

“北航 2 号”固液火箭发动机喷注器设计与研究

史 刚, 李君海, 俞南嘉, 田辉, 张国舟

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京)

摘要: 固液火箭发动机的喷注器设计是一项关键技术。针对其特点总结了喷注器设计应该满足的要求, 结合实验结果分析了喷注压降对燃烧稳定性的影响并合理地选取了喷注压降, 描述了喷注器强度计算与传统液体火箭发动机的不同之处。由于 N_2O 饱和蒸汽压高的特殊性质, 喷注器内的实际流动为气液两相流, 通过实验的方法得到了给定喷注压降下需要设计的喷注面积。最终设计完成了应用于“北航 2 号”探空火箭发动机的满足要求的喷注器, 并成功通过了地面热试车和飞行试验的验证。

关键词: 固液火箭发动机; 喷注器; N_2O ; 喷注压降; 两相流

1 引言

固液火箭发动机自问世以来, 便以其相对于固体和液体火箭发动机独特的优势吸引了人们关注的目光, 具有十分广阔的发展前景和潜力。2003 年, Scaled 复合材料公司研制的“宇宙一号”飞船采用 SpaceDev 公司设计的固液火箭发动机——SpaceDev Hybrid 成功完成了一项亚轨道商业飞行的计划^[1]。2008 年 12 月 5 日, 北京航空航天大学宇航学院研制的“北航 2 号”固液探空火箭成功发射, 其动力系统即采用自行设计的以 N_2O /HTPB 为推进剂组合的固液火箭发动机。

由于固液火箭发动机推进剂的其中一个组元为液体, 所以与传统的液体火箭发动机有一定的类似之处, 喷注器都是发动机燃烧室的重要组件。喷注器设计的优劣直接影响到发动机的整体工作性能能否满足要求, 其方案选择和结构设计是固液火箭发动机火箭发动机研制必须突破的一项关键技术。本文主要针对液体氧化剂为 N_2O 的“北航 2 号”固液探空火箭项目, 进行了固液火箭发动机的喷注器的设计和相关研究。

2 喷注器设计要求

对于固液火箭发动机, 喷注器的主要作用是将流经头腔进入燃烧室的液体推进剂雾化, 使之相互混合均匀之后在燃烧室内与高温固体药柱蒸气进行燃烧。由于固液火箭发动机的特点, 喷注器的设计不仅要求设计合理、结构强度和热防护满足要求, 还应考虑到以下几个方面:

2.1 提高燃烧效率和燃速

固液火箭发动机药柱燃速低、燃烧效率低, 在这种情况下, 喷注器的合理设计需要尽可能提高混合燃烧的燃烧效率, 为此提出以下要求:

- 1). 要求雾化流型前段适当集中一些, 以免过多的液滴发散而喷到药柱表面上, 而后段流型要呈空心锥状;
- 2). 要求喷注器将液体氧化剂雾化地尽量细, 使液滴能尽快蒸发, 以减少过多的液滴滴落在固体药柱表面上;
- 3). 使雾化流型沿燃烧室轴线方向有一定的切向旋转, 以增强燃气的扰动而强化混合燃烧;
- 4). 要求雾化流型横截面与药柱通道一致, 周向分布均匀, 没有局部强流, 以保证药柱均匀和稳定燃烧^[1];

2.2 抑制不稳定燃烧

固液火箭发动机在静态试验环境中常出现的两种基本不稳定类型是氧化剂输送系统引起的不稳定性(非声学)和火焰不稳定性(声学)。前者意味着氧化剂输送系统管路中存在夹气、气穴或两相流的可压缩性源头, 未与燃烧过程充分隔离而产生不稳定性振荡, 后者则是由边界层中火焰稳定性不够引起的。为了改善甚至消除不稳定燃烧现象, 可以通过增大喷注器压降来抑制燃烧室的压力扰动向上游输送系统传播, 还可以改变喷注器的流场, 在燃烧药柱头部形成一个足够大的燃气回流区, 或通过氧化剂强烈的轴向喷注,

