

空间站膜盒贮箱抽气和加注过程特性

孙 威, 左岁寒

(中国空间技术研究院 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094)

摘 要: 针对增压气体复用式推进剂在轨补加方式的两大关键过程——贮箱抽气过程和推进剂加注过程的物理特性开展了研究, 建立了膜盒贮箱抽气过程及补液过程的数学模型。仿真计算与地面试验的对比分析结果表明: 抽气过程中贮箱气腔压力变化近似等温过程, 气瓶压力变化近似指数为 1.1 的多变过程; 加注过程中贮箱气腔压力变化近似等温过程。进一步对“和平号”空间站补加过程实例的仿真研究结果表明, 膜盒贮箱抽气过程中高压气瓶中气体散热效果的强弱显著影响气瓶压力变化过程; 膜盒贮箱加注过程中, 随着气腔容积减小, 贮箱压力上升速率将逐渐增大, 由此导致加注速率在后期逐渐下降。

关 键 词: 空间站; 推进剂补加; 贮箱; 气瓶; 多变模型

中图分类号: V419+.9

文献标志码: A

Characteristics of pumping-back and propellant-refilling processes for diaphragm tank of space station

SUN Wei, ZUO Suihan

(Beijing Institute of Spacecraft System Engineering,
China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: Numerical models for a pumping-back process of pressurized gas and a propellant-refilling process of propellant tank were built, and the simulation results were compared with experimental data using pure water. It was found that the pressure variation of propellant tank in the pumping-back process and the refilling process was similar to an isothermal process, and the pressure variation of pressurized gas-bottle in the pumping-back process was similar to a polytropic process with polytropic exponent of 1.1. Further simulation analysis was carried out with the developed model to investigate a typical propellant refueling process of the Mir Space Station, indicating that the pressure-rising rate of a pressurized gas-bottle in pumping-back process was significantly influenced by heat dissipation of the pressurized gas-bottle, and the propellant-refilling rate of a tank descended gradually due to increase of the back pressure of the tank in a propellant-refilling process.

Keywords: space station; propellant refueling; tank; gas-bottle; polytropic model

推进剂在轨补加是指补给航天器通过补加设备将自身携带推进剂补加至目标航天器贮箱, 以延长目标航天器在轨寿命的在轨活动^[1-4]。早期推进剂在轨补加主要通过推进剂的直接传输实现^[5-9]。随着技术的发展, 在轨补加方式也不断拓

展, 出现了更换推进剂贮箱以及整个推进系统模块的方式^[10-11], 但仅限于小型的演示验证试验。基于膜盒贮箱和增压气体回用的技术仍是迄今唯一实际投入工程应用的补加技术, “和平号”空间站、国际空间站和中国的“天宫”空间站均采用该

收稿日期: 2021-11-02

作者简介: 孙威(1981—), 男, 高级工程师, 博士, 主要从事航天器总体设计研究。E-mail: victs@163.com

引用格式: 孙威, 左岁寒. 空间站膜盒贮箱抽气和加注过程特性[J]. 航空动力学报, 2023, 38(9): 2299-2304. SUN Wei, ZUO Suihan. Characteristics of pumping-back and propellant-refilling processes for diaphragm tank of space station[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(9): 2299-2304.

种补加方式^[12-13],补加系统的组成参见图1所示,其主要补加步骤如下^[14]:由货运飞船携带推进剂上行并与空间站对接,空间站首先通过自身携带压气机将膜盒贮箱增压气腔气体抽回高压气瓶,为膜盒贮箱建立低压气垫环境;随后,货运飞船利用贮箱间的压力差将推进剂从自身贮箱输送至空间站膜盒贮箱。

