

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

昝永婧¹, 王浩苏¹, 王妍卉², 周炳红², 朱平平¹, 邵业涛¹, 黄 辉¹

(1. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076;

2. 中国科学院国家空间科学中心, 北京 100190)

摘要: 运载火箭在飞行过程中需要进行姿态调整以满足入轨要求, 贮箱内推进剂在外界干扰力的作用下将发生晃动, 由此引入了诸如气液接触面积、蒸发、冷凝过程及推进剂流动变化等不确定影响因素。实际飞行过程尤其是进入滑行段的初始推进剂晃动对贮箱内气枕压力及推进剂流动行为具有重要影响。在调研国内外运载火箭末级飞行过程中低温贮箱压力及推进剂流动特性的基础上, 建立仿真模型, 采用流体体积函数方法 (VOF) 分析滑行段推进剂流动特性变化对贮箱气枕压力的影响。

关键词: 滑行段; 推进剂; 低温贮箱; 流动特性

中图分类号: V434+.1

文献标志码: A

文章编号: 2096-4080 (2019) 04-0034-07

Research on Influence of Cryogenic Propellant Flow Behavior and Heat Transfer Characteristics on Ullage Pressure in Coasting-Flight Phase

GA Yongjing¹, WANG Haosu¹, WANG Yanhui², ZHOU Binrong², ZHU Pingping¹, SHAO Yetao¹, HUANG Hui¹

(1. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 10076, China;

2. National Space Science Center, the Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: Attitude adjustment is needed during rockets' flight processes in order to meet the orbit requirement. The rocket's attitude adjustment process will introduce propellant sloshing in the cryogenic tank, resulting in some uncertain effects such as variations of gas-liquid contact area, heat transfer process, evaporation/condensation process, and propellant flow behavior. In fact, initial propellant sloshing during the coasting-flight phase has notable influence on the ullage pressure and propellant flow behavior. In this paper, the influence of propellant flow behavior on the cryogenic tank pressure is studied via numerical simulation using VOF method, on the basis of literature research of cryogenic tank pressure and propellant flow behavior during the upper stage flight of launch vehicles.

Key words: Coasting-flight phase; Propellant; Cryogenic tank; Flow behavior

收稿日期: 2018-12-07; 修订日期: 2019-02-22

作者简介: 昝永婧 (1985-), 女, 博士, 高级工程师, 主要研究方向为运载火箭动力总体设计。

E-mail: gayj2019@163.com

0 引言

运载火箭在飞行过程中为满足发动机泵入口压力要求,需采用自生增压或气瓶增压的方式对贮箱进行增压。对于火箭入轨末级,优化增压用气及相关组件产品对提高运载能力有重要作用。火箭在主发动机关机、载荷分离、二次启动、末速修正等过程中,不可避免会引入相对于飞行方向的侧向干扰力,箱内推进剂晃动使得贮箱内气液接触面积、换热过程及流动特性发生相应的变化,从而对低温贮箱气枕压力及增压用气量分析产生重要影响。

本文在调研国内外运载火箭飞行过程中贮箱压力变化影响因素的基础上,采用流体体积函数方法(VOF)数值模拟贮箱内气液两相流动与换热过程,分析箱内推进剂流动特性对气枕压力的影响。

1 国内外研究现状及发展趋势

公开研究资料表明,美国^[1-2]、欧洲^[3]、日本^[4]和中国^[5-7]都进行了低温推进剂流体形态和增压过程的数值模拟研究,其中美国近年来还一直投入大量人力物力,进行低温推进剂增压过程的空间实验研究。

1.1 Ariane 5 低温上面级 ESC-A

2005年2月12日,Ariane 5 低温上面级 ESC-A 首飞成功^[3]。图1为实测液氢箱内的压力变化曲线,各时段上面级的动作如下:

- 1) 上级载荷分离 (1500s~1600s);
- 2) 载荷适配器分离 (1601s~1700s);
- 3) 下级载荷分离 (1701s~2000s);