使边界层前缘的扩散火焰稳定燃烧^[3]。

喷嘴的分布则要求外层采用流量小，雾化细的喷嘴，内层采用大流量喷嘴，即流量向中心区适当集中。这样喷注器的射流有利于强化通道内燃气扰动，在周边形成燃气回流区。

2.3 合理与固体药柱配合

与液体火箭发动机不同，固液火箭发动机的喷注孔布置要与固体药柱配合，主要要求为喷注器流场沿药柱的横截面要分布均匀，防止因质量集中在某一区域而在其它区域形成燃烧室高温燃气回流，破坏喷注器的热防护。尤其对于使用 N₂O 为氧化剂的直流式喷注器，在喷嘴内 N₂O 会大量气化，导致喷射速度很高，喷注器喷嘴分布的均匀性尤为重要。

对于多通道药柱，例如车轮型药柱、星型药柱等其它一些燃面较为复杂的药柱，要保证喷嘴对应各药柱通道分布均匀，使得发动机正常工作时各个通道内的氧化剂浓度大致相同，各燃面燃烧情况基本相同。

3 喷注器设计

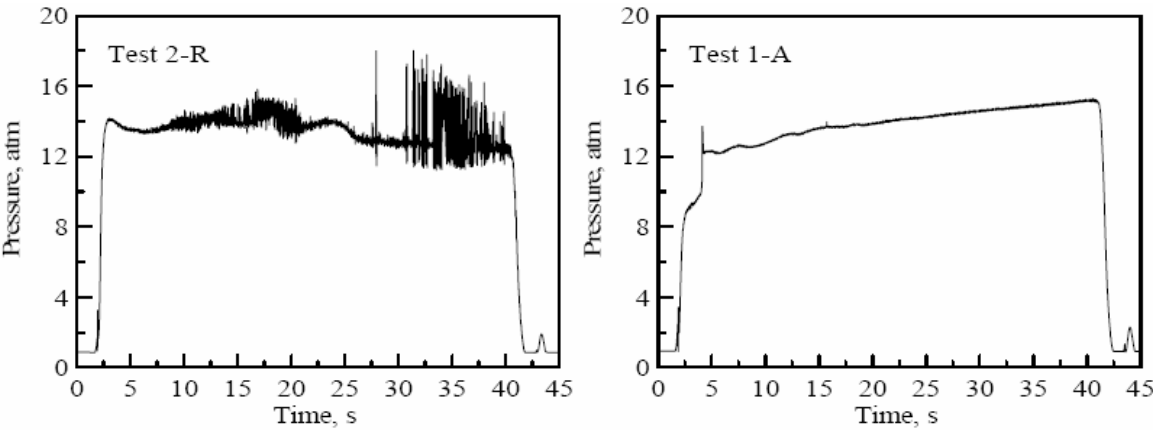
本文所研究的“北航2号”探空火箭发动机所采用的推进剂组合为 N₂O/HTPB,采用五星角的星型装药。头腔设计为半椭球形，与喷注器面板焊接在一起，与燃烧室身部通过螺纹联接。发动机结构相关参数如表 1 所示：

表 1 相关参数

平均燃烧室压力 /MPa	氧化剂初始流量 /(kg/s)	喷注盘直径 /mm	喷注面板厚度 /mm
2	3	87	5

3.1 喷嘴形式的选择

对于液体火箭发动机来说，可供选择的喷注器形式有直流式、离心式、直流互击式等等。而固液火箭发动机只有一种液体推进剂组元，可以选择径向喷注和切向喷注的方式来增强燃烧室扰动，以增强氧化剂的雾化混合，提高燃烧效率。国外的实验研究表明，轴向喷注的直流式喷注器相对于切向喷注和径向喷注以及离心式喷注器而言对于燃烧稳定性最为有利。在美国已经进行的推进剂组合分别为 N₂O/HTPB 和 N₂O/HDPE 的固液火箭发动机的热试车中，在相同推进剂、药柱通道直径和平均压力的条件下，径向喷注器产生了大幅度的燃烧室压力振荡，而使用轴向喷注器的燃烧室压力则相对比较平稳，如图1所示。



a) 切向喷注器 b) 径向喷注器

图 1 N₂O/HDPE 固液火箭发动机燃烧室压力曲线^[3]

