

液体火箭压差控制交叉输送特性研究

李翠¹, 程亦薇¹, 庄钰涵¹, 厉彦忠^{1,2}

(1. 西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安; 2. 航天低温推进剂技术国家重点实验室, 100028, 北京)

摘要: 为提高火箭总体运载性能, 利用 AMEsim 软件研究液体火箭交叉输送系统的动态特性, 采用模块化思想, 通过增压、贮箱、管路输送系统等功能模块, 构建了基于 AMEsim 软件的交叉输送流体网络系统, 并采用实验数据对压力和流量进行有效性验证; 通过模拟推进剂压差控制模式下在网路系统中的流动特性, 得到了交叉输送过程中管路内压力的变化特性; 为保证芯级贮箱出流量最小, 分析了对芯级贮箱临界压力的影响因素, 得到其关于初始加注量、体积流量、飞行过载的关系。结果表明: 临界压力值与助推级初始加注量、飞行过载成反比, 与体积流量成正比; 在临界压力下, 助推级初始加注量对水击压力无显著影响; 随着体积流量的增加, 芯级管路水击压力逐渐减小, 助推级水击压力则逐渐增加; 飞行过载增大时, 芯级与助推级水击压力均呈增高趋势。

关键词: 交叉输送; 压差控制; 临界压力; 液体火箭

中图分类号: V421 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202004020 **文章编号:** 0253-987X(2020)04-0165-08



OSID 码

A Study on Flow Characteristics of Pressure-Controlled Propellant Crossfeed in Liquid Rocket Systems

LI Cui¹, CHENG Yiwei¹, ZHUANG Yuhang¹, LI Yanzhong^{1,2}

(1. School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2. State Key Laboratory of Technologies in Space Cryogenic Propellants, Beijing 100028, China)

Abstract: A numerical model is developed to study the dynamic characteristics of the propellant cross-feeding process. The model is based on the software AMEsim and adopts the modularization idea to model the pressurization, storage tank, pipeline feeding system and other functional modules. The crossfeed model is validated by experimental data, and consistency between the calculated and measured data is found. Then, the flow characteristics and the corresponding influencing factors during the pressure-controlled crossfeed process are analyzed. The results show that there is a critical pressure to guarantee the full tank of core stage after booster separation, and the critical value is dependent on the initial propellant amount, the flight overload, and the volume flow rate. The initial refueling amount of the boost stage has no significant influence on the water hammer pressure under the critical pressure. However, an increase in the volume flow rate leads to an increase of water hammer pressure in the booster pipeline but a decrease in the core stage pipeline. When the flight overload increases, the water hammer pressures of the core stage and the boost stage show an increasing trend.

Keywords: crossfeed; pressure control; critical pressure; liquid rocket

随着大型运载火箭^[1]、超声速航天飞机^[2-4]、两级入轨重复利用运载器的发展,基于并联飞行模块共用推进剂理念的交叉输送技术开始引起广泛重视。该技术可改善火箭总体布局,降低起飞推重比,减小可回收运载器尺寸^[5]。传统的推进剂供应系统助推级与芯级贮箱仅对各自的发动机供液,起飞推重比大,发射成本高,在应对单助推发动机故障关机时,该贮箱燃料消耗与其余助推不同步,严重时可导致运载器的飞行姿态出现问题,火箭无法正常入轨,而交叉输送技术可克服这些问题^[6]。交叉输送技术以零部件的通用性为基础^[7],通过交叉输送管路,在助推级与芯级、上下级发动机之间实现推进剂共用,使芯级或上一级贮箱在分离时具有更多推进剂。为保证飞行时推进剂顺利输送,分离时安全可靠,可应用交叉增压技术、管路解锁/分离技术、剩余推进剂排放等技术^[5]。在故障工况下,故障侧推进剂输送给芯级发动机,或输送进入芯级贮箱或其他助推贮箱,使得各助推器推进剂消耗均衡。Stanley 等研究发现,采用交叉输送系统之后飞行器的整体质量可以减小 25%,净质量可以减小 22.6%,但也增加了飞行器的复杂性^[8]。与单级升空火箭相比,FSS-9 运载器采用交叉输送系统后可以减少大约 30% 的质量^[7]。