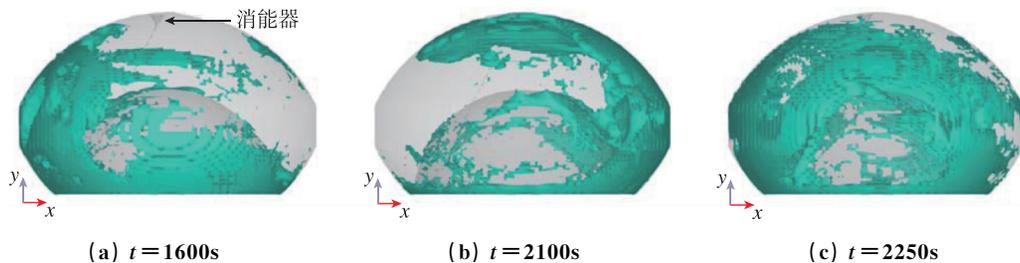


图2 分离过程中贮箱内推进剂形态^[3]

Fig. 2 Location of propellant in the tank at different times after beginning of the payload separation phase^[3]

- 4) 微重力环境 (2001s~2300s);
- 5) 末级钝化准备 (2301s~3200s);
- 6) 贮箱钝化 (>3200s)。

其中,第4~6阶段包含载荷分离后的滑行段及末级钝化段,贮箱内的推进剂流动行为非常复杂。Behruzi等^[3]采用FLOW-3D对Ariane 5 ESC-A 上面级分离过程中液氢箱推进剂的流动过程进行数值模拟,结果如图2所示。分析表明,由于分离过程中推力大幅下降,推进剂在干扰力的作用下会晃动并向上运动至贮箱顶部。但是随着钝化过程的进行,推进剂运动到贮箱底部,如图3所示。结合图1可知,在有分离、晃动等外界干扰因素的情况下,贮箱内的气枕压力随之降低,这可能是由于推进剂晃动并向贮箱顶部运动,加剧了气枕与推进剂的接触面积和换热所致。由此可见,外界干扰引起的晃动可能是贮箱内气枕压力下降的极为重要的影响因素之一。

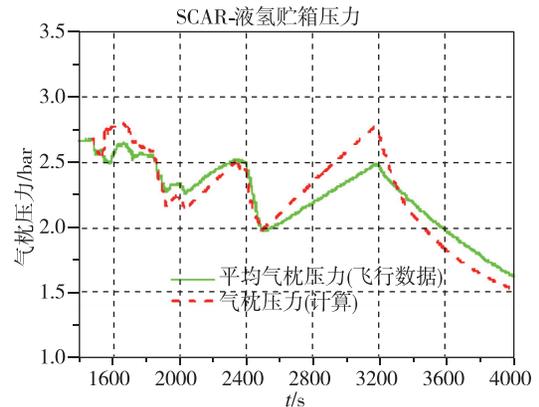


图1 Ariane 5 火箭第一次飞行上面级氢箱压力测量及仿真结果^[3]

Fig. 1 Pressure evolution in hydrogen tank of Ariane 5 during its first flight^[3]