根据上文所述喷注器设计原则，为尽可能避免燃烧室压力的震荡，同时考虑到设计、加工、实验周期等问题，选择采用直流式喷注器。并且为得到良好的雾化效果尽可能多安排喷嘴个数，减小喷嘴直径，以提高雾化细度和燃烧效率。

3.2 喷注压降的选取

合适的喷注压降的选取在喷注器设计中是一个很重要的问题，如果喷注压降过高，就会加重喷注器上游输送系统和贮箱的负担，同时下游反压过高还会影响到输送系统管路中汽蚀文氏管的正常工作，进而影响氧化剂流量的稳定；如果喷注压降过低，则燃烧室压力的震荡可能会向上游输送系统传播，进而引发比较严重的不稳定燃烧现象。在已经进行的小尺寸缩比发动机和全尺寸发动机的地面热试车中出现过室压振荡的问题，试验结果的对比和分析如下。

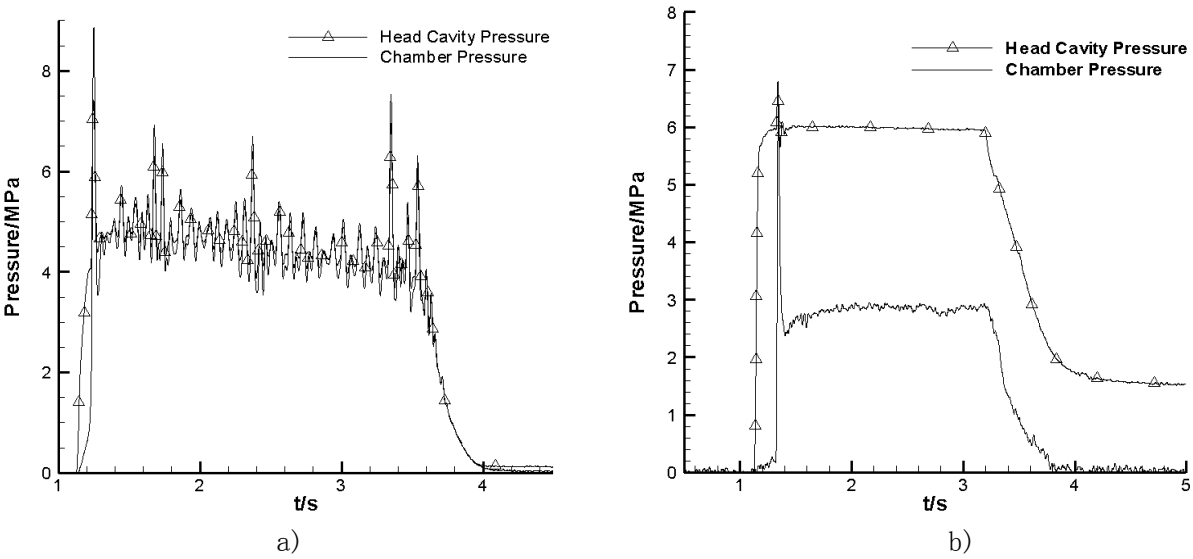


图2 缩比例发动机热试车曲线

图2所示为小尺寸缩比发动机的热试车结果，两条曲线分别代表头腔压力和燃烧室压力。由图可以看出图a的喷注压降很小，结果导致燃烧室压力和头腔压力同时产生大幅度振荡；而图b的喷注压降较高，燃烧较为稳定。

通过对上述实验结果的分析可以得出结论，适当地增加喷注压降的值可以有效抑制不稳定燃烧。由于目前并无成熟可靠的不稳定燃烧的模型进行理论计算，因此在选择设计喷注压降时，在不至于引起输送系统内汽蚀文氏管的反压过高影响其正常工作的前提下取一个最大值，最终取 $\Delta P = 0.7\text{MPa}$ 。