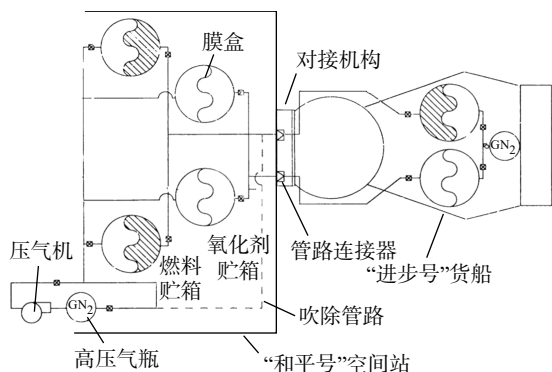


图1 “和平号”空间站补加系统示意图

Fig. 1 Sketch map of the propellant refueling system for the Mir Space Station

其中,膜盒贮箱的抽气步骤涉及气体在空间站推进剂贮箱和高压气瓶间转移,膜盒贮箱的加注步骤涉及推进剂在货运飞船贮箱和空间站贮箱间的流动,是补加全过程中最重要和最复杂的两个步骤。掌握好空间站膜盒贮箱和高压气瓶在抽气和加注两步骤中的工作特性,对补加系统携气量、补加流率等关键参数设计以及空间站在轨补加程序的设计有着重要的意义。Sauter等曾利用集中参数模型对低温推进剂加注过程进行了模拟^[15],胡齐、李乐等分别利用三维非定常流体两相流模型对微重力条件下贮箱加注过程进行了模拟^[16-17],均获得了与试验相吻合的结果,但是上述仿真研究针对的是基于表面张力原理的推进剂贮箱,贮箱中气液相未物理分离,与空间站所使用气液完全隔离的膜盒贮箱有较大的区别。廖瑛等曾对空间站膜盒贮箱的补加过程进行建模及仿真研究^[18],在他们的研究中,将抽气和加注过程中贮箱气腔和高压气瓶中状态变化过程视为等温过程,并未对其真实特性进行深入探讨。

本文建立了空间站膜盒贮箱推进剂抽气和加注过程的集中参数数学模型,基于仿真与地面试验对比结果,对抽气和推进剂加注过程的工作特性进行了探讨,并进一步利用俄罗斯贮箱和气瓶参数对空间站补加过程进行了实例分析。

1 补加系统建模

1.1 物理模型

参考俄罗斯空间站补加系统组成方案,提炼补加系统组成元件,形成简化物理模型。该模型包含压气机、空间站推进剂贮箱(补加目标贮箱)、货运飞船推进剂贮箱(补加源贮箱)、高压气瓶、自锁阀门和节流孔板等主要组件。其中,补加目标贮箱和补加源贮箱均为气液完全分离的工作方式,贮箱中设置隔离膜,一边为液体工质,另一边为增压气体。抽气步骤中,压气机将膜盒贮箱气腔气体抽送至自身高压气瓶中。推进剂加注步骤中,膜片贮箱增压气体压力须高于膜盒贮箱气体压力,通过压差将推进剂从膜片贮箱输送至膜盒贮箱。

1.2 抽气过程工程计算模型

根据补加气路系统组成,分析主要包含两类特征组件:压力容器和压气机。其中膜盒贮箱气腔和高压气瓶在抽气时可分别视为压力容器的放气过程和充气过程;因压气机一般具备较稳定的增压能力,可视为抽吸速率为定值的气体传输源,为膜盒贮箱气腔和高压气瓶提供流量边界条件。为简化模型,提升其工程实施性,计算采用集中参数模型,不考虑气体体系内部换热和对流等耗散过程,视膜盒贮箱气腔和高压气瓶中气体密度和温度均匀分布;视压力容器中气体体系符合固定指数的多变过程,通过多变指数来体现气体体系与外界环境的热交换效果。

