

文章编号:1006-1355(2015)04-0189-04

大推力氢氧火箭发动机试验噪声治理技术概述

孔凡超, 刘万龙, 郭敬, 胡旭坤, 张奎好, 甄江涛

(北京航天试验技术研究所, 北京 100074)

摘要:在大推力氢氧火箭发动机试验中,噪声问题越来越突出,有必要对其采取噪声治理措施。总结大推力氢氧火箭发动机噪声治理的难点和影响大推力氢氧火箭发动机噪声治理的因素,介绍大推力氢氧火箭发动机高空模拟试验和地面试验的降噪方法,并对喷水降噪后进一步的噪声治理措施给出建议。

关键词:声学;氢氧火箭发动机试验;地面试验;高空模拟试验;噪声治理

中图分类号:TB533+3.V

文献标识码:A

DOI编码:10.3969/j.issn.1006-1355.2015.04.041

Overview of Noise Control Technology in High Thrust LOX/GH₂ Rocket Engine Tests

KONG Fan-chao, LIU Wan-long, GUO Jing,
HU Xu-kun, ZHANG Kui-hao, ZHEN Jiang-tao

(Beijing Institute of Aerospace Testing Technology, Beijing 100074, China)

Abstract: In high thrust LOX/GH₂ rocket engine tests, noise reduction issues have become more serious. In this paper, the difficulties and influencing factors in the noise control were summarized. Noise control methods in the ground tests and altitude tests of the high thrust LOX/GH₂ rocket engines were introduced respectively. After the water injection noise reduction method, some suggestions for further noise control were proposed.

Key words: acoustics; LOX/GH₂ rocket engine test; ground test; altitude test; noise control

要发展大推力的氢氧火箭发动机,不可避免地要开展大推力的氢氧火箭发动机的地面试验和高空模拟试验,随着火箭发动机推力的增大,火箭发动机的噪声将不断增大,过大的噪声会损坏设备仪器和影响周边居民生活,合理地进行试验台的降噪规划和降噪系统设计非常必要。

1 大推力氢氧火箭发动机噪声治理的难点

过去,国内外大部分大推力火箭发动机试验台都没有噪声治理设施,有一些试验台的导流槽进行了喷水,但是降噪量很有限。主要原因是这些试验台处于地广人稀的地方,缺乏相关的需求,同时也说明火箭发动机的噪声治理是一项非常复杂的工作。

国内在卫星姿轨控发动机试验、航空发动机试验的噪声治理方面已经取得了成熟的经验,但是在大力氢氧火箭发动机噪声治理方面还存在很多困难:

(1) 火箭发动机和航空发动机相比,主要特点是燃气总温高,在3 400 K以上,目前,还没有哪种材料能够承受这么高的温度。而航空发动机总温一般在2 000 K左右,通常采用掺混空气或少量喷水的降温方法^[1]。

(2) 氢氧火箭发动机还存在冷氢排放、富氢燃烧等特点,如何考虑氢气的安全处理也是降噪系统的难点。

(3) 氢氧火箭发动机因为比冲高,一般用于火箭上面级,不单需要进行地面试验,还需要进行高空模拟试验^[2]。目前国内的大推力氢氧火箭发动机高空模拟试验台都需要进行试验状态的切换,给降噪系统的设计带来了很大的难度。

(4) 大推力氢氧火箭发动机的噪声为宽频带噪声,无法针对特定的频率进行噪声处理。

(5) 一些特殊工况,如发动机摇摆也要在降噪

收稿日期:2014-12-17

作者简介:孔凡超(1985-),江苏人,工程师,主要研究方向:液体火箭发动机试验技术。

E-mail: kongfanchao101@163.com

系统中考虑。

(6) 随着火箭发动机推力的增大,火箭发动机的噪声将不断增大^[3],所需要的降噪系统也更加庞大。

2 影响大推力氢氧火箭发动机噪声治理的因素

噪声治理系统和发动机试验台之间的结合非常紧密,在设计时除了考虑到自身的性能,更多的要考虑其对发动机试验台的影响。

2.1 火箭发动机噪声治理的指标

火箭发动机噪声治理通常都会提出降噪的指标,不同的降噪量会对应不同的降噪方法。考虑到火箭发动机噪声很高,如果降噪量太小,作用就不明显。如果提出的降噪指标太高,会大幅增加降噪的难度,甚至是根本无法实现的。

