

适用于负过载启动的新型增压输送系统

姚 娜, 顾仁年, 鲍国苗

(上海宇航系统工程研究所, 上海 201108)

摘 要: 介绍了一种适用于飞行器在负过载情况下启动的新型增压输送系统, 该系统采用气液隔离方式, 比国外可重复使用飞行器的增压输送系统结构质量轻、体积小, 有利于提高飞行器的性能。分析了该系统的特点, 给出了系统的主要性能参数。新型增压输送系统经过冷流试验和热试车的考核, 结果均满足设计和使用要求。

关键词: 负过载; 隔膜; 增压输送

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2007) 02-0012-05

New pressurization and propellant feed system for aircraft start-up under negative G condition

Yao Na, Gu Rennian, Bao Guomiao

(Aerospace System Engineering Shanghai, Shanghai 201108, China)

Abstract: This paper presents a new pressurization and propellant feed system for aircraft start-up under negative G condition. The system is of light structural weight and small volume and uses a kind of gas-liquid isolation system. The characteristics of this system were analyzed, and some main performance parameters were given. Cold-flow test and hot test were performed to test the performance of this system, test results show that this new system can satisfy designed objective and meet the practical requirements.

Key words: negative G; metallic septum; pressurization and propellant feed

1 引言

可重复使用飞行器可由载机带至一定高度后从空中投放, 投放一定时间后飞行器的发动机才

点火启动, 这种发射方式可使飞行器在一次飞行结束后经过简单的周转操作就能快速地准备下一次飞行。飞行器被载机投放后仅受空气阻力和重力的作用, 在这两种作用力下飞行器处于轴向负过载(过载系数: 0~1g)状态, 飞行器的发动

收稿日期: 2006-11-01; 修回日期: 2006-11-29。

作者简介: 姚娜(1973—), 女, 工程师, 硕士, 研究领域为运载火箭和飞行器增压输送系统设计。

机在负过载状态下启动。

可重复使用飞行器一般使用泵压式液体火箭发动机作为动力装置。在负过载状态下存放发动机用推进剂贮箱中的气枕由贮箱前部移至后部，由于贮箱上推进剂输送管的出口在贮箱后部，移至后部的气枕气体很容易随推进剂进入输送管从而进入发动机。泵压式液体火箭发动机在启动时若有气体进入涡轮泵腔，很容易引起发动机汽蚀进而导致发动机失效。此外，负过载状态还会影响发动机泵腔的充填，发动机的泵腔不充填至要求量发动机就无法启动。发动机失效或无法启动都会导致飞行器的任务失败。

可重复使用飞行器是空间飞行器发展的一个方向，我国也应具备设计、生产和使用该类飞行器的能力。该类飞行器启动时所处的负过载状态很容易导致输送至发动机的推进剂中夹有气体以致发动机无法正常充填，所以研制可重复使用飞行器首先必须研制适用于负过载状态启动的增压输送系统。本文介绍了一种不同于国外可重复使用飞行器使用的新型增压输送系统及其试验验证结果。

2 增压输送系统设计

增压输送系统的功能是使推进剂以一定的压力和流量从贮箱流向发动机，且保证推进剂中不夹气体。为了使推进剂依一定的压力和流量流动，增压系统必须提供足够的气压使推进剂贮箱维持在允许的工作压力范围内，同时还要采取一定的措施防止贮箱气枕中的气体进入发动机。

2.1 美国“X-34”飞行器的增压输送系统

根据增压输送系统的功能要求，美国研制的可重复使用飞行器“X-34”飞行器采用隔舱方案，其增压输送系统的原理示意图（以燃料为例，氧化剂增压系统中无节流圈）如图 1 所示。高压氦气（35MPa）贮存在 4 个气瓶中，通过电磁阀和压力调节器以限定的流量和压力供给推进剂贮箱。压力调节器把气瓶出来的高压气体减至一定的压力，电磁阀通过控制氦气的质量流量来控制贮箱气枕的压力。单向阀防止氧化剂和燃料混合。

