载技术, 2009, 299 期, P. 11-14.
- J. U. Brackbill, D. B. Kothe, and C. Zemach. A Continuum Method for Modeling Surface Tension. *J. Comput. Phys.*, 1992, vol.100, P.335-354.

## NUMERICAL SIMULATION ON LOW-GRAVITY REORIENTATION IN A LIQUID-HYDROGEN TANK

ZHOU Binghong<sup>\*</sup> Hu Wei<sup>\*\*</sup> Cai Shijie<sup>\*</sup> Yu Qiang<sup>\*</sup> Liu Qiusheng<sup>\*\*\*</sup>

<sup>\*</sup> (Center for space science and applied research, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190)

<sup>\*\*</sup> (Beijing Institute of Space System Engineering, Beijing 100076)

<sup>\*\*\*</sup> (Institute of Mechanics, Key Laboratory of Microgravity, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190)

**Abstract** Propellant reorientation processes in liquid-hydrogen storage tank of launch vehicle under microgravity have been studied by 3D numerical simulation with VOF(Volume of Fluid)method. First, for tank without baffle, six characterized time of liquid impact at tank bottom, geyser initiation, geyser impact on liquid-vapor interface, geyser impact tank top, clear of liquid at top and finish of reorientation have been captured by numerical simulation. Our results agree well with the experiments. Further consideration of annular baffles, the dependence of reorientation time on Bond number (Bo) has been investigated. We found that under the prerequisite of a reliable reorientation, propellant consumption for reorientation could be saved by using a small Bo.

**Key words** Microgravity, Launch Vehicle, Liquid-Hydrogen Storage Tank, Reorientation, VOF