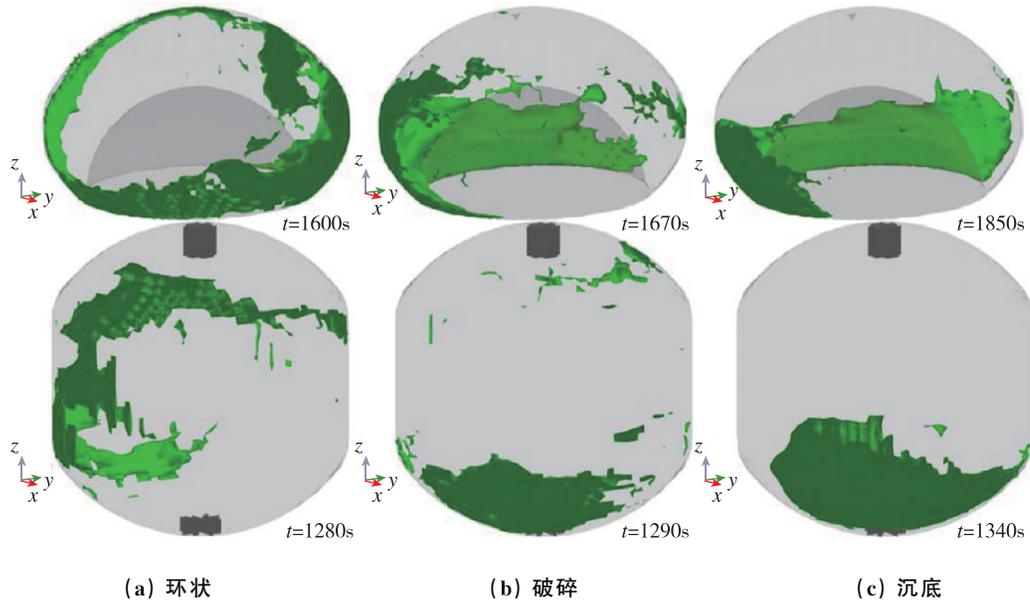


图 3 钝化过程中推进剂逐渐恢复平稳^[3]

Fig. 3 Propellant location inside the LH2 tank (top) and the LOX tank (bottom) with the transition from a circular ring shape fluid motion to a mainly settled motion (FIPS simulation)^[3]

1.2 日本 H-II A 火箭上面级

H-IIA 上面级在首飞过程中成功用相机观测到微重力环境下液氢箱内液面的动态特性，见图 4。根据获得的录像和液面传感器数据可以判断，增压气体穿透箱内液氢并引起液面的变化。Himeno 等^[4]通过数值模拟方法预示了增压气体直喷和斜喷对推进剂液面的影响，见图 5 和图 6。分析表明，增压气体液面直喷会使液面变形，从而影响增压输送系统的正常工作。



(c) 液滴飞溅至箱顶

图 4 H-II A 火箭上面级增压过程中液氢贮箱液面变化 (一次性飞行扩展试验, CCD 观察)^[4]

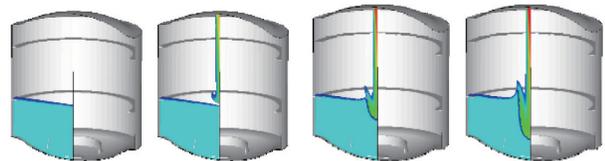
Fig. 4 Dynamic behavior of liquid hydrogen visualized during the pressurization in the extended engineering experiment of TF # 1 of H-II A^[4]



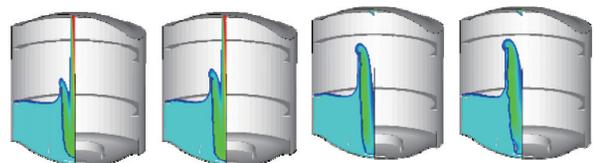
(a) 液面平稳 (无气体冲击)



(b) 液面波动并随后零化



(a) -160s (b) -158s (c) -156s (d) -154s



(e) -152s (f) -150s (g) -144s (h) -142s

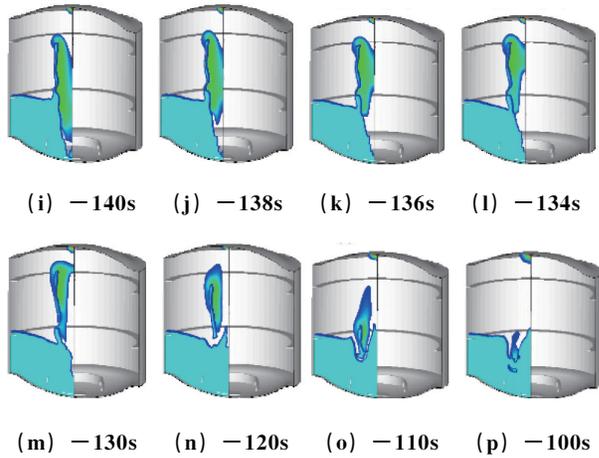


图5 H-II A火箭上面级液氢贮箱滑行期间直喷液面变形数值模拟^[4]

Fig. 5 Deformation of hydrogen during coasting flight before SEIG2 in TF # 1 of H-II A^[4]