1) 压气机模型

压气机在整个过程中保持抽吸速率不变

$$\dot{m} = C \quad (C \text{ 为常数}) \quad (1)$$

2) 压力容器模型

膜盒贮箱气腔放气过程和高压气瓶充气过程视为多变过程,故压强与温度关系可用下列微分方程描述,其中 p 、 T 为压力容器内气体压力和温度, k 为多变指数

$$p^{1-k} \cdot T^k = C \quad (2)$$

理想状态气体方程可用如下方程式表示,其中, m 为压力容器内气体质量, R 为气体常数, V 为压力容器容积

$$pV = mRT \quad (3)$$

由质量守恒方程可知

$$\frac{dm}{dt} = \dot{m} \quad (4)$$

1.3 加注过程工程计算模型

根据补加液路系统组成,分析主要包含3类特征组件:恒压源、局部阻力器件和压力容器。其中,货运飞船的膜片贮箱在推进剂补加过程中因有稳定的增压压力和持续的推进剂供给,可以视为恒压源;阀门、管路、节流组件等管路及管路系统附属组件在补液过程中主要起到流动阻尼作用,均视为局部阻力器件;空间站的膜盒贮箱实际分为液腔和气腔两部分,随着推进剂的充填,膜盒贮箱液腔容积所占比重增大,气腔受到压缩逐渐变小。加注过程中气液隔离膜的阻尼效应可忽略,视推进剂贮箱液腔和气腔压力相等。

1) 恒压源模型

恒压源在整个过程中保持压力值不变

$$p = P \quad (P \text{ 为常数}) \quad (5)$$

2) 局部阻力模型

局部阻力是为了控制推进剂的流量而在流路中专门设置的,或者是由流路的自身结构特点,比如:转弯和截面积变化等造成的。对于局部阻力,体积流率 Q 与阻力原件前后压差 $\Delta p = p_1 - p_2$ 有着平方关系。方程可表示为

$$Q = \mu A \sqrt{\frac{2(p_1 - p_2)}{\rho}} \quad (6)$$

式中 μ 为流量系数,与局部阻力器件结构直接相关; A 为局部阻力流通截面积; p_1 为进口压力; p_2 为出口压力; ρ 为流体密度。

3) 膜盒贮箱气腔模型

随着推进剂加注,贮箱气腔容积被压缩,体积变化速率与推进剂补加质量流率有关,气腔容积变化可用下式描述:

$$\frac{dV_g}{dt} = -Q \quad (7)$$

式中 Q 为充填工质的体积流率, V_g 为膜盒贮箱气腔容积。

推进剂补加时膜盒贮箱气腔受压缩的过程视为多变过程,压强变化可用下式描述:

$$p_t = p_{\text{ini}} \left(\frac{V_{\text{ini}}}{V_t} \right)^k \quad (8)$$

式中 p_{ini} 和 V_{ini} 为初始时刻贮箱气腔内气体压力

和体积, p_t 和 V_t 为 t 时刻贮箱气腔内气体压力和体积。

2 仿真与试验结果对比分析

为了验证仿真模型的准确性,将仿真结果与地面试验结果进行了比对。地面试验系统组成如图2所示,试验模拟了完整的抽气和加注过程,采用纯净水作为模拟工质,氮气作为贮箱增压气体。首先,将参试目标贮箱气腔气体抽至另一气瓶中,为目标贮箱建立初始气垫,模拟抽气过程;之后,将上游连有稳压气源的加注源贮箱与目标贮箱间管路控制阀门打开,通过压差为目标贮箱加注纯净水,模拟推进剂加注过程并测量模拟工质的充填量。试验系统气、液路管路不同位置处均设置有压力传感器来记录气瓶、贮箱和液路管路中的压力,并在气瓶和贮箱外壁面设置热电偶来记录壁温变化情况。