常见的交叉输送系统有管路间交叉输送、贮箱间交叉输送、贮箱/缓冲罐间交叉输送 3 种类型,其结构示意图如图 1 所示。Schwanekamp 等人研究指出,管路间交叉输送形式最简单,但对阀门控制的要求高,存在助推级与芯级切换过程中推送剂流量不连续以及管路漏热等问题;贮箱间交叉输送在分离时管路间推进剂流量稳定且漏热小,但其结构复杂,如何保证一个助推级贮箱内的推进剂流入芯级贮箱是需要克服的问题;贮箱/缓冲罐间交叉输送综合了上述 2 种交叉输送方式的优点,且很好地克服了它们的缺点,然而会增加质量^[7]。Gormley 等人研究了以 LOX/LH₂ 为推进剂的双助推对称交叉输送系统,发现采用重力输送方式管路间交叉输送 LO₂、LH₂ 贮箱质量最小且结构最简单^[9]。Nguyen 等对交叉输送过程中的贮箱增压系统进行模拟,并与以水为介质的缩比实验进行对比,发现实验与模拟结果吻合良好^[10]。Chandler 等设计了一个以水为工质的缩比实验来模拟交叉输送过程^[11]。马方超等研究了管路间交叉输送系统方案并搭建实验系统,以水为介质开展地面实验,获得了增压系统下贮箱内压力波动情况^[12]。

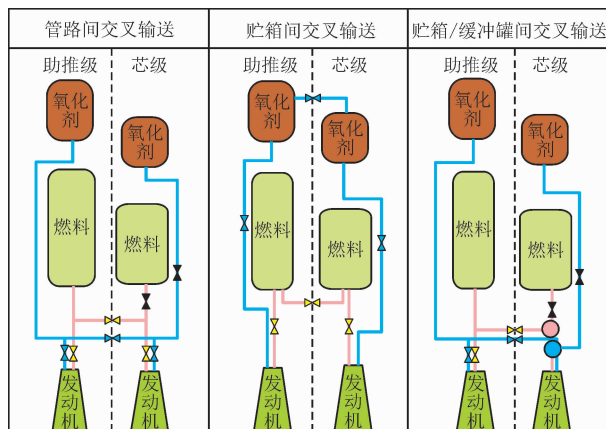


图 1 常见的交叉输送系统类型结构示意图

一些学者对交叉输送系统中的局部部件进行了模拟。廖少英等对交叉输送分离系统进行了实验,重点对蝶形活门分离采用启动螺栓/启动分离接头 2 种结构方案进行探讨,并以水为介质对分离系统进行了缩比实验^[5]。针对贮箱部件,有学者曾对低温贮箱晃动现象进行研究,分别提出了相应的防晃措施^[13-14]。汤波等通过 Flow-3D 软件建立贮箱模型,研究了交叉输送下贮箱晃动现象,发现助推级与芯级之间采用重力输送方式时,推进剂晃动周期短,助推级贮箱间初始液位差将缓慢地达到平衡,对火箭总体运动无影响^[6]。此外,国内外还针对推进剂在输送管路内的预冷过程^[15-17]、压力波动^[18-19]、空化现象^[20-22]开展了相关研究。

总体而言,当前国内外对交叉输送的研究仍处于起步阶段,交叉输送系统管路内流动与压力脉动特性研究在国内鲜见报道。本文采用数值仿真方法,利用 AMESim 软件搭建交叉输送模型,模拟推进剂交叉输送过程的动态流动特性,并对影响系统临界压力与水击压力的因素进行分析。

1 系统方案

推进剂交叉输送系统是一个复杂的流体网络系统,由增压系统、贮箱系统、推进剂管路输送系统、发动机系统等组成,其工作过程复杂,涉及热力学与流体力学内容,包括增压贮箱内气液界面热交换、气液两相与外部环境热交换、管道压力传递等过程。本文针对某交叉输送装置对交叉输送系统的动态特性进行研究,该装置由增压气瓶、贮箱、过滤器、气体增压管路、推进剂输送管路、阀门、水泵、弯头、三通等组成,其中芯级管路与助推级管路在弯头处由交叉输送管路连接。交叉输送地面实验系统包括交叉增压系统、芯级贮箱、助推级贮箱、交叉输送管路、芯级

$$q = C_q A \sqrt{\frac{2|\Delta p|}{\rho}} \frac{\rho}{\rho_0} \text{sgn}(\Delta p) \tag{3}$$

