

推进剂微重力加注稳定性仿真分析

李 乐

(上海空间推进研究所, 上海 201112)

摘 要: 针对表面张力贮箱的空间补给, 分析了其中的加注稳定性问题, 并用 FLUENT VOF 模型对其进行仿真模拟。分析表明微重力下推进剂加注极易发生不稳定的气液混合现象, 需要对加注流量进行控制, 或者在贮箱内部增加挡板结构以消减入口液体的动量。

关键词: 微重力; 表面张力贮箱; 推进剂加注; 流量控制

中图分类号: V434+.23-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2013) 04-0041-05

Simulation and analysis of propellant refueling stability under low-gravity condition

LI Le

(Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China)

Abstract: Based on space refueling technology, the stability of refueling is analyzed in this paper. The FLUENT VOF platform was used to simulate the stability of refueling. The results indicate that the mixture of gas and liquid is easy to appear when propellant refueling is under low-gravity condition, the flow rate should be controlled, or a baffle structure must be adopted in the tank to reduce the liquid momentum at inlet of the tank.

Keywords: low-gravity; surface tension tank; propellant refueling; flow control

0 引言

随着空间技术的发展, 大型、复杂的空间平台正日益广泛地出现, 载人空间站和空间商业加工平台进入人们的视野。推进剂是航天器的“血液”, 是实现轨道机动、轨道保持以及姿态控制的基础。我国的低轨道卫星推进系统推进剂都留有充分的余量, 实际寿命结束时贮箱中还留有相

当多的剩余量, 而长寿命、大容量卫星则与国外类似, 大多数因燃料耗尽不得不提前退出服务。推进剂补给技术能使飞行器的寿命大幅延长, 是解决其经济性的重要途径之一^[1]。

美国和俄罗斯为保持其空间技术的领先地位, 积极发展空间在轨补给技术。俄罗斯早在 1978 年就已经通过进步号飞船对第二代礼炮号空间站在轨补给四氧化二氮和偏二甲肼。美国从 20 世纪 60 年代就开始了表面张力贮箱在轨补给的

收稿日期: 2012-07-31; 修回日期: 2013-02-21

作者简介: 李乐 (1986—), 女, 工程师, 研究领域为空间推进补给系统

相关研究工作, 80~90年代利用航天飞机进行在轨补给试验, 2007年, 轨道快车模拟了完整的在轨补给过程, 但至今并未实际应用。

1 微重力推进剂加注稳定性仿真研究

1.1 微重力推进剂加注稳定性简介

微重力环境下, 重力不再占主导作用, 表面张力、粘性力和其他作用力(如重力梯度和随机加速度)决定了流体的分布, 因此对微重力下流体的传输机理进行研究对在轨加注的实现, 尤其是气液没有物理隔离的表面张力贮箱的加注具有重要的意义^[2]。

推进剂的在轨再补给是发生在贮箱中还剩余一定量推进剂的情况下, 但作为一般的研究方法来说, 首先要对空贮箱加注进行研究, 对于空贮箱加注, 稳定性要求更高。微重力时, 在贮箱内部推进剂没有流动的情况下, 由于表面张力作用, 气液界面是弯曲的, 如图1所示。



图1 微重力下液面形状

Fig. 1 Shape of liquid surface under low-gravity condition

在推进剂注入时, 如果入口处没有挡板结构, 注入的液流会对液面造成扰动, 扰动的大小直接影响液面的稳定与否。如果注入流率高, 液体的动量远大于表面张力, 会形成一个液柱喷向贮箱出气口的地方, 碰到壁面使液团破碎, 在微重力情况下就会使贮箱内气液混合, 我们希望加注过程尽量稳定。如果流率足够低, 表面张力就

可以克服液体动量形成一个稳定的界面, 保证贮箱内气液分离, 液团稳定。所以要保证注入流速在一定范围内, 即保证液面稳定^[3]。

稳定的界面是指在加注过程中, 注入液体在气液界面上形成小液柱, 其高度不变, 即与气液界面最低点保持相同的距离, 或高度减小, 即液柱最高点与界面最低点的距离逐渐减小。这样注入的液体就会被成功的收集在贮箱入口周围^[4]。

不稳定界面是指形成的液柱与气液界面最低点的距离逐渐增长。最终可能出现两种情况: 1) 液柱在气相中破裂成液滴, 液滴会继续飞向出气口方向, 如图2所示; 2) 整个液柱撞击出气口或壁面, 造成液柱破碎。这两种情况都会导致气液混合。

