

新一代运载火箭增压技术研究

范瑞祥, 田玉蓉, 黄 兵
(中国运载火箭技术研究院, 北京 100076)

摘 要: 随着新一代运载火箭研制的开展, 新型 120 t 级高压补燃液氧煤油发动机将得到广泛的使用, 该发动机采用的推进剂贮箱增压系统设计被列为新一代运载火箭研制的重大关键技术之一。在对国内外主要液体运载火箭增压方案进行分析的基础上对 120 t 级液氧煤油发动机的贮箱增压系统进行了研究, 提出了液氧贮箱采用压力传感器与电磁阀组合的常温氦气加温增压, 煤油贮箱采用压力传感器与电磁阀组合的常温氦气增压方案, 并针对液氧贮箱采用常温氦气加温增压的方案开展了理论分析和全尺寸系统级试验研究。理论分析和试验结果表明, 该增压方案可行。

关键词: 运载火箭; 加热增压; 液氧煤油发动机; 贮箱增压

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2012) 04-0009-08

Study on pressurization of new generation launch vehicle

FAN Rui-xiang, TIAN Yu-rong, HUANG Bing
(China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: With the development of new generation launch vehicles, a high pressure staged-combustion liquid oxygen/kerosene propellant rocket engine with thrust level of 120 t will be used extensively. The design of the pressurization system is one of the key technologies of new generation launch vehicles. Based on the review of pressurization system used on the domestic and foreign launch vehicles, a new tank pressurization system of launch vehicle used on the liquid oxygen/kerosene engine was studied, which used helium gas (heated helium gas in liquid oxygen tank and room temperature helium gas in kerosene tank) as the pressurization gas, and tank pressure and helium flow were controlled by tank pressure sensors and electromagnetic valves. Also a full size experimental research and theoretical analysis of heated helium pressurization system for liquid oxygen tank was conducted. The experiment and analysis results indicate that the pressurization system is feasible.

Keywords: launch vehicle; heating pressurization; liquid oxygen/kerosene propellant rocket engine; tank pressurization

收稿日期: 2012-05-17; 修回日期: 2012-06-13

作者简介: 范瑞祥 (1965—), 男, 博士, 研究员, 研究领域为运载火箭总体设计

0 引言

从上世纪 90 年代开始,美国、欧洲等航天强国以采用无毒推进剂、提高火箭可靠性和安全性、降低成本等作为主要设计原则,相继研制成功了新型德尔塔 4、宇宙神 5 和阿里安 5 系列运载火箭。

进入新世纪以来,为适应航天技术快速发展的要求,同时为进一步提高运载火箭的可靠性、安全性和使用性能,中国相继开始研制新一代大型、中型和小型运载火箭。按照新一代运载火箭的发展思路,推力为 50 t 级的氢氧发动机和推力为 120 t 级的液氧煤油发动机将作为新一代运载火箭的主要发动机。增压系统作为液体运载火箭的一个主要分系统,其方案的确定及工作性能的要求与发动机系统密切相关。

本文结合新一代中型运载火箭的研制,对 120 t 级液氧煤油发动机的贮箱增压系统进行了研究。

1 液体运载火箭增压系统

1.1 增压系统

增压系统用于提供液体火箭推进剂贮箱气枕压力,从而保证:

- 1) 满足发动机起动及飞行过程中所需的推进剂入口正常的工作压力;
- 2) 满足火箭推进剂贮箱薄壁结构承载所需要的内压要求,保证贮箱结构有足够的强度和刚度。

增压系统主要工作过程:增压气体进入推进剂贮箱,膨胀后占据推进剂排出后的空间,对液体推进剂产生工作压力。

1.2 液体运载火箭常用的增压方式

增压方式的确定主要考虑以下因素:

- 1) 增压能力和任务适应性;
- 2) 增压系统工作可靠性;
- 3) 增压系统重量;
- 4) 增压系统成本;

5) 增压技术复杂性;