3.3 喷注面板强度计算

喷注面板强度的计算采用周边固定，中间压力均布的模型，如图3所示。周界嵌住，整个面板受均布载荷即喷注压降的作用，校核公式为：中心应力 $\sigma_r = \sigma_t = 0.49q(\frac{R}{h})^2$ 。其中q即为喷注压降，R为喷注面盘的半径，h为喷注器的厚度。

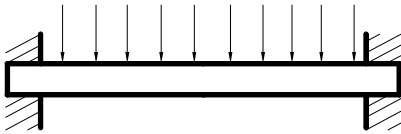


图3 喷注器强度计算模型

在利用上述公式计算时，如何选取q是一个很重要的问题。由于 N_2O 的饱和蒸汽压比较高，导致在喷注器下游反压较低的情况下，流经喷嘴的 N_2O 在喷嘴通道内即大量汽化，从而导致喷注压降增大。而对于其它饱和蒸汽压较低的传统液体推进剂，如煤油、酒精等，则并不会出现汽化的现象，其喷注压降的大小只取决于流量。在喷注器的冷流实验中， N_2O 由喷注器进入燃烧室后直接排出，这个过程中由于没有进行燃烧所以喷注器下游没有建立压力，这种情况下就会出现很高的喷注压降。

以 $-5^\circ\text{C}\text{N}_2\text{O}$ 为例，其饱和蒸汽压为2.84MPa，在喷注器冷流实验中头腔压力高于2.84MPa，而下游压力仅为0.2~0.3MPa，这种情况下喷注压降达到2.5MPa左右，远远超过设计值 ΔP ，如图4所示即为冷流试验

中燃烧室压力和头腔压力曲线的对比情况。

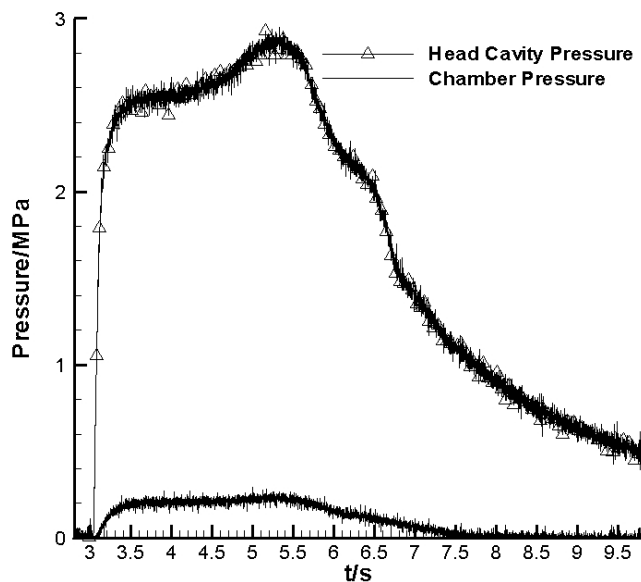


图 4 冷流实验中燃烧室压力和头腔压力对比

在发动机的热试车中，由于采用先进入 N_2O 至头腔建立一定压力时起动点火器的时序，在点火启动阶段也会出现喷注压降很高，超过平稳工作段设计值的问题，如图 5 所示。当发动机点火成功燃烧室压力建立起来之后，喷注压降才会达到正常设计值。在这种情况下，对于只需要使用一次的飞行试验件，考虑到减重的因素，进行强度计算时可以按照正常工作段的设计喷注压降 ΔP 来计算。而对于要多次进行冷流实验的地面试验件，进行强度计算时则要按照可能的最大喷注压降来计算。