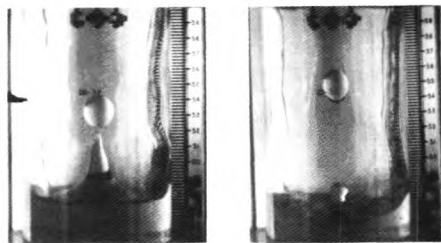


图2 不稳定加注下的液体行为

Fig. 2 Liquid action in unsteady injection

描述气液界面稳定性的参数是无量纲韦伯数 We , 它是注入液体动量与表面张力的比值^[5]:

$$We = \frac{\int_0^{R_i} \rho [2\pi r \times dr \times V_{h,r}] V_{h,r}}{2\pi R_j \sigma} \quad (1)$$

式中: R_i 为入口管半径; R_j 为喷注口半径; $V_{h,r}$ 为在入口管长 h , 半径 r 时的轴向喷注速度; σ 为表面张力系数; ρ 为注入液体密度。

对于不采用喷注器的直接注入, 可以将上式简化为:

$$We = \rho V^2 R_i / 2\sigma \quad (2)$$

式中 V 为入口速度。

NASA 研究中心对这个关键的韦伯数进行了实验测定, 不同贮箱结构, 不同的注入液体, 对应的关键韦伯数是不一样的^[6]。对于 NASA 的实验模型, 在空贮箱进行加注的情况下, 通过落塔

实验得到这个关键韦伯数是 1.5, 随着最初贮箱内液体深度的增加韦伯数也有所增加, 一般会在 2 左右。无量纲韦伯数的研究对于空间加注具有很大的指导作用, 可以用来预测加注过程中液面的稳定性。通过结构相同, 比例缩放的贮箱进行实验、仿真得到稳定的关键韦伯数, 可用来预测实际加注过程中的稳定注入流速, 从而避免贮箱内发生大扰动而造成气液混合或者液体外泄^[7]。

1.2 微重力加注的仿真实验

图 3 是 NASA 的落塔实验模型^[8], 两端呈半球形, 中间为圆柱, 球半径 2 cm, 圆柱段长 4 cm, 入口处半径 0.2 cm, 出气口半径 0.8 cm。

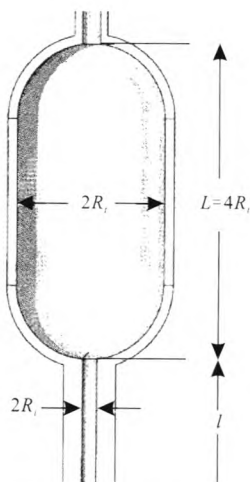


图 3 NASA 落塔模型

Fig. 3 NASA drop-tower model

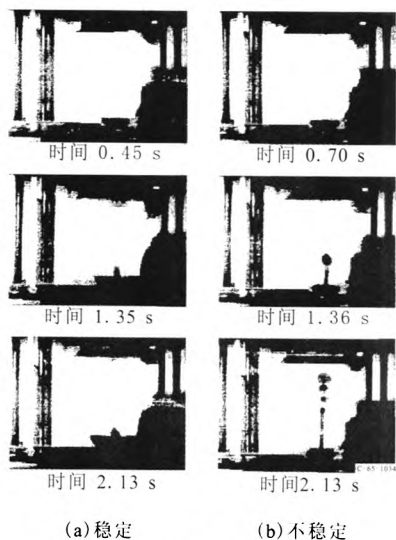


图 4 NASA 的落塔实验结果

Fig. 4 Result of NASA drop-tower experiment

图 4 是 NASA 实验时微重力下加注的液体行为, 左边一次加注是稳定加注过程, 1.35 s 时液柱冲出水面, 但 2.13 s 时液柱高度下降。右边一次加注是不稳定加注, 1.36 s 时液柱已经断裂为液滴, 液滴没有向下落, 从 2.13 s 时的液体行为图可以看出液滴继续向贮箱另一侧飞去。

1.3 微重力加注的仿真结果

针对该贮箱模型进行仿真计算, 以验证 VOF 模型可行性。仿真计算采用 FLUENT 非稳态、三维对称模型、 $k-\varepsilon$ 湍流标准、VOF 两相流、可压缩模型, 边界与初始条件与实验真实情况保持一致, 注入液体为酒精, 采用轴对称结构, 气相为空气, 一个大气压。酒精密度 790 kg/m^3 , 粘度 $0.0012 \text{ kg/m}\cdot\text{s}$, 表面张力系数为 0.0223 N/m , 接触角为 0° , 重力加速度取 NASA 落塔实验时的 10^{-5} g 。

仿真结果如表 1, 分析结果见表 2。分别使用不同速度注入, 验证其空贮箱加注时的关键韦伯数, 可以看出, 当韦伯数为 1.5 时, 液面处于稳定状态, 对于韦伯数等于 1.6 的情况, 也可以认为基本稳定。实际加注过程中会存在各种不可避免的扰动, 所以实际关键韦伯数会略低于仿真计算得出的关键韦伯数^[9]。可以看出, 仿真计算基本符合实验结果, 对实际加注可以起到一定的指导作用。