6) 增压技术继承性。

综合以上几项因素,结合火箭自身特点,常用的增压方式一般包括三种。

1.2.1 燃气增压

燃气增压是利用发动机燃烧产物作为增压介质的增压方式。通常是从发动机燃气发生器出口引出一个分支,通过设置在推进剂流道上的降温器进行降温处理,将燃气降到合适温度,再引入贮箱进行增压。中国现役的长征系列运载火箭一、二级和助推器燃料贮箱均采用燃气发生器引出的燃气降温进行增压,系统基本原理见图 1。

优点:利用发动机工作过程中产生的燃气进行增压,系统简单,成本较低。

缺点:燃气成分与贮箱内推进剂成分不同,燃气使用存在局限,只能对相容性好的推进剂贮箱进行增压且适应性较差。

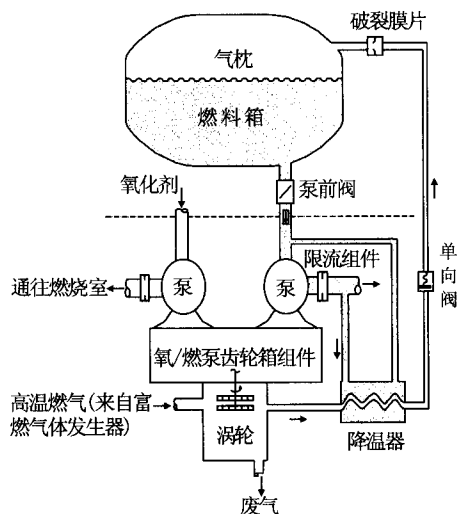


图 1 燃气增压系统原理图

Fig. 1 Scheme of hot gas pressurization system

1.2.2 自生增压

自生增压方式是利用火箭的推进剂组元,通过发动机蒸发、气化后对贮箱进行增压。通常在发动机泵后高压区引出一个分支,通过蒸发器将推进剂进行气化,并将温度调节到要求值,再引入贮箱进行增压。中国现役的长征系列运载火箭一、二级和助推器氧化剂贮箱均采用自生增压,系统基本原理见图 2。

优点: 与燃气降温增压方式类似, 系统简单, 成本较低。

缺点: 对于沸点较低、容易蒸发的推进剂, 可以选择自生增压。由于采用推进剂作为增压介质, 火箭会损失一定的运载能力。一般对于密度较小的推进剂 (例如液氢), 优先选用自生增压。另外, 适应性存在一定限制。

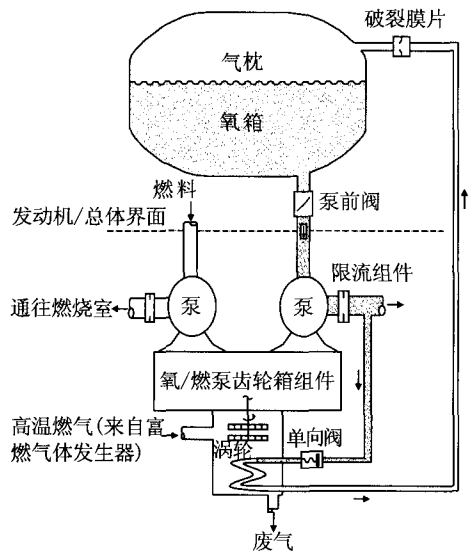


图 2 自生增压系统原理图
Fig. 2 Scheme of spontaneous pressurization system

1.2.3 使用其他介质增压 (气瓶增压)

配备独立贮存的增压介质, 专门用于贮箱增压。常用贮存在高压气瓶中的增压气体进行增压。由于氦气密度小、增压能力强, 在增压介质中使用较多。对于氦气增压, 国内外运载火箭上使用的有: 常温氦气增压、常温氦气加温后增压、冷氦气加温后增压及超临界氦增压等几种方案。其中超临界氦增压仅在阿里安 5 火箭的液氧贮箱增压中使用, 其他几种增压方式应用较广。长征三号甲系列运载火箭低温三子级液氧贮箱采用冷氦加温后的增压方案, 系统基本原理见图 3。