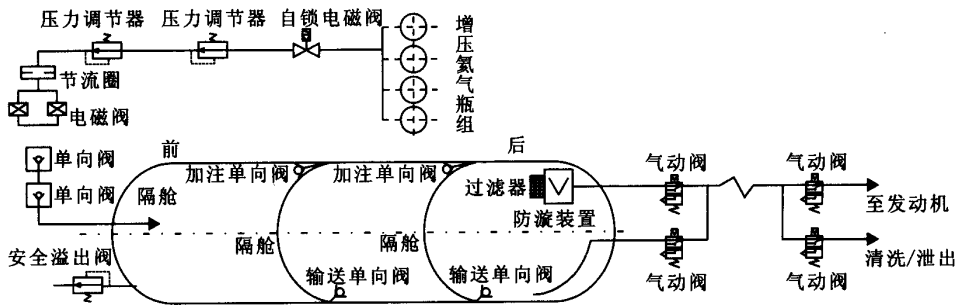


图 1 美国“X-34”主推进系统的增压输送分系统示意图

Fig.1 Schematic diagram of pressurization and feed subsystem of the X-34 main propulsion system

燃料加注从最后一个隔舱开始，该隔舱加注满后通过加注单向阀流向与之相邻的前一个隔舱，直至贮箱中加注好一次飞行所需的燃料。加注时隔舱中的气体通过安全溢出阀排出，加注结束后贮箱后面连接推进剂输送管的隔舱中充满液体，贮箱中气枕位于前面的隔舱，发动机启动时后面隔舱中的推进剂先进入输送管，前面隔舱中推进剂在增压气体作用下通过输送单向阀不断向

后面隔舱中补充，保证最后面隔舱中一直充满推进剂，从而确保输送至发动机的推进剂不夹气体。

“X-34”飞行器贮箱的增压压力比较高（氧化剂：0.45MPa；燃料：0.35MPa），需要的增压气体量比较大，相应的增压气瓶数也比较多，会导致飞行器的体积比较大。为此，设计了工作原理不同于“X-34”飞行器的新型增压输送系统。

2.2 新型增压输送系统

2.2.1 增压输送系统方案

为使贮箱中的增压气体和推进剂隔开,确保发动机启动时输送至发动机的推进剂不夹气,发动机启动时增压系统采用微差压隔膜挤压式方案;发动机启动后,为了使贮箱压力在推进剂小流量工作状态和大流量排放状态均能维持稳定,采用了贮箱压力反馈的压力调节方案。增压输送系统原理如图2(氧化剂和燃料系统相同)所示。

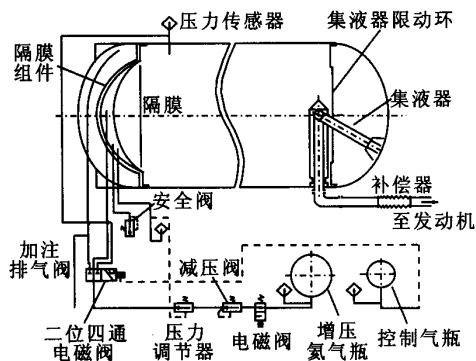


图2 增压输送系统原理图

Fig.2 Schematic diagram of pressurization and feed subsystem

增压输送系统由增压气瓶、电动气活门、减压器、压力调节器、两位四通电磁阀、隔膜组件、增压管路、集液器和输送管路等组成,增压气体选用氮气,增压氮气瓶的充气压力为22.5~23MPa。

工作时,通电打开电动气活门,高压氮气从增压气瓶中流出,通过减压器后压力降低,再经压力调节器后,变为压力稳定的气体进入贮箱给推进剂增压(在发动机启动段给贮箱中的隔膜增压,发动机启动后直接给推进剂增压),推进剂在隔膜挤压或增压气体的作用下,通过集液器由输送管送至发动机。

2.2.2 增压输送系统工作原理

(1) 启动段增压系统工作原理

启动段增压系统使用的微差压隔膜的翻转压差为0.025MPa,破坏压差为0.13MPa,翻转次数不少于2次。隔膜与隔底、接管嘴等组成隔膜组

件,隔膜组件的结构如图3所示。

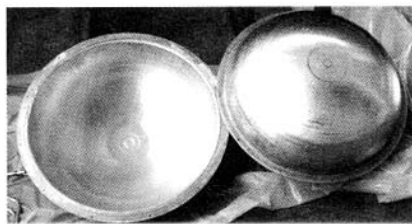


图3 隔膜组件结构图

Fig.3 Configuration of film subassembly

隔膜组件通过隔框与贮箱相连,隔框焊于贮箱上,隔膜组件再连接在隔框上。在隔膜组件内隔膜上和隔膜组件外贮箱气枕中均设增压管,在贮箱气枕增压管上设置两位四通电磁阀,以控制隔膜容腔和贮箱的增压。