式中： C_q 为流量系数； $\Delta p = p_1 - p_2$ ，其中 p_1 、 p_2 为管路两端口压力； ρ_0 为流体在一个大气压下的密度。

增压系统向贮箱提供恒定的气枕压力，因此将该模块简化为一恒定压力源。贮箱是一个开放系统，兼有增压气体的流入与推进剂的流出，增压气体与贮箱内原有气体之间、气液界面间、贮箱壁与外界环境间都存在热交换。在对贮箱建立动力学模型时作如下假设：①贮箱内液体、气体温度均匀，不考虑气液两相换热；②气枕压力稳定；③忽略贮箱壁厚；④贮箱、管道绝热，不考虑气液相与外界环境的换热。根据实际结构，搭建贮箱的动力学模型如图 5 所示，该模型能反映贮箱内液位高度、初始加注量、气枕压力、飞行过载。贮箱内出流推进剂的体积

$$V = \int q(t) dt \tag{4}$$

式中： $q(t)$ 为管路流量。

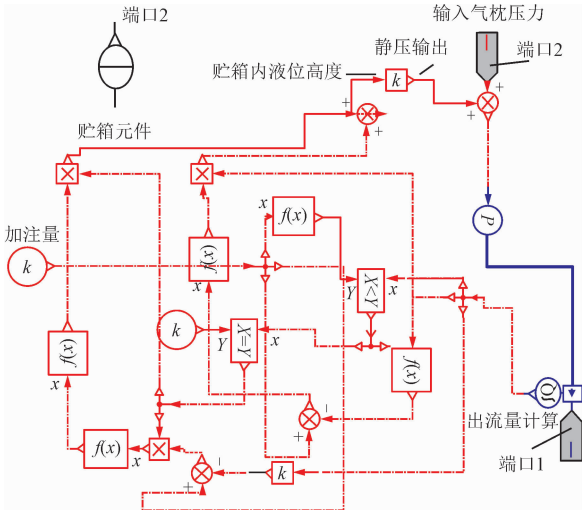


图 5 贮箱动力学模型及内部反馈图

将发动机模块视为理想泵，流量由转速、排量和进气口压差决定，未考虑内部的推进剂掺混、燃烧、能量转换过程。系统模型的主要输入参数见表 2，根据给定参数可得到各管路进出口及特征点的压力和流量随时间的变化。

表 2 系统模型的主要输入参数

运载器	气枕压力 /MPa	泵流量 /(L·min ⁻¹)	初始加注量 /m ³
助推级	0.4	4.2	2.13
芯级	0.3	4.2	2.34

2.2 仿真模型验证

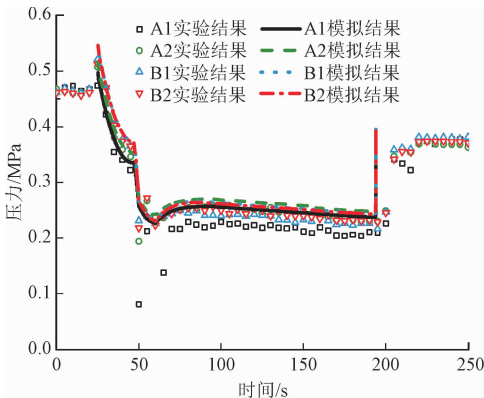
实验以水为工质。因为气枕压力与泵流量无法

恒定，所以将其拟合为函数作为仿真模型验证工况的输入条件。压差控制实验结果与模拟结果对比见图 6，由于实验的实际工况复杂，阻力元件复杂且相互干扰，因此实验数据与模拟结果存在一定偏差，二者相对误差

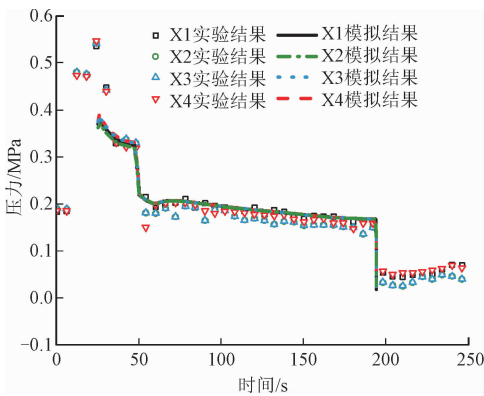
$$\sigma = \frac{100 |X_{\text{test}}(t) - X_{\text{simu}}(t)|}{X_{\text{test}}(t)} \tag{5}$$