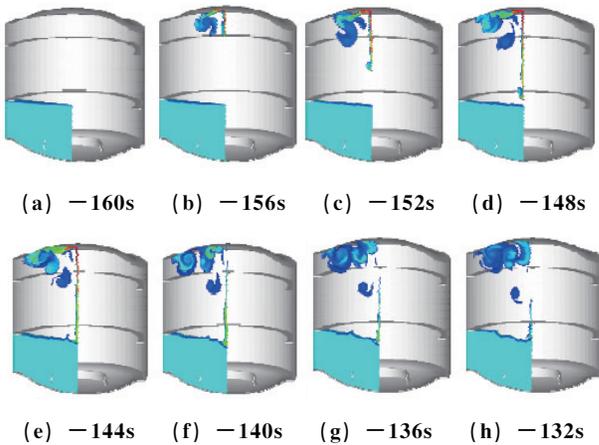


图6 H-II A火箭增压气体斜吹对箱内推进剂的影响^[4]

Fig. 6 Deformation of hydrogen during coasting flight before SEIG2 in TF # 2 of H-II A^[4]

1.3 国内研究情况

包铁颖等^[5]采用有限元方法对某运载火箭上面级滑行段期间的增压气体和推进剂温度变化进行了数值模拟研究,计算了滑行段期间不同太阳入射角工况下的温度变化。杨修东等^[6]采用VOF方法,利用Fluent软件对液氧贮箱自生增压过程中液氧贮箱推进剂流动、相变和传热进行了三维数值模拟研究,分析了排液过程中液面的波动过程。林宏等^[7]应用CFD软件进行了三维液体晃动仿真计算,获取了异形贮箱的晃动特性。

1.4 小结

火箭飞行过程中,上面级贮箱内推进剂的流动状态及气枕压力高度依赖初始条件。基础级飞行时间、飞行过程中受到的干扰力、初始增压压

力和温度、姿控系统工作带来的推进剂晃动等因素均会对上面级贮箱内低温推进剂的换热与流动过程产生重要影响。

2 推进剂流动及换热特性对气枕压力影响的数值仿真

针对上述文献调研,本文以三维椭球底圆柱贮箱为例进行仿真计算。贮箱结构如图7所示,初始充液高度(量纲为1)为0.45,网格选用非结构化四面体网格。

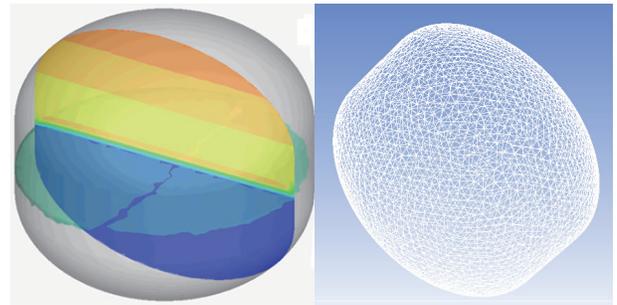


图7 贮箱结构及网格划分

Fig. 7 Grid of tank structure

2.1 控制方程

假设流体不可压缩、层流流动。则黏性流体运动控制方程如下

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

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

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

$$\frac{\partial f}{\partial t} (\rho E) + \nabla \cdot (v(\rho E + P)) = \nabla \cdot (k \nabla T) + S_h \quad (4)$$

上述4个方程分别为流体连续性方程、动量守恒方程、体积函数方程和能量守恒方程。其中 \mathbf{V} 、 ρ 、 P 、 μ 、 S_h 、 \mathbf{F}_σ 分别为流体的运动速度、密度、压力、黏性系数、液体蒸发/冷凝释放的热量和表面张力的等效体积力。 $\mathbf{F}_\sigma = \sigma k \nabla f$ 选用CSF (Continuous Surface Force) 模型, k 为界面的曲率。

2.2 初边值条件

假设流体和壁面完全浸润,贮箱壁面速度无滑移,即 $\mathbf{V} = 0$ 。贮箱上壁面外表面温度为160K,与气体接触侧壁外表面温度为70K,气枕初始温度为80K,流体温度为21.6K,等效对流换热系数选取 $0.6 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$ 和 $1.2 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$ 。