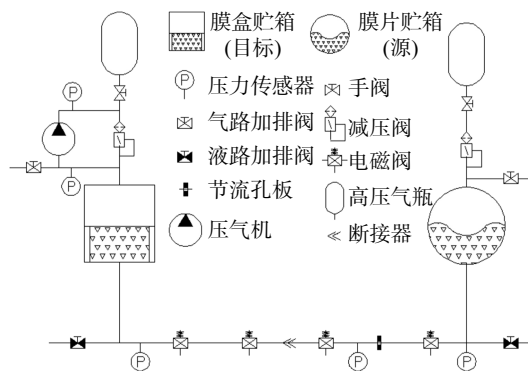


图2 推进剂补加地面试验系统示意图

Fig. 2 Sketch map of propellant refueling system for ground experiment

从图3所示抽气过程中贮箱气腔压力仿真曲线与试验曲线的对比可看到,试验实测结果与绝热假设(多变指数取为1.4)下的仿真结果偏差较大,与等温假设(多变指数取为1.0)下的仿真结果吻合较好,这表明贮箱气腔在抽气过程中近似为等温状态。相比仿真曲线,试验实测压力曲线在抽气开头和结束时刻与仿真值较为一致,抽气中间过程中相对仿真曲线有一定幅度的下凹,这是由压气机实际工作特性所导致。压气机的实际抽气速率会受到背压(高压气瓶压力)的影响,在压气机刚开始抽气时出口背压较低,压气机的抽吸速率会较高,随着背压的升高,压气机的抽吸速率逐渐下降,整体在额定抽吸速率附近小幅变动。等温过程中贮箱内气体质量与压力呈正比关系,

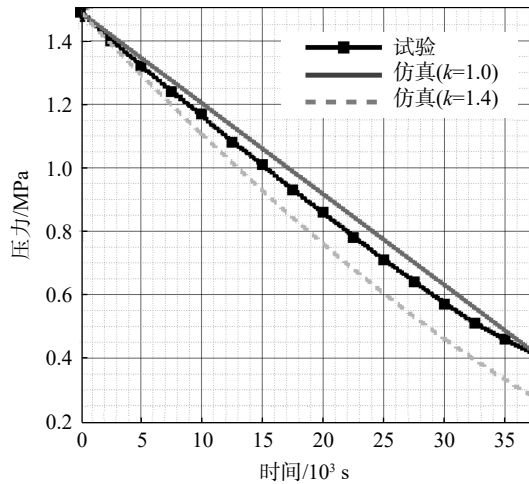


图 3 抽气过程贮箱气腔压力仿真与试验结果对比

Fig. 3 Comparison of simulation results and experiment results of tank pressure in pumping-back process

在仿真计算时设定压气机的抽吸速率为抽气额定速率, 因此等温假设下的仿真曲线为斜率固定的直线, 而试验压力曲线斜率随时间变化逐步减缓, 绝对值从高于仿真曲线斜率逐步过渡到低于仿真曲线斜率, 这也从侧面也反映了抽气速率逐渐放缓的变化趋势。

从图 4 所示抽气过程中高压气瓶压力仿真曲线与试验曲线的对比可看到, 试验实测压力变化曲线处于等温和绝热假设下的仿真曲线之间, 稍微偏向等温曲线一侧。拟合计算结果表明地面试验中高压气瓶的充气过程接近多变指数为 1.1 的多变过程。同样因为抽气速率的变化, 试验曲线相对仿真曲线有一定幅度的上凸。

图 5 和图 6 所示加注过程中贮箱气腔压力及

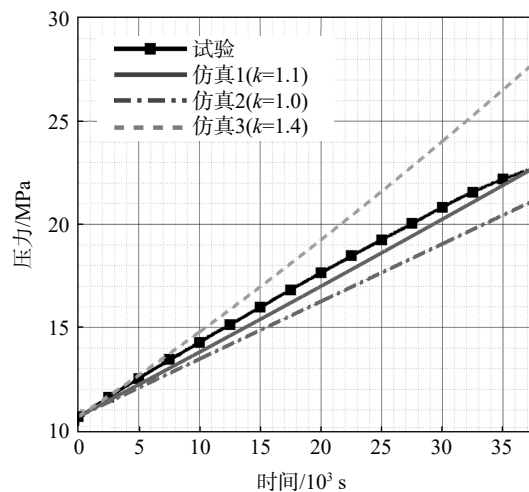


图 4 抽气过程高压气瓶压力仿真与试验结果对比

Fig. 4 Comparison of simulation results and experiment results of pressurized gas-bottle in pumping-back process