式中： $X_{\text{test}}(t)$ 为 t 时刻实验得到的参数值； $X_{\text{simu}}(t)$ 为 t 时刻仿真得到的参数值。

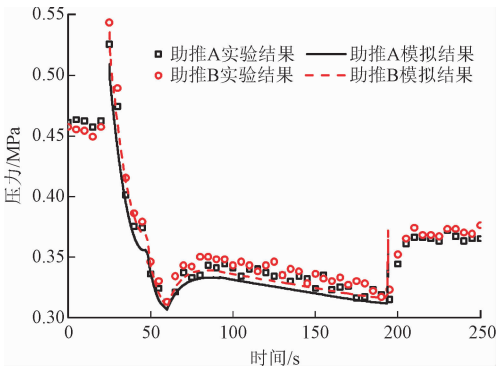
如图 7 所示，芯级压力、助推级压力与交叉路隔离阀助推侧压力在稳态时相对误差整体小于 15%，



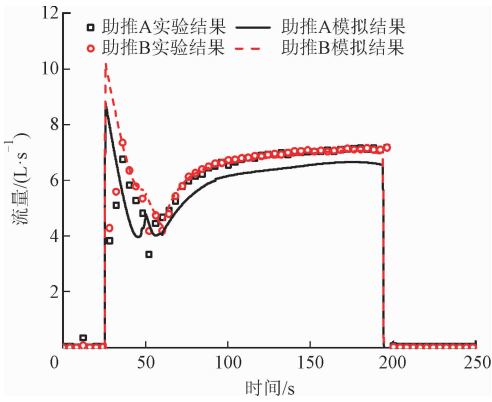
(a) 助推级压力变化



(b) 芯级压力变化



(c) 交叉路隔离阀助推侧压力变化



(d)交叉路流量变化

图 6 压差控制实验结果与模拟结果对比

误差主要来源于输入拟合函数与实验值间的误差、实验系统中阻力元件互相干扰。此外,实验过程中阀门动作时刻存在延迟或提前等不确定性,导致阀门动作时刻与实验实际时刻存在偏差,仿真值在阀门动作时相对误差升高。图 6d 中交叉路流量的相对误差在初始位置较大,由开阀不稳定使流量在该时刻与实验拟合度不高导致,在达到稳态后相对误差小于 6%。整体上看,仿真结果与实验值具有良好的拟合性,能充分反映交叉输送过程中推进剂在管路内的流动特性。

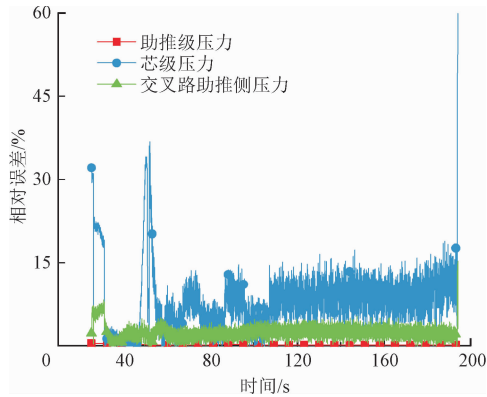


图 7 压力的仿真与实验结果相对误差

3 模拟结果与分析

3.1 交叉输送过程中的非稳态特性

基于上述仿真模型,分析交叉输送系统在压差控制下的非稳态特性。下图中压力均为表压,以贮箱出口处为零点,重力方向为正。

3.1.1 助推级管路特征点的压力变化 图 8 为助推级竖直管路特征点的压力变化。在 0~95 s,助推级贮箱向所有发动机供液,液体流出使静压减小,各特征点压力随时间延长而减小,同时重力作用使特征点压力沿重力方向增大。在 95 s 时刻,交叉输送

结束,助推级泵前阀及交叉路隔离阀关闭导致助推级阀前管路出现水击现象(见图 9),由于特征点均处于阀门上游,当阀门关闭时,流体因突然停止流动而受到压缩,压力升高,该压力波受到摩擦阻力在管路内振荡之后趋于稳定。阀门完全关闭后,助推级管内流体不再受到流动阻力作用,因此管路各特征点压力略高于流动时的压力。