优点: 由于单独配置增压系统, 适用性广, 系统设计灵活。

缺点: 需要提供单独的增压气源贮存装置, 系统组成相对复杂, 成本较高。

三种增压方案比较见表 1。

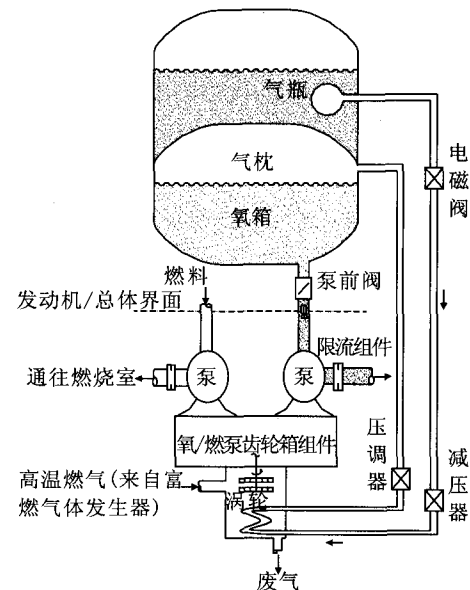


图 3 气瓶增压系统原理图
Fig. 3 Scheme of gas bottle pressurization system

表 1 三种典型增压方案比较

Tab. 1 Comparison of three typical pressurization schemes			
系统	与推进剂相容性	系统复杂性	系统重量
气瓶增压	能与推进剂相容,但对于低温推进剂,可能存在增压气体冷凝问题	系统较复杂,需要配置贮存增压气体的高压气瓶,在必要时可能需要热防护	增压气瓶重量较大,但增压气体重量较轻
	通常只能和推进剂本身相容,但对于低温推进剂,也存在增压气体冷凝问题	系统简单,但发动机需要增加蒸发器	增压气体重量较大,但不需设置专用增压容器,系统重量较轻
燃气增压	一般为富燃燃气,通常只能和燃料相容	系统简单,但发动机需要增加降温器	增压气体重量较大,但不需设置专用增压容器,系统重量较轻

上述三种增压方案是按照增压介质来源不同进行分类。以增压压力是否受控进行区分, 又可以将增压方案分为“开式增压”和“闭式增压”两种。增压过程中增压气体以恒定流量供应, 不

进行闭环调节的增压方式为“开式增压”；通过敏感贮箱气枕压力，对增压气体流量进行闭环反馈调节，从而实现贮箱压力控制的增压方式为“闭式增压”。

“开式增压”方案系统组成比较简单，但由于增压气体流量固定，无法实施调节。为确保贮箱增压满足系统工作要求，增压压力设计值一般偏高，增压气体使用量相对较多。“闭式增压”方案需要设置贮箱压力敏感装置和增压流量调节装置，系统较为复杂，但与“开式增压”方案相比，在节约增压气体用量方面具有显著优势。

1.3 国内外低温液体运载火箭增压方式分析

国内外低温液体运载火箭使用的推进剂组合

主要有两种：液氢液氧和液氧煤油。低温液体运载火箭主要增压方式见表 2，具有以下特点：

1) 采用液氢液氧推进剂组合的火箭，液氢贮箱主要采用自生增压方式。对于液氧贮箱，部分火箭采用氦气增压，部分火箭采用自生增压。

2) 采用液氧煤油推进剂组合的火箭，煤油贮箱一般采用氦气增压。对于液氧贮箱，部分火箭采用氦气增压，部分火箭采用自生增压。值得注意的是，对于使用高压补燃液氧煤油发动机的火箭，其液氧贮箱均采用氦气增压。