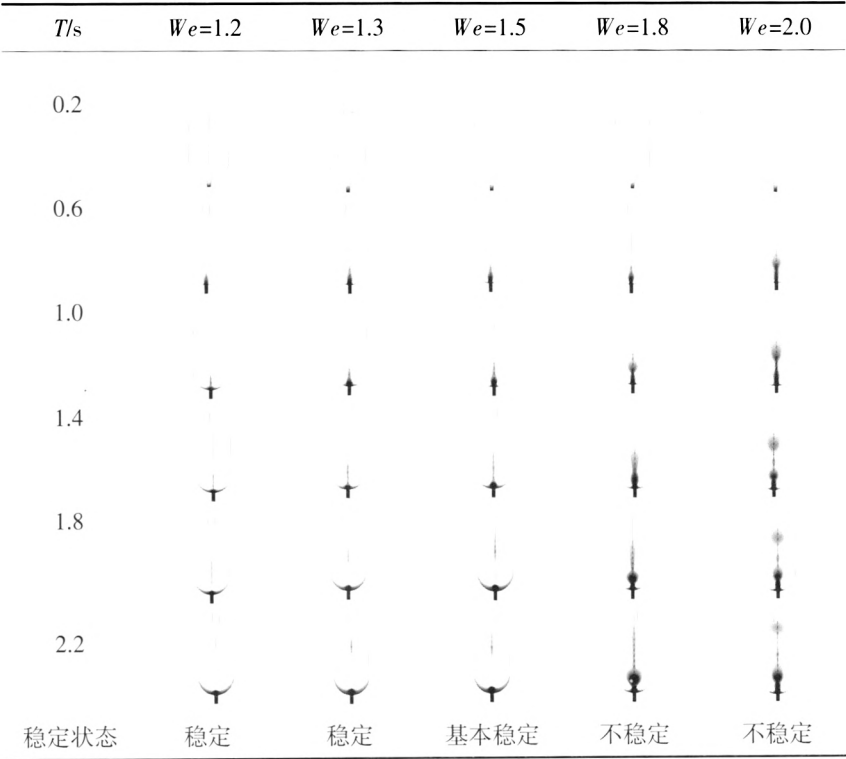
1.4 微重力加注的仿真结论

实验现象与仿真结果对比来看, FLUENT VOF 模型是可以用于模拟失重情况下的液体加注流动情况的, 对于液面稳定性与液柱形状的预测具有一定的可信度^[10]。但实际加注中往往会存在一些不可预测的扰动, 所以对于加注情况的最终确定还是要通过空间平台的实验来确定。

通常对于空贮箱或者有一定剩余液体的贮箱来说, 稳定韦伯数比较低, 不同的初始条件只有 1 或 2 左右, 对应的注入速度只有 $10\sim 20 \text{ cm/s}$ 左右, 对于实际加注时的大贮箱必然会使得加注时间过长^[11]。可以在入口处增加栅栏结构, 消减注入液柱的动量, 相应的增加流速, 减少加注时间。NASA 对增加栅栏的贮箱也进行了实验, 使用相同结构与尺寸的贮箱, 在入口处设置栅栏, 可以观察到关键韦伯数上升到了 $6\sim 180$, 不同的

栅栏结构，对韦伯数的提高效果不同。这将会使得入口流率大大提高从而减少系统的填充时间。空间贮箱加注一定是发生在贮箱还剩余一定推进剂的情况下，并且加注方式不同则贮箱加注入口处的结构也会不同，实际设计时要具体问题具体分析，综合贮箱入口结构、液体管理装置类型、推进剂类型和剩余量、微重力水平、卫星姿态等多方面因素综合考虑^[12]。

表 1 不同韦伯数下液体空间分布情况的仿真结果
Tab. 1 Simulation result of liquid space distribution at different Weber number



| 表 2 仿真结果分析 | | | | | |
|--------------------------------------|-------|-------|-------|-------|-------|
| Tab. 1 Analysis of emulation results | | | | | |
| <i>We</i> | 1.2 | 1.5 | 1.6 | 1.8 | 2.0 |
| <i>v</i> / (m·s ⁻¹) | 0.183 | 0.206 | 0.213 | 0.226 | 0.238 |
| 稳定性 | 稳定 | 稳定 | 基本稳定 | 不稳定 | 不稳定 |

2 结论

本文针对微重力加注的液面稳定性做了初步的研究，微重力加注时液面的稳定性可由韦伯数来衡量，液面从稳定到不稳定的关键韦伯数是 1.5，随着最初贮箱内液体深度的增加韦伯数也会有所增加，一般会在 2 左右。通过仿真计算，与试验现象相符，仿真模型可以用来简单预测微重