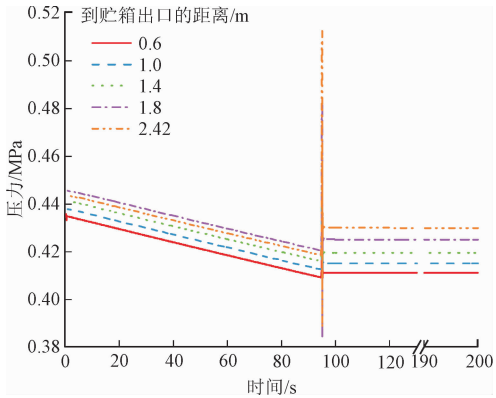


图 8 助推级竖直管路特征点的压力变化

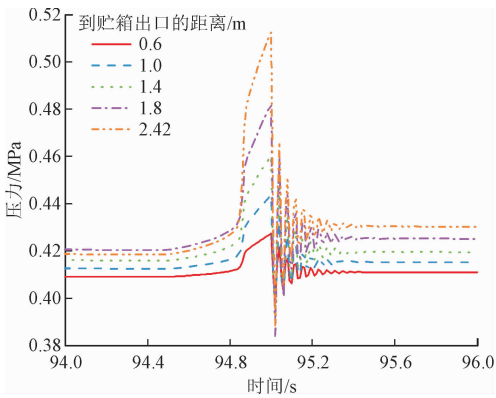


图 9 助推级竖直管路水击振荡变化

3.1.2 芯级管路特征点的压力变化 关闭隔离阀后,芯级贮箱向芯级发动机供液,由于贮箱气枕压力小于助推级贮箱气枕压力,因此芯级管路压力在下降的同时管内出现水击现象,压差为 185 kPa。图 10 对比了芯级竖直管路特征点在部分时刻的压力值。与隔离阀打开状态下的 70 s 时刻相比,160 s 时芯级管路压力均有下降,其中贮箱隔离阀下游特征点(1.5 m、1.9 m)的压力下降幅度更大,这是因为在管路 1.0 m 处设置有芯级贮箱隔离阀,流体流经时受到较大的局部阻力。芯级供液结束后,芯级贮箱隔离阀下游管路(1.5 m、1.9 m)失去贮箱供液,压力出现大幅下降,压力大小与环境压力接近。

3.2 临界压力的影响因素分析

在压差控制方式中,两侧助推级气枕压力过高时,芯级贮箱内会出现回流现象。助推级贮箱气枕

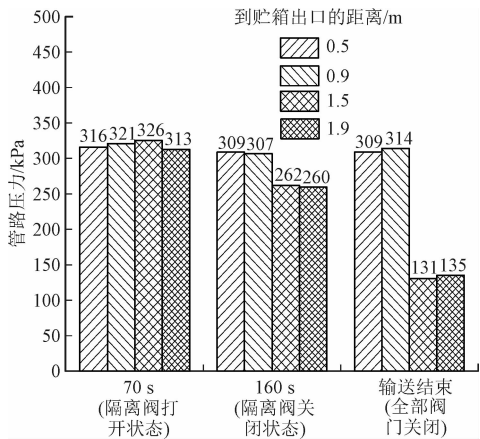


图 10 芯级竖直管路特征点在部分时刻的压力变化

压力存在一个临界值,使得初始时刻芯级贮箱恰好不出流;随着助推级贮箱供液过程中液柱静压减小,芯级贮箱开始出流,且流量越来越大,本节探讨压差控制方式中临界压力的影响因素。

3.2.1 初始加注量 图 11 为助推级初始加注量对临界压力和助推级贮箱液位高度的影响。随着助推级初始加注量增大,交叉输送系统对应的临界气枕压力减小,两者基本成线性关系。在系统体积流量、飞行过载一定的情况下,初始加注量越大,贮箱内液位越高,液柱静压的作用越明显,因此临界压力减小。

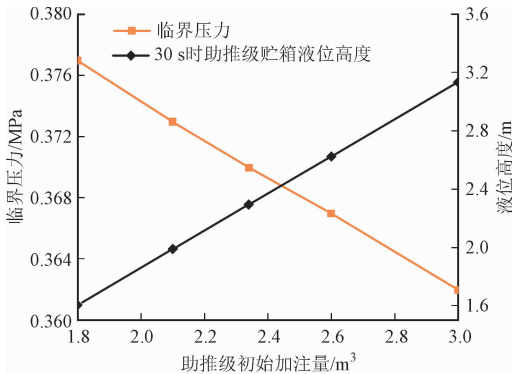


图 11 初始加注量对临界压力与液位高度的影响

图 12 为助推级初始加注量对芯级泵前阀最大水击压力和隔离阀助推侧最大水击压力的影响。在临界压力下,芯级泵前阀与隔离阀助推侧最大水击压力值均基本恒定,其中隔离阀助推侧最大水击压力约是芯级的 1.4 倍;在 0.35 MPa 固定气枕压力下,芯级泵前阀最大水击压力随初始加注量的增加而增加。初始加注量越大,对应的临界压力值越小,气枕压力超过临界压力越多,芯级管路回流进入芯级贮箱的推进剂质量也越大。助推级脱落即芯级贮箱开始供液时刻,出流压力也越大,因此水击压力也随助推级初始加注量增大而增大;在临界压力下,芯