2.3 数值结果验证

为了验证数值结果的正确性和准确性，将数值计算所得压力与试验结果进行比对，见图8。数值结果与实验结果吻合良好，可以选用当前模型进行后续分析。

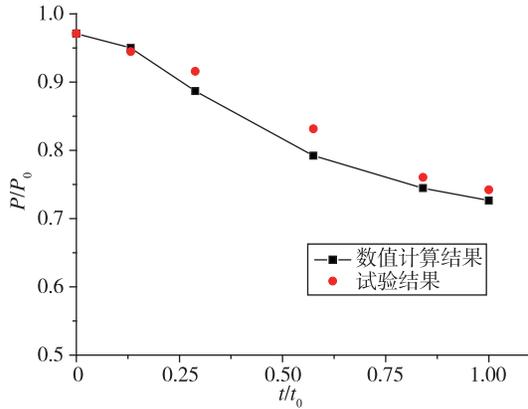


图8 数值结果与试验结果比对

Fig. 8 Comparison of calculation result with test data

2.4 推进剂流动特性对气枕压力的影响分析

计算过程中，给箱内推进剂 10° 的晃动干扰（晃动幅值/贮箱半径），将气枕压力计算结果与无晃动干扰的结果进行比对，如图9所示。晃动对贮箱气枕压力下降速率影响显著，平均压降速率较无晃动平均压降速率增压增加约80%，诱发原因

为晃动加速了贮箱内推进剂与气枕之间换热过程，因此抑制晃动对降低低温贮箱气枕压力下降速率具有重要意义。

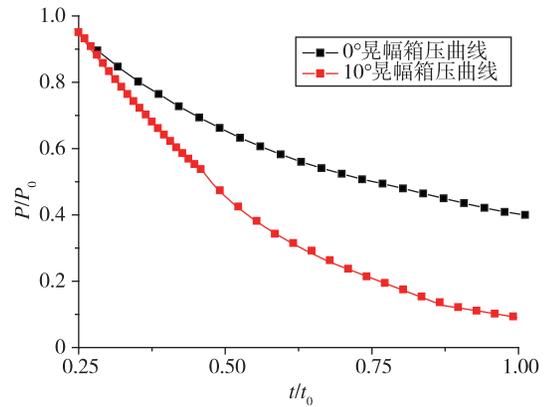


图9 气枕压力随时间变化曲线

Fig. 9 Variation of ullage pressure in tank with time (0° and 10° sloshing)

图10~图13分别为0°晃幅和10°晃幅条件下，箱内温度与液体容积随时间的变化过程。0°晃幅下，箱内推进剂液面平稳，相应的温度变化过程较为缓慢；10°晃幅下，在104s~252s时间内，液面变形明显，但是200s后在液体自身黏性的阻尼作用下，晃幅逐渐减弱，最后液面趋于平稳，流动逐渐稳定。

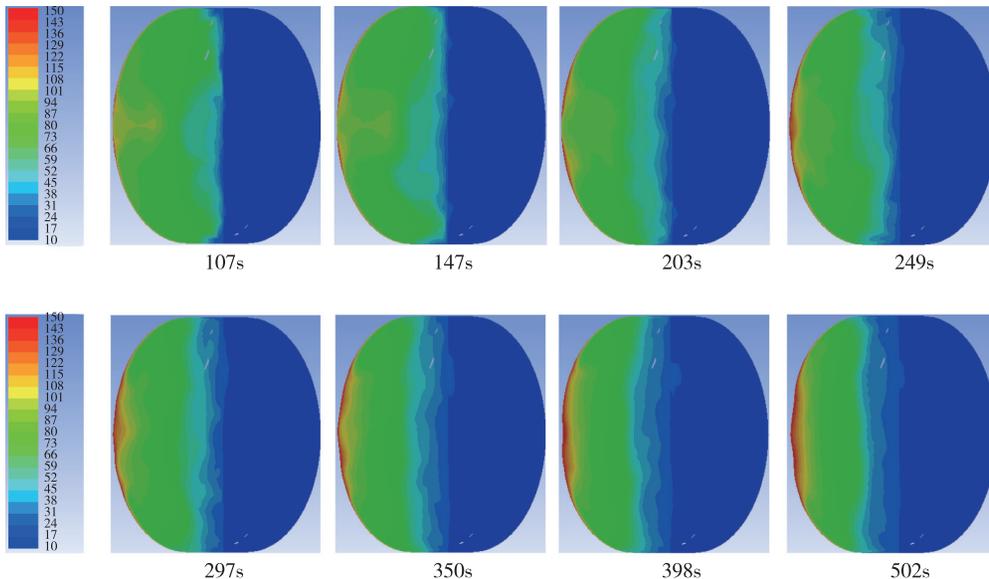


图10 温度随时间变化图 (0°晃幅)