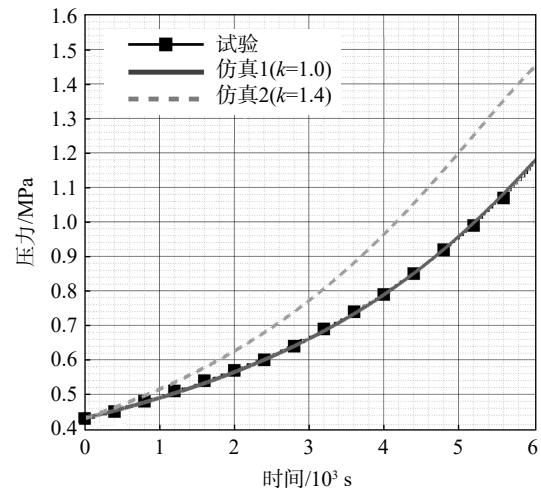


图 5 加注过程贮箱气腔压力仿真与试验结果对比

Fig. 5 Comparison of simulation results and experiment results of tank pressure in propellant-refilling process

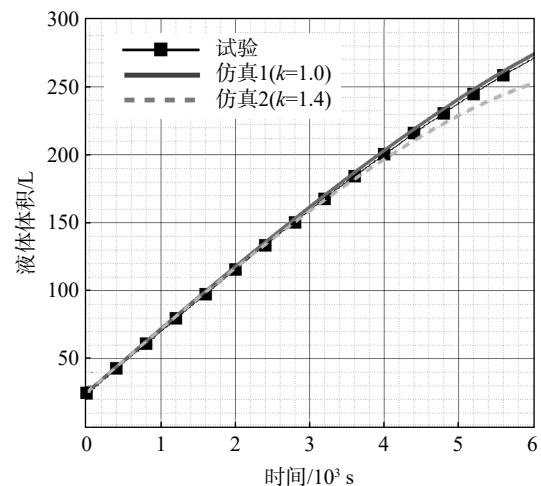


图 6 加注过程充填量仿真与试验结果对比

Fig. 6 Comparison of simulation results and experiment results of propellant refilling quantity in propellant-refilling process

充填量仿真曲线与试验曲线的对比可看到, 试验实测结果与绝热假设(多变指数取为 1.4)下的仿真结果偏差较大, 与等温假设(多变指数取为 1.0)下的仿真结果吻合较好, 这表明贮箱气腔在加注过程中同样接近等温状态。

分析贮箱和气瓶热力过程的区别主要由两者散热性能不同所导致, 贮箱容积是气瓶容积 10 倍以上, 而且液腔部分保存有液态工质, 它的散热能力和自身热容均高于气瓶, 气腔气体在抽气或者受压时能够较快地与贮箱结构间实现温度平衡, 因此接近等温过程; 气瓶散热面积相对较小、自身热容低, 不能将充气时气体压缩产生的热量及时散发出去, 因此呈现既散热、自身温度也升高的特点, 热力过程介于绝热与等温过程之间。

3 膜盒贮箱补加过程实例模拟

基于上述数学模型,采用表 1 中俄罗斯“和平号”空间站补加系统参数^[14],对“和平号”空间站抽气和四氧化二氮(N₂O₄)推进剂加注过程进行仿真分析。因无法获知“和平号”空间站抽气和补加过程中贮箱和气瓶中多变指数,仿真时贮箱气腔采用等温模型,气瓶分别采用等温模型和多变指数为 1.1 的多变过程模型。此外,为研究贮箱初始气垫压力对加注过程的影响,分别针对初始气垫压力 0.3 MPa 和 0.5 MPa 的工况进行了仿真。