两位四通电磁阀不通电时,阀芯和壳体的相对位置如图4(a)所示,此时隔膜容腔与贮箱由阀芯阻挡是不连通的,压力调节器后增压气体进入隔膜容腔对其进行增压;当电磁阀通电后,阀芯和壳体的相对位置如图4(b)所示,压力调节器后增压气体进入贮箱增压,此时两位四通电磁阀提供连通隔膜容腔和贮箱的通道,使隔膜容腔和贮箱处于压力平衡状态。

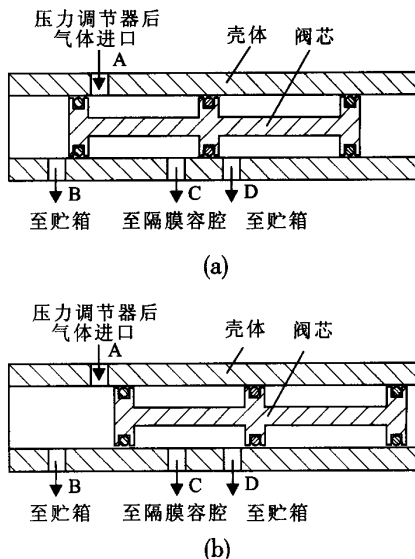


图4 两位四通电磁阀结构示意图(不含电磁头)
Fig.4 Schematic configuration of 2-position 4-way solenoid valve (without solenoid)

增压系统工作过程如下：发动机启动活门打开时，两位四通电磁阀处于断电状态，压力调节器后的增压气体进入隔膜容腔，通过挤压隔膜对推进剂进行增压，推进剂与增压气体由隔膜隔开，输送至发动机的推进剂不会混有气体，可以保证发动机可靠启动。

微差压隔膜挤压方案要求推进剂加注结束后隔膜外贮箱中的推进剂不能混有气体，因此在推进剂加注时采用了无气加注方案：加注时贮箱前端抬起，在最高处设置排气管（在贮箱内段为增压管），推进剂通过设在输送管最高处的加注阀以一定的流量加入贮箱，贮箱中的气体从排气管排出，经地面设备处理后收回，当排气管中有推进剂溢出时停止加注，然后由地面配气台给隔膜内增压，隔膜在增压气体作用下挤压推进剂通过排气管排出，当推进剂排出设定的体积后停止增压，并关闭排气管。这种加注方案可以实现隔膜外推进剂的无气加注，并能确保输送管中不含气体。

(2) 稳定工作段增压系统工作原理

发动机启动建立推力后，飞行器由启动工况转入稳定工作工况。此时飞行器由轴向负过载转为轴向正过载，贮箱中气枕气体汇集在前上方。隔膜完成负过载启动的增压任务，按飞行程序给两位四通电磁阀通电，压力调节器后的增压气体直接进入贮箱对推进剂进行增压，因此时贮箱内气枕在前上方，进入输送管的推进剂也不会夹有气体，可以满足发动机的要求，并且两位四通电

磁阀提供隔膜容腔和贮箱连通的通道，可使隔膜容腔和贮箱的压力保持平衡。

飞行器稳定工作段，增压气体直接对贮箱气枕增压，此阶段采用压力调节器控制的氦气定压力值增压方案。压力调节器采用贮箱压力作为反馈压力进行流量的调节，当贮箱压力升高时，压力调节器的流量减小，使得贮箱压力逐渐降低，当贮箱压力降低时，压力调节器流量增大，使得贮箱压力逐渐升高。从而使贮箱压力维持在一个动态稳定值。

2.2.3 增压输送系统参数

增压输送系统参数如表 1 所示。

表 1 系统设计参数

Tab.1 Design parameters of the system

项 目	单位	氧化剂系统	燃料系统	备注
贮箱增压压力	MPa	0.40 ^{+0.02}	0.24 ^{+0.02}	绝压
安全阀打开压力	MPa	0.45 ^{+0.02}	0.29 ^{+0.02}	表压
增压气体流量	kg/s	0.0052	0.0026	
推进剂流量	kg/s	11.38	5.29	
增压气瓶充气压力	MPa	22.5 ^{+0.5}	22.5 ^{+0.5}	绝压