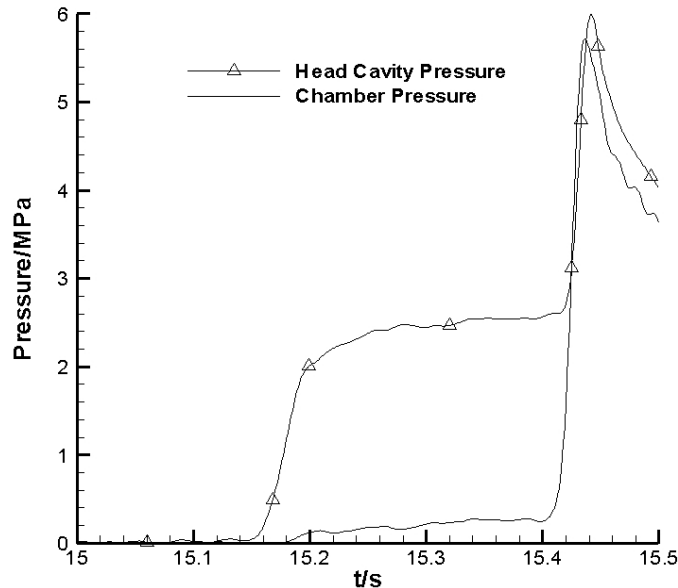


图 5 点火起动阶段头腔压力和燃烧室压力对比

3.4 两相流喷注实验

确定了喷注压降 ΔP 之后，就要较为准确地计算喷注面积以使实际喷注压降达到设计值。而由于下游燃烧室压力低于 N_2O 的饱和蒸汽压，喷嘴内的实际流动为两相流，其压力损失相对于单相流动要大的多。而且随着来流压力、温度等参数的变化两相流中汽液的比例不断变化，导致即使流量相同但状态不同时产生的喷注压降也是不同的，因此不能应用传统的取流量系数的流量公式来计算喷注面积。

为解决这个问题采用了实验模拟的办法，用小尺寸缩比例发动机的喷注器来模拟全尺寸发动机的正常工作状态。即保证实验时液体 N_2O 的温度和喷注器后的反压均与全尺寸发动机工作状态相同，控制 N_2O 的

流量与喷注面板的面积之比与全尺寸发动机相同。这样就可以保证实验中喷嘴的流动情况和全尺寸发动机完全相同，通过对实验数据的分析可以得到喷嘴的流量系数，进而来精确地计算全尺寸发动机的喷注面积，最终取为 230（喷嘴个数与喷嘴直径的平方的乘积之和）。