级贮箱内不发生回流现象,同时出流流量相近,在芯级开始供液时刻,芯级贮箱出流压力相近,因此芯级泵前阀最大水击压力基本不随初始加注量变化。

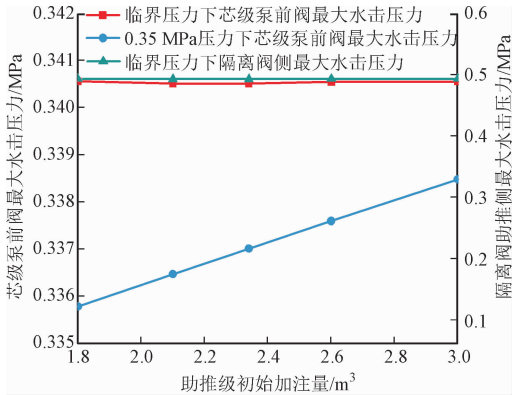


图 12 初始加注量对水击压力的影响

3.2.2 体积流量 图 13 为体积流量对临界压力和助推级贮箱液位高度的影响。在初始加注量、飞行过载一定的条件下,体积流量越大,对应的临界压力越高。流体流速越快,流动阻力也越大,因此需要提供更高的气枕压力克服流动阻力以保证助推器分离前芯级贮箱内推进剂不外流,同时助推级液位高度随着体积流量增加而迅速减少,助推飞行时间变短。

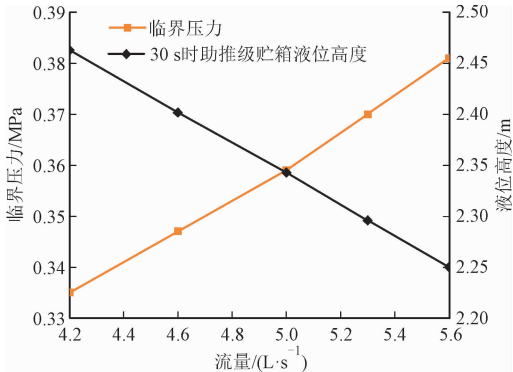


图 13 体积流量对临界压力与液位高度的影响

图 14 为芯级泵前阀与隔离阀助推侧最大水击压力随体积流量的变化。由图 14 可以看出,无论在临界压力还是 0.35 MPa 固定气枕压力下,芯级泵前阀最大水击压力都随着流量的增大而减小;芯级泵前阀接近芯级竖直管路底部,该位置距离交叉管路隔离阀位置较远,受交叉输送管路隔离阀关闭影响小,主要受助推级转为芯级供液的压力骤降影响,该过程芯级管路阀门无动作,流体流速越快受到的沿程阻力也越大,能量损失越大,最大水击压力随之减小。造成两条曲线偏差的原因是在固定气枕压力下,部分芯级管路出现推进剂回流现象,从而导致交叉输送结束时刻芯级贮箱出流压力不同。隔离阀助

推侧最大水击压力与芯级泵前阀趋势相反,流体流速越快,关阀时流体撞击阀门的冲量越大,产生的压力波越大,最大水击压力也越高。

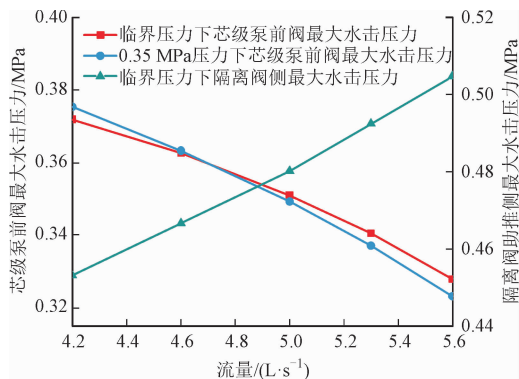


图14 水击压力随体积流量的变化

3.2.3 飞行过载 图15为临界压力和助推级贮箱液位高度随飞行过载的变化。飞行过载越大,临界压力值越低,飞行过载过大时(39.2、49.0 m/s^2),助推级临界压力甚至小于芯级气枕压力。由于助推级贮箱长径比大于芯级贮箱,飞行过载会放大液柱压力,对应的临界压力减小。