通常可以参考 GB 12348-2008(工业企业厂界环境噪声排放标准),测量整个试验台正常工作时段等效声级,并对照标准进行评价。比如,某氢氧火箭发动机试验台处于1类厂界功能区,白天点火800 s,点火时段厂界噪声为100 dB(A),被测声源整个正常工作时段为16 h,背景噪声45 dB(A)。那么在点火期间需要的降噪量为28 dB(A),厂界峰值噪声控制在72 dB(A)左右,试验台正常工作时段等效声级为55 dB(A),就能够满足国家标准的要求。

2.2 噪声治理对火箭发动机试验的影响

降噪系统不可避免地会对火箭发动机的试验产生影响。首先,噪声控制对试验台的规划产生影响,地势高的试验台相比较于地势低的试验台对周边环境的影响更大;水平的试验台如果正对着厂界会产生更大的噪声;火箭发动机的噪声治理需要大量的水,需要配套建设水池和泵房,水流量一般为燃气质量流量的10~30倍,可用压力至少为0.5 MPa。

其次,噪声治理需要避免对试验系统产生影响,比如自引射的高空模拟试验,扩压器出口的背压具有严格的限制,如果噪声治理系统流阻过大,引起扩压器不起动,将引起试验的失败;又比如,喷水降噪系统的喷水装置设计不合理,形成不合适的回流,水喷淋到试验件,也属于质量事故。

最后,噪声治理系统不可避免地会增加试验操作的复杂度,如发动机的安装、试验的观察、试验状态的切换以及降噪系统自身的使用维护操作,所以在降噪系统设计时也要考虑。

2.3 噪声治理系统带来的安全性问题

对于氢氧火箭发动机的试验台来说,最大的安全性问题就是氢气的排放和扩散问题。通常氢氧火箭发动机试验要求试验环境敞开,但从降噪角度来说要求对发动机的燃气进行封闭,两者之间存在一定的矛盾。通过技术手段消除氢气是最理想的手段,但是难度很大,目前该问题的解决措施有:

- (1) 利用氮气对敏感区域进行吹除;
- (2) 利用氢浓度传感器对敏感区域进行监测;
- (3) 消声系统需要利于氢气的扩散。

3 火箭发动机高空模拟试验的降噪方法

高空模拟试验是上面级火箭发动机重要的试验形式,它相对于地面试验来说更加有利于噪声的治理。主要是因为真空舱、扩压器(引射器)对发动机及其火焰进行了物理隔离,而扩压器(引射器)往往采用双层夹套结构,内部通冷却水冷却壁面,有足够的隔声量,且能够大幅降低燃气温度。

尽管燃气的温度有所降低,但实测数据表明,如果不采取降噪措施,同型号的发动机开展高空模拟试验和地面试验的噪声差别并不大。在高空模拟试验领域,最常用的降噪方法就是喷水,噪声降低的同时燃气温度也大幅降低,下游可以继续接消声设备,以下提供了3个国内外的案例。

3.1 美国A3试验台的缩比试验台的降噪研究

如图1所示,美国A3试验台的缩比试验台是一个研究性的试验台,在二级引射器出口进行喷水,并对不同的喷水角度、喷水直径、喷水位置和喷水流量下的降噪效果进行了研究,结果表明这种喷水方式降噪量最大不超过6 dB(A),且有可能引起二级引射器不起动^[4]。



图1 美国A3缩比试验台在扩压器出口喷水降噪

4.2 DLR试验中心的P4试验台的降噪模式

如图2所示,欧洲DLR试验中心的高空模拟试验台P4,从事上面级氢氧火箭发动机VINCI的试

验^[5],采用了多级引射器主动引射的方式,发动机燃气和一级引射器引射工质都被冷凝器冷凝。这样该系统的噪声只剩下固体壁面传出的噪声和末级引射器的喷流噪声,相比于火箭发动机噪声来说要小很多。如果该系统有进一步降噪的需求,可以在末级引射器出口安装合适的消声器。这种模式降噪的效果非常好,但是需要大量的冷却水,并且全程引射还需要消耗大量的引射工质,投资规模和使用费用都非常大。



