

液体火箭发动机气动谐振点火初步研究^{*}

梁国柱 张国舟 程显辰 马 彬 张振鹏

(北京航空航天大学宇航学院, 北京, 100083)

摘 要: 气动谐振点火是基于气动谐振加热现象的一种新型的点火方式。在特定的气动谐振条件下, 高速喷流与谐振管内流相互作用形成周期性运动的激波和膨胀波, 将压缩气体的能量不可逆地转化为热能, 形成高温高能的点火源, 从而点燃推进剂组元。建立了简化的理论分析模型, 对可能获得的最高温度进行了预测, 探讨了在液体火箭发动机上实现气动谐振点火的方案。

主题词: 液体推进剂火箭发动机, 点火系统, 点火, 气动加热, 方案研究

分类号: V434.11

PRELIMINARY INVESTIGATION ON GAS DYNAMIC RESONANCE IGNITION FOR LIQUID PROPELLANT ROCKET ENGINE

Liang Guozhu Zhang Guozhou Cheng Xianchen Ma Bin Zhang Zhenpeng

(School of Astronautics, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing, 100083)

Abstract: Gas dynamic resonance ignition (GDRI), based on the gas dynamic resonance heating phenomenon, is a new type of gas dynamic ignition method. The ignition device consists of a resonance tube which is a hollow cylinder closed at one end and an excitation nozzle. Under particular resonance conditions, the interaction of the high velocity jet and the internal cavity flow in the resonance tube generates periodic traveling shock and expansion waves which convert the flow energy of compressed gas into thermal energy irreversibly. Hence, a high temperature and high energetic ignition source which is used to ignite rocket propellants can be obtained. This paper presents a simplified theoretical model to predict the maximum attainable temperature of this heating process, and discusses possible conceptual schemes that may be applied to liquid propellant rocket engines.

Subject terms: Liquid propellant rocket engine, Ignition system, Ignition, Aerodynamic heating, Proposal study

1 引 言

研究结构简单、高可靠性和多次启动的钝感点火系统是液体火箭发动机设计领域的重要问题。气动谐振点火是基于气动谐振加热现象的一种新型气动点火 (GDI) 方式, 有其独特的优点——可防静电和射频 (如雷击等) 的干扰、可靠性高、可重复多次使用、重量轻, 且这些优点特别适用于多燃烧室发动机的同步可靠点火, 自 50 年代就开始了研究。气动谐振点火是在特定的气动谐振条件下, 将压缩气体的能量不可逆地转化为热能, 形成高温高能的点火

^{*} 收稿日期: 1998-09-28, 修回日期: 1999-01-16, 本课题系国家“八六三”基金资助项目

源, 点燃推进剂, 这对形成液体火箭发动机非电点火新技术有重要的理论价值和实际意义。

2 气动谐振加热简化理论模型与分析

图 1 示出了气动谐振加热过程的物理模型, 谐振系统的基本组成是声速喷嘴和半开口谐振管。一定条件下, 高速喷流与谐振管内的流动相互作用呈现复杂的高频振荡流动状态, 谐振管内运动激波和膨胀波相互作用, 导致不可逆的加热效应, 即气动谐振加热现象。谐振管内最高加热温度为喷流滞止温度的数倍, 热效应与气动参数和结构参数密切相关。预估谐振腔底能够达到的最高温度 $T_{\max}$ 对实现点火至关重要, 下面利用一维流动模型进行简化分析。