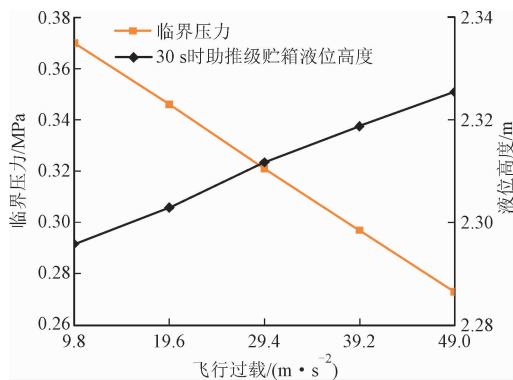


图15 临界压力与液位高度随飞行过载的变化

在交叉输送过程中,飞行过载越大,液体静压损失越大,助推级与芯级贮箱间压差迅速减小,芯级贮箱推进剂出流流速增加,从而减少了助推级贮箱消耗,使得助推级贮箱液位高度随着飞行过载的增大而增大。图16为芯级泵前阀与隔离阀助推侧最大水击压力随飞行过载的变化。飞行过载越大,芯级泵前阀与隔离阀助推侧压力最大水击压力也越高,后者整体数值高于前者。

4 结论

(1)压差控制交叉输送模式下,若两侧助推级贮箱内气枕压力过大,会出现推进剂向芯级贮箱回流的现象,存在一个使芯级贮箱不回流的临界气枕压力。随着交叉输送过程的进行,芯级贮箱内出流液

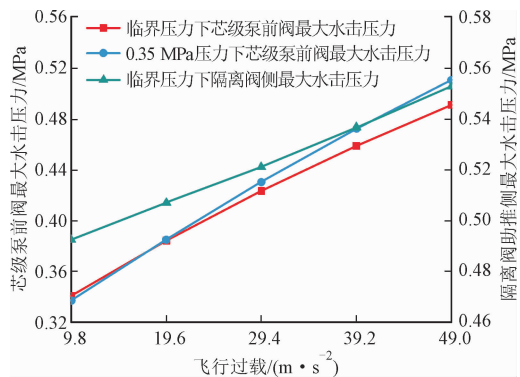


图16 水击压力随飞行过载的变化关系

体量越来越大,但处于临界压力下的交叉输送过程芯级贮箱出流液体量最小。

(2)临界压力的大小受助推级贮箱初始加注量、体积流量、飞行过载的影响——助推级贮箱初始加注量越小,体积流量越大,飞行过载越小,则临界压力值越大。

(3)芯级管路最大水击压力总体上随着体积流量的增大而减小,随着飞行过载的增大而增大;临界压力下初始加注量对芯级水击压力的影响较小,气枕压力恒定为0.35 MPa时,芯级最大水击压力随初始加注量的增大而增加。

(4)交叉管路助推侧水击压力随着体积流量与飞行过载的增大而增大。

参考文献:

- [1] 美国“猎鹰重型”运载火箭[J]. 国际太空, 2011(8): 9-14.
- [2] JAMES A M. Two-stage earth-to-orbit vehicles with series and parallel burn [C] // 22nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, VA, USA: AIAA, 1986: 1413.
- [3] SIPPEL M, SCHWANEKAMP T, TRIVAILO O, et al. Progress of space liner rocket-powered high-speed concept [C] // 64th International Astronautical Congress. Köln German: DLR, 2013: D2. 4. 05.
- [4] SIPPEL M, KLEVANSKI J, STEELANT J. Comparative study on options for high-speed intercontinental passenger transports: air-breathing- vs. rocket-propelled [C] // 56th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, Reston, VA, USA: AIAA, 2005: D2. 4. 09.
- [5] 廖少英, 顾仁年. 新一代运载火箭增压输送系统交叉输送技术研究[J]. 上海航天, 2005, 22(3): 37-41. LIAO Shaoying, GU Rennian. Research on the pressurization system cross-feed technology for new lift