3) 对于采用气瓶增压的方案，普遍采用“闭式增压”；而对于采用自生增压的方案，绝大多数则采用“开式增压”。

表 2 国内外主要低温运载火箭推进剂贮箱增压方案
Tab. 2 Pressurization systems of main cryogenic launch vehicles at home and abroad

运载火箭		发动机	国别	推进剂组合	氧化剂贮箱	燃料贮箱
长征三号甲	三级	YF-75	中国	液氢/液氧	冷氦加温	自生增压
H II A	一级	LE-7A	日本	液氢/液氧	自生增压	自生增压
	二级	LE-5B	日本	液氢/液氧	冷氦加温	自生增压
阿里安 5	一级	Vulcain2	法国	液氢/液氧	超临界氦加温	自生增压
	二级	HM-7B	法国	液氢/液氧	冷氦增压	自生增压
德尔塔 4	一级	RS-68	美国	液氢/液氧	自生增压	自生增压
宇宙神 5	一级	RD-180	美国	液氧/煤油	常温氦加温	常温氦加温
天顶号	一级	RD-170/171	俄罗斯	液氧/煤油	冷氦加温	冷氦
	二级	RD-120	俄罗斯	液氧/煤油	冷氦加温	冷氦
联盟 2-1b	二级	RD-0124	俄罗斯	液氧/煤油	冷氦加温	冷氦加温

对于气瓶增压方案中的“闭式增压”控制方式，主要有三种模式。

压力传感器与电磁阀组合 采用压力传感器敏感贮箱压力，通过控制装置控制增压电磁阀打开/关闭，实现对贮箱压力的控制。美国宇宙神 5 火箭一级推进剂贮箱增压采用这种控制方式。

优点：通过传感器对压力实时敏感，由控制装置进行控制，通过软件设计可以实现对贮箱压力控制带的灵活设置和调整，并且控制带可随火箭飞行过程变化。

缺点：需要控制装置参与完成增压功能。

压力信号器与电磁阀组合 采用机械式压力信号器敏感贮箱压力，通过压力信号器上触点接通或断开来控制增压电磁阀，实现对贮箱压力的控制。前苏联天顶号火箭一、二级推进剂贮箱增压就采用这种控制方式。

优点：通过压力信号器敏感贮箱压力，在设置的压力点自动实现对电磁阀打开关闭的控制，单一贮箱相对于压力传感器的方案较为简单。

缺点：对于同一个压力信号器其控制压力点

固定, 压力控制带设置受限, 且不能调节。另外, 压力信号器单机研制难度较大。

减压器与压调器组合 采用减压器与压调器组合方式, 通过压调器敏感贮箱压力, 调节压调器开度实现对增压气体流量的实时调控。中国长征三号甲系列火箭三子级液氧贮箱采用这种增压方式。

优点: 箱内压力始终受控, 增压气体利用率高。

缺点: 由于同时需要用到减压器和压调器, 一方面系统组成较为复杂, 另一方面对系统组件的设计要求相对较高, 产品设计和制造难度较大。同时, 对于不同的贮箱控制压力和增压流量, 需要配备不同的压调器。

2 新一代运载火箭增压系统

2.1 增压系统方案研究

2.1.1 液氧贮箱增压方案

与国外采用高压补燃液氧煤油发动机火箭类

似, 液氧贮箱可以采用常温氦气加温增压方案。

气瓶增压方案, 采用“闭式增压”较为合理。对于具体的压力控制方式选取, 对前文提到的三种增压方案均进行了分析。

对于减压器与压调器组合的方案, 由于系统对单机产品的设计要求高, 产品设计和制造难度大, 且对于存在不同控制压力、增压流量的贮箱需要设置不同的压调器。以新一代中型运载火箭为例, 其全箭有 11 个贮箱需要使用气瓶增压方案, 与长征三号甲系列火箭中仅 1 个贮箱使用该方案有相当大的区别, 不宜采用减压器与压调器组合的方案。