表 1 推进剂补加参数	
Table 1 Parameters of propellant refueling	
参数	数值
气瓶容积/L	40
膜盒贮箱气腔容积/L	85
膜盒贮箱液腔容积/L	200
抽气前推进剂剩余量(体积)/L	0
抽气前膜盒贮箱压力(气体温度为 15 ℃)/MPa	2.0
抽气前气瓶压力(气体温度为 15 ℃)/MPa	6.9
抽气前膜盒贮箱气腔温度/℃	15
贮箱气腔抽气目标压力/MPa	0.3
抽气速率(标准大气压 101 325 Pa 下, 气体温度为 20 ℃)/(L/h)	400
加注时货船贮箱增压压力/MPa	1.9
贮箱液腔目标加注量(体积)/L	192
N ₂ O ₄ 密度/(kg/m ³)	1 445

从图 7 抽气过程中贮箱和气瓶压力变化曲线中可以看到,以 400 L/h 的标称抽气速率将完全空置贮箱从 2 MPa 抽至 0.3 MPa 约需要 12 h,图中 p_{tank} 表示贮箱压力曲线, $p_{1, \text{gasbottle}}$ 表示等温条件下气瓶压力曲线, $p_{2, \text{gasbottle}}$ 表示多变指数为 1.1 条件下气瓶压力曲线。在抽气过程中压气机将总共 4 880 L(标准大气压为 101 325 Pa 下,气体温度为 20 ℃)气体从贮箱气腔转移至气瓶。若将气瓶加压过程视为等温过程,则充填气体只会导致 12.2 MPa 的压力增量,然而,根据地面试验与仿真的对比结果,在计算时采用了多变指数为 1.1 的多变过程假设,计算得到气瓶压力增量为 14.1 MPa,气瓶压力最终达到 21 MPa。这说明为气瓶进行充气的过程中气体散热效果的强弱将显著影响气瓶压力变化过程。实际在轨进行推进剂补加时因为压力机的出口压力存在上限值,比如:俄罗斯压气机出口压力约为 22 MPa,当气瓶压力

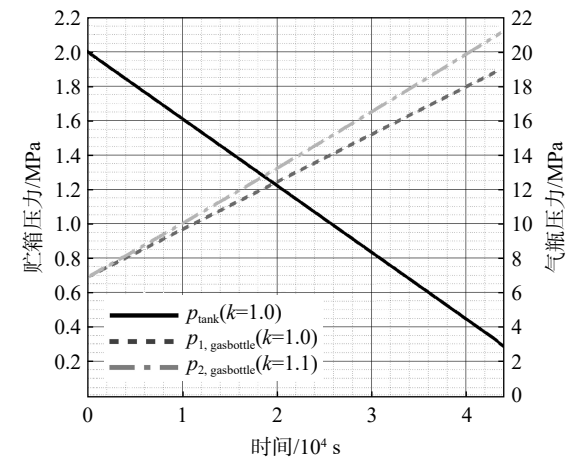


图 7 抽气过程中气瓶和贮箱压力变化曲线
Fig. 7 Variation curve of pressure in gas-bottle and tank in pumping-back process

接近压气机出口压力时,将无法再向气瓶中充入气体。这就要求在设计气瓶和贮箱初始携气量时不但要考虑长期在轨时增压气体泄漏损耗需求,还要充分考虑携带增压气体太多时可能造的负面影响,在两者之间寻求平衡点。