2.2.4 增压输送系统计算

系统设计参数确定后，对增压输送系统进行了输送系统流阻和贮箱增压理论计算，计算结果如下表 2 和图 5 所示。

表 2 输送管液流损失计算结果

Tab.2 Results of feedline flow loss

项 目	符号	单位	氧化剂	燃料	备注
推进剂流量	q_v	m^3/s	8.615×10^{-3}	7.642×10^{-3}	ζ 由下式确定： $\zeta_i = k \times \theta/90$ $k = 0.131 + 0.159 \times (d/R)^{0.5}$ $\zeta = \sum_i \zeta_i$
推进剂密度	ρ	kg/m^3	1458	796	
推进剂粘度	ν	m^2/s	3.02×10^{-7}	7.53×10^{-7}	
输送管沿程损失	$\lambda L/d$		0.976	—	
输送管局部损失系数	ζ		6.6	7.2	
动压头	$\rho W_0^2/2$	MPa	0.034	0.014	
至发动机入口的液流损失	$\Delta p_{\Sigma 0}$	MPa	0.104	0.04	

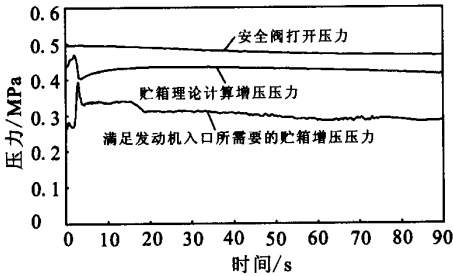


图 5 贮箱增压理论计算结果

Fig.5 Theoretic results of pressurization for tank

图 5 贮箱理论增压计算结果说明：贮箱增压压力可以满足发动机入口要求的压力。这一结果表明，系统设计可以满足发动机工作要求。

3 试验验证

为验证新型增压输送子系统的工作协调性及工作性能，对新型增压输送系统进行了以水代替推进剂，不装发动机的冷流试验和系统加注推进剂，装真实发动机的地面热试车试验，试验时以贮箱在规定时间内由低头转为抬头来模拟负过载启动状态。试验结果（以氧化剂为例）如图 6 和图 7 所示。

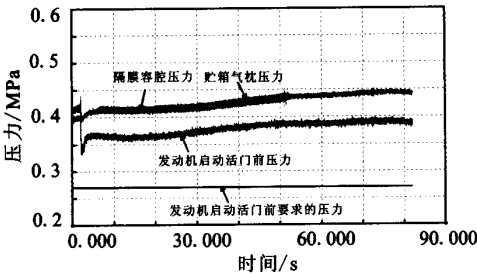


图 6 系统冷流试验测试结果

Fig.6 Test results of system cold-flow testing

由图 6 和图 7 可见，贮箱增压压力稳定，贮箱和隔膜容腔压力基本相等，发动机工作稳定；整个工作时间内发动机启动活门入口压力大于要求值。试验结果表明：负过载状态下发动机可靠启动，启动段采用的隔膜挤压方案可以满足系统和发动机启动要求；在发动机稳定工作状态，贮箱增压压力稳定，发动机启动活门前（发动机

入口）压力满足发动机要求，稳定段采用的压力调节器调节的定压力值增压方案可以满足系统和发动机工作的要求；增压输送系统设计满足系统及发动机要求。

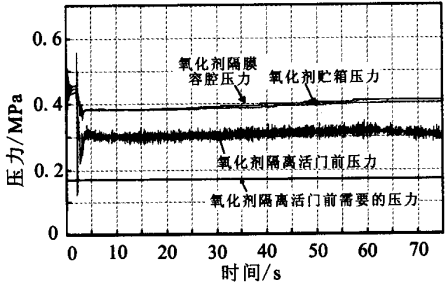


图 7 系统地面热试车测试结果

Fig.7 Test results of ground engine testing for the system

4 结束语

新型增压输送系统采用气液隔离方式以满足负过载状态下发动机的启动要求，比国外可重复使用飞行器的增压输送系统结构质量轻、体积小，有利于提高飞行器的性能。理论计算及试验验证证明，新型增压输送系统能满足泵压式液体火箭发动机在负过载状态下启动和工作的要求，系统设计满足使用要求。

参考文献：

[1] A Hedayat, T E Steadman, K C Knight, et al. Pressurization Pneumatic and Venting Subsystem of the X-34 Main Propulsion System[R]. AIAA-98-3519.
[2] T M Brown, J P McDald, K C Knight. Propellant Management and Conditioning within the X-34 Main Propulsion System[R]. AIAA-98-3518.
[3] J P McDald, R B Minor, K C Knight. Propellant Feed Subsystem for the X-34 Main Propulsion System [R]. AIAA-98-3517.
[4] R H Champion Jr, R J Darrow Jr. X-34 Main Propulsion-System Design & Operation[R]. AIAA-98-4032.

(编辑：王建喜)