对压力传感器与电磁阀组合方案和压力信号器与电磁阀组合方案进行了比较分析, 见表 3。

通过比较可以看出: 采用压力信号器的控制方案在与外系统接口方面优于采用压力传感器的方案; 采用传感器的控制方案在产品化、产品配套、测试性、参数装订性、对地面增压系统的兼顾以及控制点等方面与采用压力信号器的方案相比具有一定优势。

表 3 压力传感器与压力信号器控制方案比较

Tab. 3 Comparison of control schemes using pressure sensor and pressure annunciator

比较项目	压力传感器与电磁阀组合	压力信号器与电磁阀组合
产品化	很好, 一种传感器即可满足多个贮箱的需求	较差, 对于不同的压力控制带需要配套不同的压力信号器
产品配套	配套比较容易	调试难度大, 且配套产品种类多, 交付困难较大
与外系统的接口	需要控制系统提供控制装置	需要控制系统供电并提供相关硬件
测试性	单元测试不能独立进行, 重要组件在射前可以监测	单元测试不能独立进行, 重要组件射前无法监测
参数装订性	通过软件很容易实现	产品交付后不可装订
对地面增压系统的兼顾	可以兼顾	不可兼顾
压力控制点	压力控制带设置灵活	压力控制带设置受限

基于此, 对于新一代运载火箭采用 120 t 级液氧煤油发动机的氧化剂贮箱, 可以采用压力传感器与电磁阀组合的闭式氦气增压方案。

对于氦气增压方案, 又可细分为常温氦气增压、常温氦气加温增压、冷氦增压、冷氦加温增压以及超临界氦加温增压等几种方案 (见表 2)。

对于液氧贮箱，用于增压的氦气是否加温对用气量影响显著，而对煤油贮箱则影响较小。因此，液氧贮箱采用加温氦气增压、煤油贮箱采用常温氦气增压较为合理。表 4 给出了前苏联天顶号运载火箭芯一级贮箱增压用气量的计算结果，可为此结论提供佐证。

理论上，氦气加温后进入贮箱的能量增多。对于煤油贮箱，煤油为常温推进剂，推进剂和液体都处于常温状态，氦气加温后进入贮箱，由于加温气体与贮箱壁及煤油之间的温差会产生换热，导致其中一部分能量被贮箱及煤油吸收，损失氦气增压的能量。若采用常温氦气增压，其气体温度与贮箱和煤油温度相当，随着增压过程的

进行，气体温度会进一步降低，因此增压氦气进入贮箱之后不会损失本身的能量，甚至反过来可接受箱体和煤油都对其进行加温。因此，对于煤油贮箱，采用加温氦气提高的增压效率有限。

对于液氧贮箱，由于贮箱和液氧均处于低温状态，因此，无论是常温氦气还是加温氦气进入贮箱后都会向箱体和液氧传热，导致氦气增压能量的显著损失。因此，氦气加温后的增压效率会明显高于常温氦气。

基于上述分析，新一代运载火箭采用 120 t 级液氧煤油发动机的氧化剂贮箱增压方案可采用压力传感器与电磁阀组合的闭式常温氦气加温增压方案。

表 4 天顶号火箭芯一级贮箱增压氦气用气量

Tab. 4 Helium consumption for the first stage pressurization of Zenit launch vehicle

贮箱	用气量(常温氦气增压)	用气量(氦气加温后增压)
液氧贮箱	12~13 个 130 L, 20 MPa 气瓶	6 个 130 L, 20 MPa 气瓶(加温至 520 K)
煤油贮箱	3 个 130 L, 20 MPa 气瓶	3 个 130 L, 20 MPa 气瓶