图2 P4试验台

3.3 国内某上面级氢氧火箭发动机试验台的噪声治理

如图3所示,国内某上面级氢氧火箭发动机试验台,采用自身引射的方式进行高空模拟试验,发动机置于真空舱内,真空舱和扩压器相连直接排入大气。为治理该试验台,扩压器出口依次连接扩张段、喷水冷却器和消声塔。因为发动机的总压不高,扩压器处于临界状态,为避免扩压器不起动,对降噪系统的阻力特性进行了充分优化。同时考虑到富氢燃气的安全排放,设置了氮气吹除系统、氢氧浓度监测系统,并对消声塔内消声元件的结构进行了特殊设计以避免存在氢气排放的死角。

现场实测数据表明,该系统的降噪量达到48dB(A),扩压器出口压力小于大气压,满足了试验和降噪的要求,为避免消声塔内氢气聚集,需要采用大量的氮气进行吹除。

4 氢氧火箭发动机地面试验的降噪方法

氢氧火箭发动机地面试验和高空模拟试验相比较,噪声产生的机理是一致的,但是降噪难度更加大,主要困难就在于发动机和降噪系统的对接。如图4所示是一个最简单的地面试验喷水降噪对接结构,它存在如下一些问题:

降噪性能:对接不严密,大量的噪声都从对接处泄漏了;

扩压性能:如果消声系统流阻过大,将存在从环缝返流高温燃气的风险;

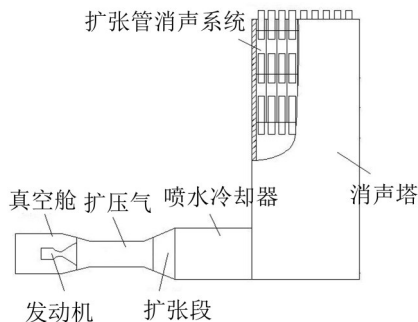


图3 国内某上面级氢氧火箭发动机试验台

消除氢气:空气和富氢燃气发生补燃,可以借此消除氢气;

试验状态:如何保证发动机工作的压力环境仍然是地面环境;

试验观察:如何保证对发动机尾流的观察。

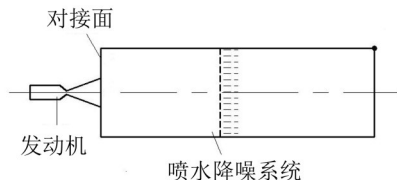


图4 火箭发动机地面试验喷水降噪示意图

在实际过程中,这些问题是无法全部解决的,必须有侧重点地来解决,目前工程上常用的方式有如下几种。

4.1 回避对接问题的降噪方式

有一些降噪方法回避了发动机和降噪系统之间的对接,例如,印度宇航研究机构在发动机出口采用喷水管直接喷水^[6](如图5所示);装备指挥技术学院优化导流槽来减少火箭发动机气动噪声^[7](如图6所示),虽然不存在对接问题,但是降噪量一般不大于10 dB(A)。

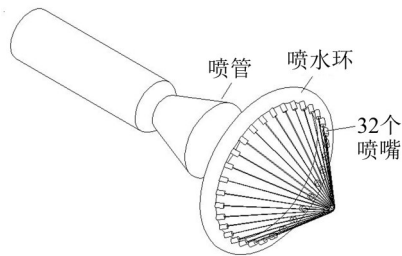


图5 印度宇航研究机构地面试验喷水降噪

4.2 套筒式的对接方式

如图7所示是一种套筒式的对接方式,喷水冷却器套接在发动机喷管外,无密封措施,一般用于火箭发射台,如法国阿里安5火箭发射台^[8]。这种措施对接方便,能够引射空气来消除氢气,发动机出口背

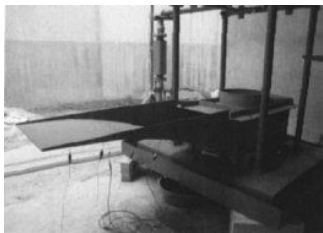


图6 导流结构对降噪的影响研究

压最接近大气,但发动机和冷却器之间环缝存在返流的风险,下游无法接流阻大的消声器,降噪量因漏声面积太大将不大于 20 dB(A)。

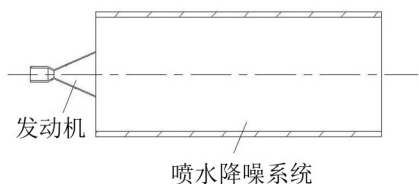


图7 套筒式的降噪对接方式

4.3 直连式的对接方式

直连式的对接方式如图8所示,火箭发动机喷管和喷水冷却器之间采取法兰或者迷宫密封措施,下游根据需要可以采取扩张结构,如国防科大某小型地面试验台就采取了该措施^[9]。这种措施降噪效果在 20 dB(A)~30 dB(A),具有较强的扩压作用,下游可以改变指向性和接消声器,但是发动机出口背压和海平面大气状态相差较大,且无法观察试验。