- launch vehicle [J]. Aerospace Shanghai, 2005, 22(3): 37-41.
- [6] 汤波, 胡久辉, 邵业涛, 等. 液体运载火箭交叉输送总体参数研究 [J]. 导弹与航天运载技术, 2017, 353(3): 22-27.
- Tang Bo, HU Jiuhun, SHAO Yetao, et al. Study on system parameters of cross-feed technology in liquid rocket [J]. Missiles and Space Vehicles, 2017, 353(3): 22-27.
- [7] SCHWANKEAMP T, LUDWIG C, SIPPEL M. Cryogenic propellant tank and feedline design studies in the framework of the CHATT project [C] // 19th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, VA, USA; AIAA, 2014: 2370.
- [8] STANLEY D O, TALAY T A, LEPSCH R A, et al. Conceptual design of a fully reusable manned launch system [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1992, 29(4): 529-537.
- [9] GORMELY T J, VADDEY S. Crossfeed technologies for NLS evolution [C] // AIAA Space Programs and Technologies Conference. Reston, VA, USA; AIAA, 1992: 1555.
- [10] NGUYEN H, MAZURKIVICHT P. Development and validation of a pressurization system model for a crossfeed subscale water test article [C] // 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, VA, USA; AIAA, 2006: 5062.
- [11] CHANDLER F, SCHEIERN M, CHAMPION R, et al. Launch vehicle sizing benefits utilizing main propulsion system crossfeed and project status [C] // 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, VA, USA; AIAA, 2002: 3900.
- [12] 马方超, 李德权, 吴姮, 等. 液体火箭推进剂交叉输送系统试验研究 [J]. 载人航天, 2017, 23(3): 358-364.
- MA Fangchao, LI Dequan, WU Heng, et al. Experimental investigation on propellant cross-feed system of liquid rocket [J]. Manned Spaceflight, 2017, 23(3): 358-364.
- [13] LIU Zhan, LI Cui. Influence of slosh baffles on thermodynamic performance in liquid hydrogen tank [J]. Journal of Hazardous Materials, 2018, 346: 253-262.
- [14] 晋永华, 厉彦忠, 王磊, 等. 简谐激励下大型低温贮箱防晃设计 [J]. 航空动力学报, 2015, 30(6): 1478-1485.
- JIN Yonghua, LI Yanzhong, WANG Lei, et al. Design of slosh baffle in large cryogenic tank under harmonic excitation [J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(6): 1478-1485.
- [15] 王娇娇, 陈虹, 厉彦忠, 等. 低温管路预冷过程两相流动与换热计算研究 [J]. 西安交通大学学报, 2019, 53(1): 93-99.
- WANG Jiaojiao, CHEN Hong, LI Yanzhong, et al. Influence of slosh baffles on thermodynamic performance in liquid hydrogen tank [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2019, 53(1): 93-99.
- [16] LI Cui, LI Yanzhong, CHENG Yiwei, et al. Transient characteristics and performances of passive recirculation system for liquid rocket engine precooling [J]. Applied Thermal Engineering, 2019, 149: 41-53.
- [17] LI Cui, ZHUANG Yuhuan, LI Yanzhong, et al. Thermal behavior and flow instabilities during transient chilldown of liquid rocket engine by passive recirculation approach [J]. Cryogenics, 2019, 99: 87-98.
- [18] CHANG-YEOL J, KUM-DANG P, YOUNG-KEUN C. Pressure surge analysis and reduction in the kompsat propellant feed system [C] // The 4th Korea-Russia International Symposium on Science and Technology. New York, USA; IEEE, 2000: 171-179.
- [19] 李翠, 庄钰涵, 程亦薇, 等. 低温气液两相流中压力波传播特性研究 [J]. 低温工程, 2019(1): 1-6.
- LI Cui, ZHUANG Yuhuan, CHENG Yiwei, et al. Numerical investigation of pressure wave propagation in cryogenic two-phase oxygen flow [J]. Cryogenics, 2019(1): 1-6.
- [20] MEHTA G, INGRAM C, HASTINGS J, et al. Cavitation prevention and prediction (cryogenic propellant feed system design [C] // 31st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, VA, USA; AIAA, 1995: 2959.
- [21] MEHTA G, HASTINGS J, PERRY G, et al. Cavitation prevention and prediction: III [C] // 32nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, VA, USA; AIAA, 1996: 3122.
- [22] 李翠, 厉彦忠. 低温流体经过弯管时的空化现象分析 [J]. 低温工程, 2008(2): 4-9.
- LI Cui, LI Yanzhong. Simulation and analysis on cavitating flow characteristics of liquid oxygen through elbow pipe [J]. Cryogenics, 2008(2): 4-9.

(编辑 亢列梅)