2.1.2 煤油贮箱增压方案

对于高压补燃的液氧煤油发动机，其燃气发生器出口为富氧燃气，因此煤油贮箱不具备采用燃气进行增压的条件。同时，煤油属于不易蒸发的推进剂，且在高温下易结焦和积炭，不能作为自生增压介质。这也是采用同类型发动机的国外运载火箭的煤油贮箱均采用氦气增压的主要原因。对于煤油贮箱，采用氦气加温后增压，对于增压效率的提高有限，同时，还需要发动机增加加温装置才能实现。综合上述分析，对于新一代运载火箭采用 120 t 级液氧煤油发动机的煤油贮箱，可使用压力传感器与电磁阀组合的闭式常温氦气增压方案。

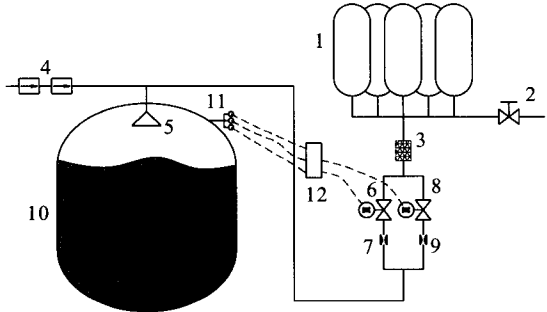
2.1.3 小结

对于新一代运载火箭采用 120 t 级液氧煤油发动机的贮箱增压方案，可使用以下方案：

煤油贮箱采用常温氦气增压，通过设置在贮箱气枕的冗余数字式压力传感器敏感贮箱压力，以此为依据对多路并联的电磁阀进行打开/关闭控制，从而实现增压氦气流量调节，将贮箱压力控

制在理想范围内，系统原理见图 4；

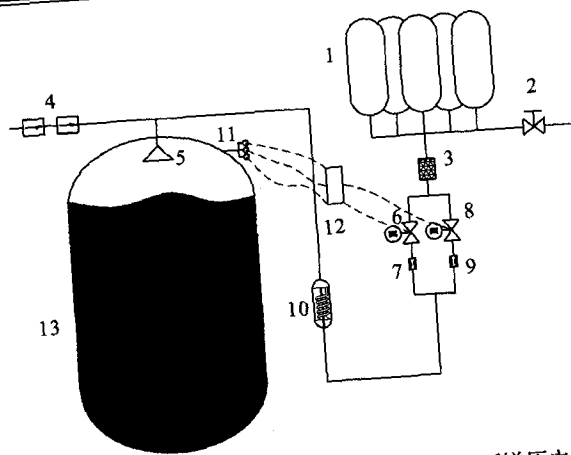
液氧贮箱采用常温氦气加温增压，通过设置在贮箱气枕的冗余数字式压力传感器敏感贮箱压力，以此为依据对多路并联的电磁阀进行打开/关闭控制，从而实现增压氦气流量调节，将贮箱压力控制在理想范围内，系统原理见图 5。



- 1-气瓶组；2-气瓶充气阀；3-过滤器；4-地面增压电磁阀；5-增压消能器；6-主增压电磁阀；7-主增压孔板；8-辅增压电磁阀；9-辅增压孔板；10-液氧贮箱；11-箱压压力传感器；12-综合控制器

图 4 煤油贮箱增压系统原理图

Fig. 4 Scheme of kerosene tank pressurization system



1-气瓶组; 2-气瓶充气阀; 3-过滤器; 4-地面增压电磁阀; 5-增压消能器; 6-主增压电磁阀; 7-主增压孔板; 8-辅增压电磁阀; 9-辅增压孔板; 10-氮加热器; 11-箱压压力传感器; 12-综合控制器; 13-液氧贮箱

图5 液氧贮箱增压系统原理图
Fig. 5 Scheme of LOX tank pressurization system

2.2 常温氦气加温增压试验研究

中国现役运载火箭主推进系统中, 仅长征三号甲系列火箭三子级采用了冷氦加温增压方案, 常温氦气加温增压尚无实际使用经验。而且, 为了增大氦气增压能力、节约氦气用量, 在液氧贮箱增压系统设计中, 将氦气通过发动机加温器加温至 500~600 K 高温后再对液氧贮箱进行增压。如此高温的气体进入液氧贮箱后, 高温氦气与贮箱壁面、推进剂液面之间的换热都不容忽视。