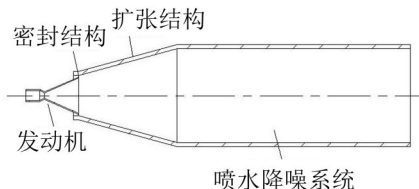


图8 直连式的降噪对接方式

4.4 封闭式的对接方式

封闭式的对接方式如图9所示,真空舱和喷水冷却器之间采取法兰对接,舱内一直吹氮气避免燃气回流,如俄罗斯化工所V2A试验台就采取了该措施。这种措施降噪可以到 25 dB(A)以上,但对接操作较复杂,且只适合于带有真空舱的试验台。

5 喷水降噪后进一步的噪声治理措施

对于高空模拟试验和地面试验,仅靠喷水的降噪量最大在 30 dB(A)左右,其中喷水降低的噪声主要还是中高频噪声,对于降低低频噪声的效果不好。目前,工业领域噪声治理所用的能够消除低频噪声最常用手段是微穿孔板和扩张室式消声器,但是用于含氢气体的排放需要大量吹氮气进行吹除。

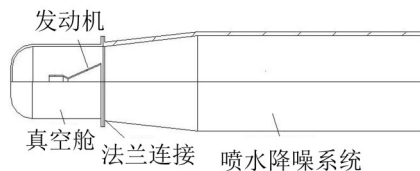


图9 封闭式的降噪对接方式

6 结语

大推力氢氧火箭发动机的降噪在国内外而言都是一个难题,特别是对降噪量需求比较大(>10 dB(A))的情况,因为降噪系统和试验系统之间的联系非常紧密,而试验系统因为功能、状态、形式的差别具有多样性,所以噪声治理也没有统一的模式。就降噪问题而言,首当其冲的问题还是规划问题,合理规划试验台的位置、指向性、水源能够给降噪系统的设计减轻压力。目前,高空模拟试验的噪声治理形式比较确定,即在扩压器或引射器出口采用冷却器进行大量喷水;地面试验的噪声治理,首要解决的问题是对接问题,下游的降噪方式可以参考高空模拟的降噪方式;如果喷水降噪后需要进一步降噪,需要合理选择能够消除低频噪声的消声器。

参考文献:

- [1] 徐悦. 航空发动机尾喷流微喷降噪技术研究进展[J]. 航空科学技术, 2011, 数值模拟技术专辑: 52-54.
- [2] 郭雪峰. 液体火箭发动机试验[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2009: 299-301.
- [3] 马大猷. 声学手册(修订第二版)[M]. 北京: 科学出版社, 2004: 224-225.
- [4] Daniel C. Allgood. Reduction of altitude diffuser jet noise using water injection[C]. 50 th AIAA Aerospace sciences meeting including the new horizons forum and aerospace exposition, AIAA: 2012.
- [5] Klaus Schäfer. Altitude simulation bench for vinci engine [C]. 39 th AIAA / ASME / SAE / ASEE joint propulsion conference and exhibit 20- 23 July 2003, Huntsville, Alabama, AIAA 2003.
- [6] S. Sankaran. Suppression of high mach number rocket jet noise by water injection[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2009, 46(6): 1164-1170.
- [7] 刘占卿. 火箭发动机气动噪声辐射特性实验研究[J]. 宇航学报, 2009, 30(4): 1606-1608.
- [8] Gely, D. Reduction of supersonic jet noise - Application to the Ariane 5 launch vehicle[C]. AIAA/CEAS, aeroacoustics conference and exhibit, 6 th (21 st AIAA Aeroacoustics Conference), Lahaina, HI, June 12-14, 2000, AIAA: 2000-2026.
- [9] 易新郁. 小型火箭发动机地面试验的消声[J]. 噪声与振动控制, 1995, 15(3): 25-28.