Fig. 10 Variation of static temperature in tank with time (0° sloshing)

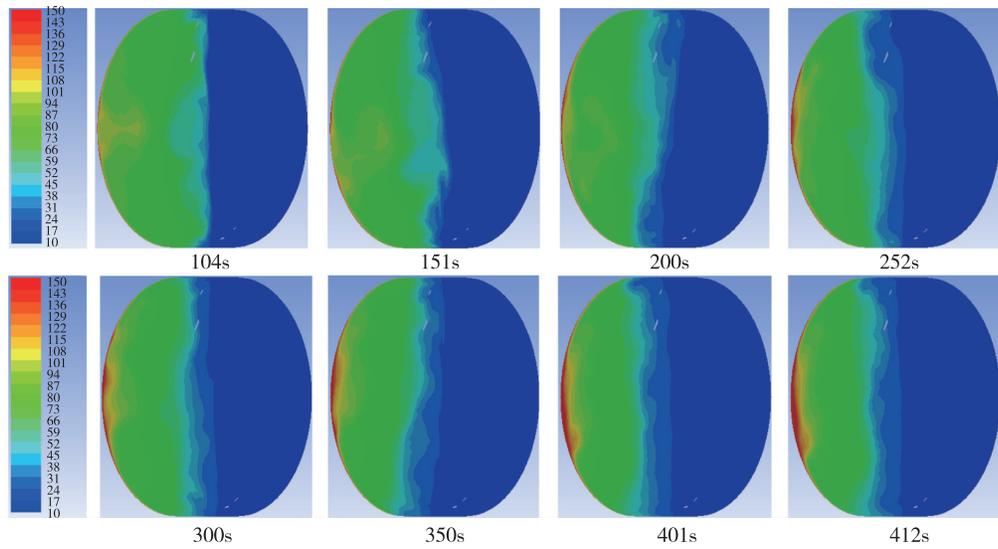


图 11 温度随时间变化图 (10°晃幅)

Fig. 11 Variation of static temperature in tank with time (10° sloshing)

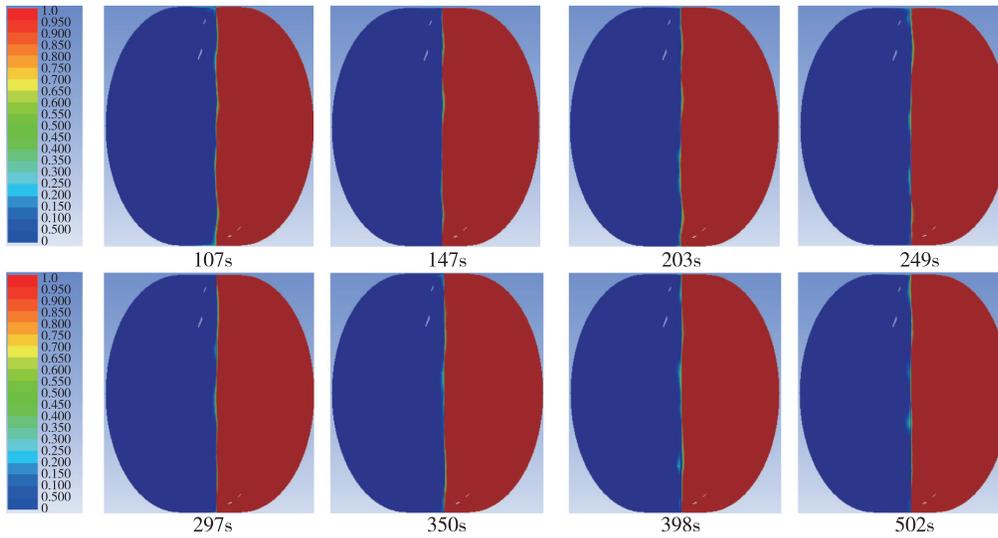


图 12 液相容积随时间变化图 (0°晃幅)

Fig. 12 Variation of liquid volume fraction in tank with time (0° sloshing)