为了解该方案增压过程的物理特性和液氧贮箱箱内温度分布情况, 在工程上优化和实现该增压方案, 开展了常温氦气加温增压试验研究。

试验系统按照全尺寸的火箭箭上液氧贮箱增压系统进行搭建, 利用地面加温装置将氦气加温至要求的温度, 通过设置在贮箱气枕的压力传感器, 将压力信号反馈至试验控制系统, 根据预先设置好的贮箱压力控制带, 通过电磁阀控制增压氦气的流量, 实现对贮箱增压压力的实时闭环控制。同时在试验过程中对贮箱内的液氧进行挤压排放, 以模拟火箭飞行过程中液氧贮箱内推进剂的消耗。试验系统原理图见图 6, 试验过程中, 进入贮箱的增压氦气最高温度达到 670 K, 温度和压力变化曲线如图 7 所示。

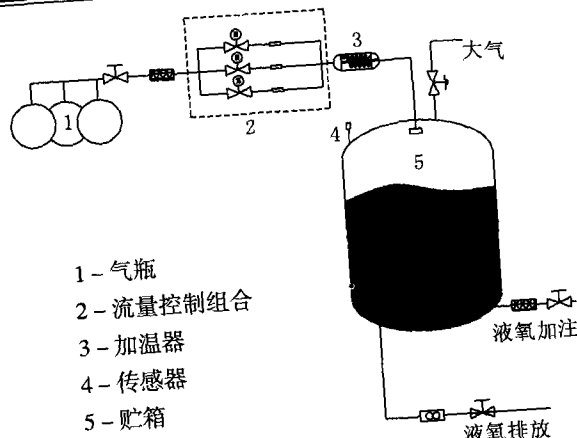


图6 常温氦气加温增压试验系统原理图
Fig. 6 Scheme of LOX tank pressurization experiment system using heated helium

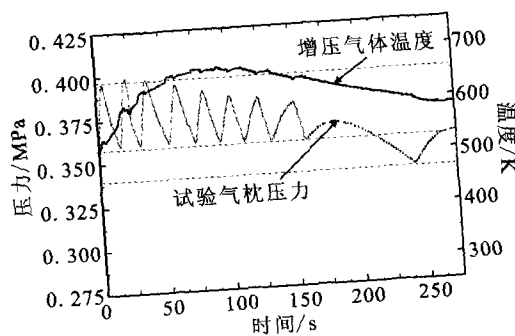


图7 贮箱增压压力和增压气体温度试验结果
Fig. 7 Experiment result of LOX tank pressure and helium temperature

2.3 常温氦气加温增压理论分析及试验结果对比

为掌握常温氦气加温增压过程理论分析的方法, 为新一代火箭液氧贮箱增压方案的确定提供准确、可靠的分析数据, 建立集总参数增压计算模型, 对增压试验系统进行了理论仿真分析。

模型建立采用如下假设: 气枕中压力瞬时均匀, 不随空间位置变化; 增压气体近似为理想气体, 压缩因子取为 1; 忽略液氧的传热传质过程; 忽略通过绝热层而导致的热量输入。根据热力学定律, 增压过程中有如下控制方程:

$$\frac{d(U_u \cdot M_u)}{dt} = \dot{m}_i \cdot h_i - (\dot{Q}_{gl} + \dot{Q}_{gw}) - p_u \cdot \frac{dV_u}{dt} \quad (1)$$

式中, U_u 为气枕内气体内能, J/kg; M_u 为气枕内气体质量, kg; V_u 为气枕容积, m^3 ; \dot{m}_i 为增压气

体质量流量, kg/s; h_i 为增压气体比焓, J/kg; \dot{Q}_{gl} 为气液换热率, J/s; \dot{Q}_{gw} 为气壁换热率, J/s。