力加注初期的液面稳定情况。为了增加加注流量并保证液面稳定，可以在入口处增加栅栏结构，消减注入液柱的动量，相应的增加流速，减少加注时间。
卫星表面张力贮箱的在轨补给难度大，技术要求高，面临的问题还有很多。在我国，实验的限制因素更多，困难更大，卫星表面张力贮箱加注不是一朝一夕可以实现的技术，我们要从基础研究开始，争取早日取得突破。

参考文献:

- [1] DONALD M, WALTZ. On-orbit servicing of space systems [M]. Malabar, Florida: Krieger Publishing Company, 1993.
- [2] CONCUS P. Static menisci in a ventral right circular cylinder[J]. J. of Fluid Mech., 1968, 34(3): 481-495.
- [3] SYMONS E P. Interface stability during liquid in-flow to initially empty hemispherical ended cylinders in weightlessness[M]. US: National Aeronautics and Space Administration, 2003.
- [4] HOCHSTEIN J I. Computational modeling of jet induced mixing in cryogenic propellant tanks in low-G[D]. Akron, US: The University of Akron, 1984.
- [5] SYMONS E P. Liquid inflow to partially full, hemispherical-ended cylinders during weightlessness[M]. US: National Aeronautics and Space Administration, 1969.
- [6] BICKNELL B A, CZYSZ P M. Low-g venting tests to sup-

port on-orbit fluid resupply systems, AIAA-90-2379[R]. USA: AIAA, 1990.

- [7] DIPPREY N F, ROTENBERGER S J. Orbital express propellant resupply servicing, AIAA 2003-4898[R]. USA: AIAA, 2003.
- [8] BENTZ M D, KNOLL R H, LIN C S. Low-g fluid mixing: further results from the tank pressure control experiment, AIAA-93-2423[R]. USA: AIAA, 1993.
- [9] CHATO D J. Technologies for refueling spacecraft onorbit, AIAA-2000-5107[R]. USA: AIAA, 2005.
- [10] 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[J]. 火箭推进, 2007, 33(3): 31-35.
- [11] DOMINICK S M. Fluid acquisition and resupply experiment flight results, AIAA 1993-2424[R]. USA: AIAA, 1993.
- [12] HEARN H C. Investigation into tank venting for propellant resupply, AIAA 2002-3982 [R]. USA: AIAA, 2002.

(编辑: 张永秀)

(上接第 18 页)

5) 涡轮排气引入推力室后对喷管延伸段冷却效果明显, 喷管延伸段气壁温从大端到小端明显下降 373 K~773 K (100 °C~500 °C)。

参考文献:

- [1] 王俊峰, 王月基, 申麟, 等. 上面级多星部署的轨道设计研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2011, 31(1): 7-9.
- [2] 刘国球. 液体火箭发动机原理[M]. 北京: 中国宇航出版社, 1993.
- [3] 朱宁昌. 液体火箭发动机设计[M]. 北京: 中国宇航出版社, 1993.
- [4] 杨世铭, 陶文铨. 传热学 [M]. 3 版. 北京: 高等教育出版社, 2002.
- [5] WANG Ten-See, LIN Jeff, RUF Joe, et al. Effect of coolant flow distribution on transient side load of film cooled nozzles, AIAA 2011-3268 [R]. USA: AIAA, 2011.
- [6] REIJASSE Philippe, BOCCALETTO Luca. Influence of film cooling on nozzle side load, AIAA 2008-392 [R]. USA: AIAA, 2008.
- [7] REIJASSE Philippe, BOCCALETTO Luca. Nozzle flow control with a wall film injection, AIAA 2007-5747 [R].

USA: AIAA, 2007.

- [8] REIJASSE Philippe, BOCCALETTO Luca. Nozzle flow separation with film cooling, AIAA 2008-4150 [R]. USA: AIAA, 2008.
- [9] PERROT Y, HADJADJ A. Numerical simulation of shock boundary layer interaction in supersonic nozzles, AIAA 2005-4309 [R]. USA: AIAA, 2005.
- [10] PERROT Y, HADJADJ A. Shock pattern in the plume of rocket nozzles needs for design consideration, AIAA 2005-4309 [R]. USA: AIAA, 2005.
- [11] BOCCALETTO L, CAHUZAC F. Solving the flow separation issue a new nozzle concept, AIAA 2008-5234 [R]. USA: AIAA, 2008.
- [12] WANG Ten-See, LIN Jeff, RUF Joe. Transient three-dimensional side-load analysis of out-of-round film-cooled nozzles [J]. Journal of Propulsion and Power, 2011, 27(4): 899-907.
- [13] FERRANDON O, JAMES P H, GIRARD P H. Vulcain 2 nozzle extension integrated European team and advanced computational models to the service of nozzle design, AIAA 2005-4535 [R]. USA: AIAA, 2005.

(编辑: 王建喜)