图 8 所示为 N₂O₄ 补加过程中贮箱压力和补加速率的变化曲线,仿真计算模拟了将 200 L 贮箱从零推进剂剩余量到补满的过程,图中 $p_{1, \text{tank}}$ 和 $p_{2, \text{tank}}$ 分别表示初始气垫压力 $p_{\text{ini}, c}$ 为 0.3 MPa 和 0.5 MPa 情况下贮箱压力, $v_{1, \text{flow}}$ 和 $v_{2, \text{flow}}$ 表示体积流加注速率。计算结果表明:初始气垫压力 0.3 MPa 工况下,单个贮箱的加注时长为 8 min,贮箱压力由 0.3 MPa 上升至约 1 MPa;初始气垫压力 0.5 MPa 工况下,单个贮箱的加注时长约为 9.5 min,贮箱压力由 0.5 MPa 上升至约 1.7 MPa,

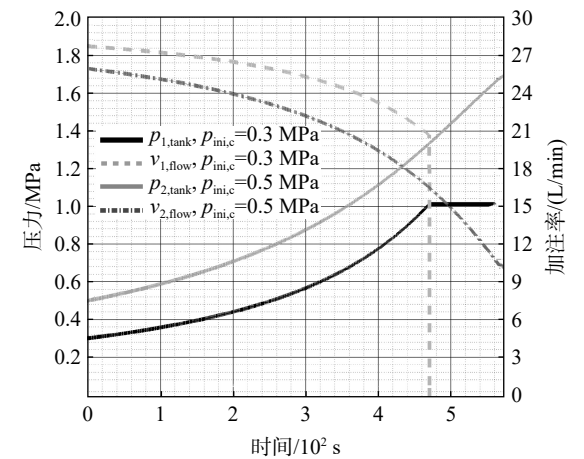


图 8 加注过程中贮箱压力及加注速率的变化曲线
Fig. 8 Variation curve of pressure and propellant flowrate in tank in propellant-refilling process

已接近货船贮箱增压压力。补加速率随着贮箱压力的提升而逐渐下降,初始气垫压力越高,下降趋势和幅度越明显。这是因为推进剂加注过程中随着贮箱气垫压缩,贮箱压力会逐渐提升,补加速率主要取决于货运飞船贮箱与空间站贮箱间的压差,压差减小导致补加速率逐渐降低。贮箱压力在推进剂加注的后期急速升高,这是因为随着气垫容积的减小,相同压缩量将导致大幅度的压力提升。若加注前气垫压力设计得过高,有可能造成在补加后期贮箱未达到目标补加量而气腔压力已经接近货运飞船挤压压力的情况,这样将无法继续进行推进剂的加注。这同样要求在开展补加系统参数设计时进行充分考虑。

4 结 论

本文建立了空间站推进剂补加过程中膜盒贮箱抽气和加注步骤的数学模型,仿真与地面试验对比结果表明:所使用的集中参数模型可以较为准确地模拟空间站膜盒贮箱抽气和推进剂加注过程,抽气时和加注时膜盒贮箱气腔状态变化接近等温过程,抽气时高压气瓶内气体状态变化过程接近介于等温和绝热过程之间的多变过程。

本文还利用俄罗斯空间站补加系统参数开展了典型补加过程的仿真计算,结果表明膜盒贮箱抽气过程中高压气瓶中增压气体散热效果的强弱显著影响气瓶压力变化过程;膜盒贮箱加注过程中初始气垫压力的高低会影响推进剂的可补加量,随着气腔容积减小,贮箱压力上升速率将逐渐增大,由此导致加注速率在后期迅速下降。上述特点对补加过程能否达到预计目标产生影响,在进行系统参数设计时应充分加以考虑。

参考文献:

- [1] MITCHELL J. On-orbit spacecraft re-fluiding[R]. NASA/N99-17786, 1999.
- [2] 魏延明,潘海林.空间机动服务平台在轨补给技术研究[J].空间控制技术与应用,2008,34(2):18-22,43.
WEI Yanming, PAN Hailin. Research on on-orbit refueling of maneuverable platform[J]. Aerospace Control and Application, 2008, 34(2): 18-22, 43. (in Chinese)
- [3] 饶大林,闫指江,王书廷,等.常规推进剂在轨加注技术研究现状与趋势[J].导弹与航天运载技术,2015(5):50-54.
RAO Dalin, YAN Zhijiang, WANG Shuting, et al. Current situation and trend analysis on orbital refueling technology for storable propellants[J]. Missiles and Space Vehicles, 2015(5): 50-54. (in Chinese)
- [4] 李虎林,杨震春,付朝晖.推进剂在轨自动补加技术研究[J].中国航天,2012(12):36-39.
LI Hulin, YANG Zhenchun, FU Zhaohui. Research on automatic propellant replenishment technology in orbit[J]. Aerospace China, 2012(12): 36-39. (in Chinese)
- [5] TEGART J, KIRKLAND Z. On-orbit propellant resupply demonstration-flight results[R]. AIAA 1985-1233, 1985.
- [6] DOMINICK S, DRISCOLL S. Fluid acquisition and resupply experiment (FARE-I) flight results[R]. AIAA 1993-2424, 1993.
- [7] DOMINICK S, TEGART J, DRISCOLL S L, et al. Fluid acquisition and resupply experiments on space shuttle flights STS-53 and STS-57[R]. NASA/TP-2011-216465, 2011.
- [8] CHATO D, MARTIN T. Vented tank resupply experiment-flight test results[R]. AIAA97-2815, 1997.
- [9] ROTENBERGER S, SOOHOO D, ABRAHAM G. Orbital express fluid transfer demonstration system[C]//Proceedings of SPIE(Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers). Orlando, US: International Society for Optical Engineering, 2008: 695808.1-695808.9.
- [10] ODA M, INAGAKI T, NISHIDA M. Design and development status of ETS-7, an RVD and space robot experiment satellite[R]. NASA/N95-23700, 1995.
- [11] GREGORY T, NEWMAN M. Thermal design considerations of the robotic refueling mission (RRM) [R]. AIAA 87-1764, 1987.
- [12] DOMINICK S. Space station fluid management logistics[R]. NASA/N93-27799, 1993.
- [13] 白明生,金勇,雷剑宇,等.天舟一号货运飞船研制[J].载人航天,2019,25(2):249-255.
BAI Mingsheng, JIN Yong, LEI Jianyu, et al. Research and development of Tianzhou-1 cargo spacecraft[J]. Manned Spaceflight, 2019, 25(2): 249-255. (in Chinese)
- [14] 江铭伟.俄罗斯空间站推进剂补加程序分析[J].火箭推进,2013,39(4):8-12.
JIANG Mingwei. Analysis of propellant refueling program for Russian space station[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2013, 39(4): 8-12. (in Chinese)
- [15] SAUTER D, HOCHSTEIN J, FITE L. Computational modeling of cryogenic propellant resupply[R]. AIAA2006-984, 2006.
- [16] 胡齐,李永,耿永兵,等.一种板式推进剂管理装置(PMD)性能的数值仿真[J].空间控制技术与应用,2010,36(3):55-58.
HU Qi, LI Yong, GENG Yongbing, et al. Numerical simulation for capability of a vane PMD to manage propellant[J]. Aerospace Control and Application, 2010, 36(3): 55-58. (in Chinese)
- [17] 李乐.推进剂微重力加注稳定性仿真分析[J].火箭推进,2013,39(4):41-45.
LI Le. Simulation and analysis of propellant refueling stability under low-gravity condition[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2013, 39(4): 41-45. (in Chinese)
- [18] 廖瑛,龚明方,尹嘉娃,等.空间补加过程的建模与仿真研究[J].系统仿真学报,2010,22(6):1535-1538.
LIAO Ying, GONG Mingfang, YIN Jiawa, et al. Research on modeling and simulation of process of propellant refueling to space stations[J]. Journal of System Simulation, 2010, 22(6): 1535-1538. (in Chinese)

(编辑:王碧琚)