结合下式关系

$$U_u = C_v \cdot T_u \quad (2)$$

$$h_i = C_p \cdot T_i \quad (3)$$

$$p_u \cdot V_u = M_u \cdot R_m \cdot T_u \quad (4)$$

可以导出气枕压力变化关系式

$$\frac{dp_u}{dt} = \frac{m_i \cdot h_i - p_u \cdot \frac{dV_u}{dt} \left(1 + \frac{C_v}{R_m} \right) - (\dot{Q}_{gl} + \dot{Q}_{gw})}{\frac{C_v}{R_m} \cdot V_u} \quad (5)$$

式中, R_m 为气体常数。

使用上述模型的计算与试验结果对比曲线见图 8。由图可知, 增压过程中贮箱增压压力的计算值和试验结果吻合良好, 表明所建立的增压计算模型是正确的。

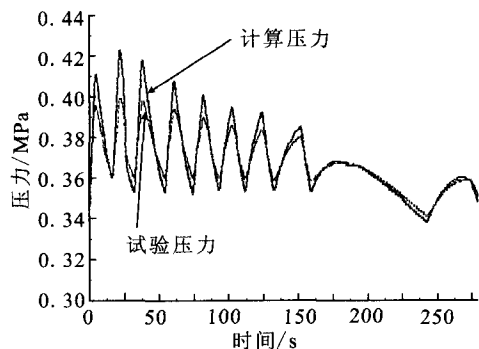


图 8 贮箱气枕增压压力计算结果与试验结果的比较

Fig. 8 Comparison of calculated and experimental results of LOX tank pressure

3 结论

1) 对采用新型 120 t 级高压补燃液氧煤油发动机的新一代运载火箭贮箱增压技术进行了研究。从增压系统工作原理及基本增压方案分类出

发, 在综合分析国内外同类低温液体运载火箭增压系统方案的基础上, 提出了液氧和煤油贮箱的增压系统方案。

2) 针对首次采用的液氧贮箱常温氦气加温增压的方案, 开展了全尺寸系统级增压试验研究和仿真研究, 验证了增压系统方案设计的正确性和可行性。该系统级增压试验其氦气加温温度最高达到了 670 K。

3) 通过试验研究和理论分析, 掌握了加温氦气对液氧贮箱增压过程的物理特性, 验证了低温贮箱增压计算模型的正确性, 为新一代运载火箭贮箱增压系统方案的确定提供了技术支撑。

参考文献:

- [1] 廖少英. 液体火箭推进增压输送系统[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.
- [2] STOCHL J R, MALOY J E, MASTERS A P, et al. Gaseous-helium requirements for the discharge of liquid hydrogen from a 3.96-meter-(13-ft) diameter spherical tank, NASA TN D-7019[R]. USA: NASA, 1970.
- [3] TEISSIER A. Liquid helium storage for Ariane 5 main stage oxygen tank pressurization, AIAA 95-2956[R]. USA: AIAA, 1995.
- [4] LACOVIC R F. Comparison of experimental and calculated helium requirements for pressurization of a centaur liquid oxygen tank, NASA TM X-2013[R]. USA: NASA, 1970.
- [5] ZILLIAC G, KARABEYOGLU M A. Modeling of propellant tank pressurization, AIAA 2005-3549[R]. USA: AIAA, 2005.
- [6] GRAYSON D G, ALFREDO L, CHANDLER O F, et al. Cryogenic tank modeling for the Saturn AS-203 experiment, AIAA 2006-5258[R]. USA: AIAA, 2006.
- [7] NAOUMOU V. Simulation of high-temperature pressurization of liquid-propellant rocket tanks, AIAA 2009-1600[R]. USA: AIAA, 2009.
- [8] STOUT P W, SNELL S A. Multiple on-off solenoid valve control for a launch vehicle propellant tank pressurization system, AIAA-99-4085[R]. USA: AIAA, 1999.

(编辑: 陈红霞)