3.5 喷嘴分布设计

根据对两相流喷注实验的结果分析计算得到了喷注面积，依照上文所述喷注器设计原则，确定了最终喷嘴分布设计方案，如图 6 所示。

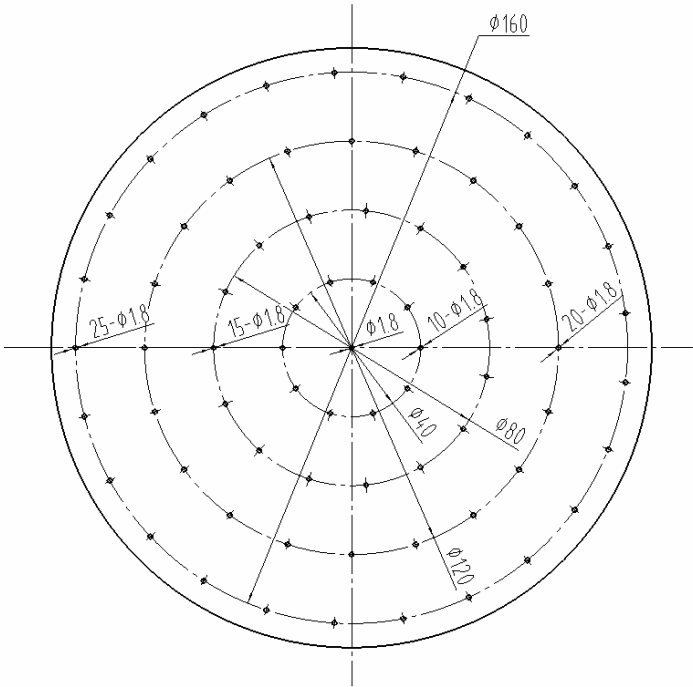


图 6 喷嘴最终分布方案

全部喷嘴采用同心圆式排列，全部喷嘴直径为 $\phi 1.8$ ，喷注总面积为 230.04。由于固体药柱为五星角的星型药柱，所以每一圈的喷嘴个数均为 5 的倍数，以保证各通道内流量分布均匀。各圈的流量分布从外到内为 35.2%，28.2%，21.1%，14.1%，1.4%，定义各圈喷嘴个数乘以喷嘴直径的平方与喷嘴所在圆的直径之比为 c ，则 c 的值代表了流量分布的稀疏程度，由外到内各圈喷嘴的 c 值分别为 0.15625，0.16667，0.18750，0.25000，可以看出这种排列形式比较符合中心流量大、外围流量小的设计原则，有利于抑制不稳定燃烧和喷注面板的热防护。

3.6 热试车结果

在地面热试车中比较典型的实验曲线如图 7 所示。从图中可以看出，发动机在平稳工作段喷注压降基本稳定在设计值 $0.7 \sim 0.75\text{Mpa}$ ，整个工作过程中燃烧室压力都比较平稳。这说明喷注器上游输送系统中汽蚀文氏管的工作没有受到影响，同时起到了抑制不稳定燃烧的作用，完成了预期设计目标。

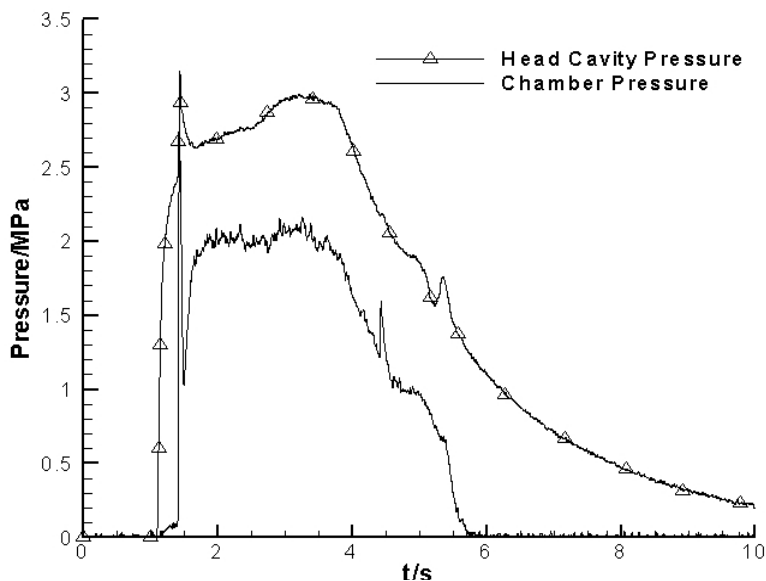


图 7 热试车压力曲线

4 结论

在设计固液火箭发动机的喷注器时，一定要考虑液体雾化特性对燃烧稳定性和燃烧性能的综合影响，兼顾二者的要求，做到最优化。对于使用类似于 N_2O 这种高饱和蒸汽压的液体推进剂的固液火箭发动机，尤其需要重视喷注器的强度设计以及合适的喷注压降的选择和实现。本文通过对“北航2号”固液火箭发动机喷注器的相关研究，总结得出了一些设计原则和方法，可以为以后的设计工作提供一定的参考和借鉴。

参考文献：

- [1] 田辉. 固液混合火箭发动机工作过程数值仿真, 博士学位论文[D]. 北京航空航天大学. 2005. 1.
- [2] 单建胜, 雷宁. 固液混合发动机的研制及其应用. 固体火箭技术. 1997-20(3).
- [3] 廖少英. 固液火箭发动机性能特征. 上海航天. 2004(5).
- [4] C. Carmicino, A. Russo Sorget. The Effects of Oxidizer Injector Design on Hybrid Rockets Combustion Stability. AIAA 2006-4677. 2006.