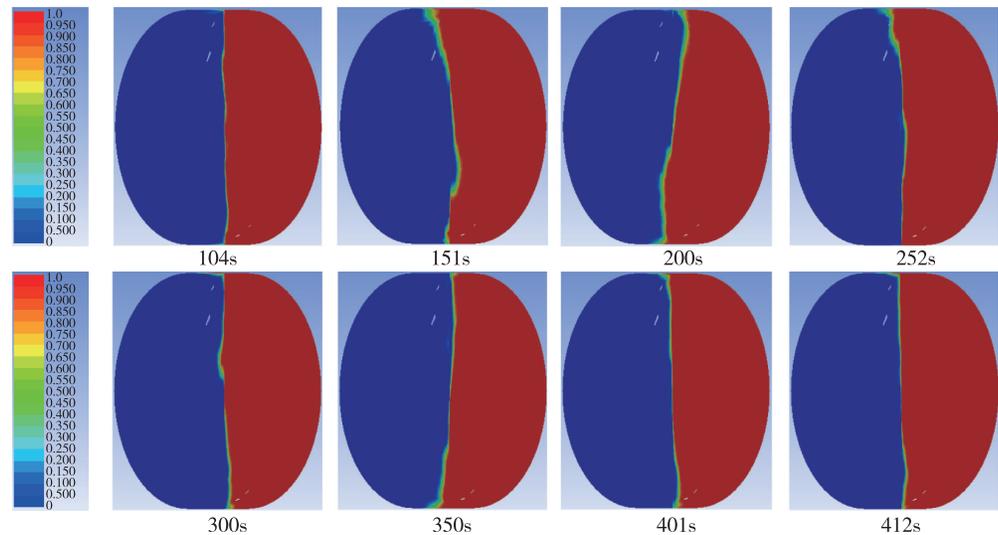


图 13 液相容积随时间变化图 (10°晃幅)

Fig. 13 Variation of liquid volume fraction in tank with time (10° sloshing)

3 结论

飞行过程中推进剂贮箱压力的变化过程受晃动、推进剂初始条件、气液接触面积、相变传热等多种因素影响,实际飞行过程的箱压变化是各种过程综合作用的结果,很难将单一因素分离出来给出定量的结果。然而,逐个分析单一影响因素有助于从繁杂的综合效应中认识问题。本文通过采用VOF方法,数值仿真了晃动这一因素对贮箱内推进剂流动特性的影响过程,随着流动特性的改变,箱内换热过程及气枕压力随之改变,反过来又会进一步影响流动特性,直至达到平衡。本文分析结果表明,随着晃幅的增加,气枕压力下降速率加快,因此抑制晃动对低温贮箱气枕压力控制及增压过程设计有重要意义。

参考文献

- [1] Kartuzova O, Kassemi M. Modeling interfacial turbulent heat transfer during ventless pressurization of a large scale cryogenic storage tank in microgravity [C]. 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2011: 6037.
- [2] Leuva D, Gangadharan S, Wilson P, et al. A CFD study of cryogenic LH2 tank ullage pressurization [C]. 53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference 20th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference 14th AIAA, 2012: 1888.
- [3] Behruzi P, Michaelis M, Khimeche G. Behavior of the cryogenic propellant tanks during the first flight of the Ariane 5 ESC-A upper stage [C]. 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2006: 5052.
- [4] Himeno T, Konno A, Tsuboi M, et al. Numerical investigation of liquid behavior in the propellant tank of H-IIA [C]. 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2002: 3987.
- [5] 包轶颖, 钟奇. 某运载火箭三级贮箱滑行段热分析计算 [J]. 上海航天, 2006, 23 (3): 19-22.
- [6] 杨修东, 尚存存, 王文. 液氧贮箱自生增压过程中气枕状态分析 [J]. 上海航天, 2014, 31 (4): 59-63.
- [7] 林宏, 彭慧莲, 董锴. 推进剂贮箱液体晃动的仿真研究与验证 [J]. 强度与环境, 2011, 38 (5): 25-30.
- [1] Kartuzova O, Kassemi M. Modeling interfacial turbulent heat transfer during ventless pressurization of a large scale cryogenic storage tank in microgravity [C]. 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference
- 引用格式: 朶永婧, 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.
- Citation: Ga Y J, Wang H S, Wang Y H, et al. Research on influence of cryogenic propellant flow behavior and heat transfer characteristics on ullage pressure in coasting-flight phase [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2019, 3 (4): 34-40.