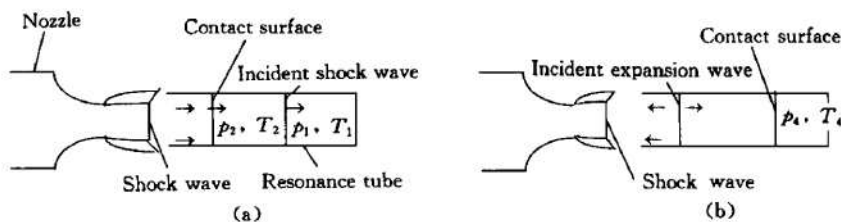


Fig. 1 Physical model of resonance tube system

(a) Inflow phase of resonance tube

(b) Outflow phase of resonance tube

基本假设: 驱动气体 (喷流) 与谐振管内气体是同一气体; 谐振管内的流动是一维无粘流; 进入谐振管的喷流 (外流) 与谐振管内气体 (内流) 之间由接触面隔开, 忽略接触面两边气体的掺混和接触面上波的反射; 谐振管是绝热的; 谐振管入流总压 p_0 在管内流动从起到到稳定工作期间均保持不变; 忽略喷嘴射流区三维流动的影响; 每次谐振循环结束时, 接触面又恢复到管口; 谐振管的入流阶段和出流阶段是准定常的^[1]。

第一次循环: 设管内初始压力和温度分别为 p_1, T_1 , 通常情况下它们就是环境压力和温度, 入射激波和反射激波后的压力比 p_2/p_0 , p_0 与 p_1/p_0 的关系为:

$$\frac{p_2}{p_0} = \frac{p_1}{p_0} \left\{ \frac{k(k+1)}{8} \left[\sqrt{\frac{2}{k-1} \frac{T_0}{T_1} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_0} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} + \sqrt{\frac{2}{k-1} \frac{T_0}{T_1} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_0} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] + \left(\frac{4}{k+1} \right)^2} - \frac{k-1}{k+1} \right] \right\} \quad (1)$$

$$\frac{p_4}{p_0} = \frac{p_1}{p_0} \frac{(3k-1)p_2/p_1 - (k-1)}{(k+1)p_1/p_2 + (k-1)} \quad (2)$$

T_4 为本次循环中的最高温度。

$$\frac{T_4}{T_0} = \frac{T_1}{T_0} \left[\frac{(k+1) + (k-1)p_2/p_1}{(k+1) + (k-1)p_1/p_2} \right] \left[\frac{(k+1) + (k-1)p_4/p_2}{(k+1) + (k-1)p_2/p_4} \right] \quad (3)$$

其中 k 是气流的比热比, T_0 是入流滞止温度, 谐振管的出流过程是通过膨胀波来实现的, 以后各次循环均是在前一次循环的基础上进行类推。已知初始的 p_1/p_0 和 T_0/T_1 , 以及气体的性质, 可计算出对应于该初始条件的第 n 次循环后气体加热到的温度为 $(T_4/T_0)^n$, 容易证明, $(T_4/T_0)^\infty = (T_1/T_0)(p_0/p_1)$ 。

可见, 给定的入流总压和谐振管中气体的初始压力决定了可能获得的最高温度。研究发

现,对于图 1 所示的谐振系统,初始 p_0/p_1 不能无限增大,其最大值对应于初始入流处于临界流动状态,设该值为 $(p_0/p_1)_{cr}$,从而谐振加热所能获得的最高极限温度为

$$(T_{\max}/T_0)^\infty = (T_4/T_0)_{cr}^\infty = (T_1/T_0)(T_0/p_1)_{cr}$$

$$\left(\frac{p_0}{p_1}\right)_{cr} = \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{k}{k-1}} \left\{ \frac{k(k+1)}{8} \left[\sqrt{\frac{2}{k+1} \frac{T_0}{T_1}} + \sqrt{\frac{2}{k+1} \frac{T_0}{T_1} + \left(\frac{4}{k+1}\right)^2} \right]^2 - \frac{k-1}{k+1} \right\}$$

通常初始 $T_0/T_1 = 1.0$,不同气体对应的 $(T_{\max}/T_0)^\infty$ 或 $(p_0/p_1)_{cr}$ 值如表 1 所示。显然,氢气、氧气、氮气和空气的最高加热温度基本相同,氦气较高。但考虑到气体的自激性能,分子量小的氢气和氦气的加热时间将显著少于分子量大的空气、氮气和氧气。因此,可以认为氢气和氦气是最佳的谐振工质。图 2 和图 3 表示了 $T_{\max}/T_0$ 随谐振循环次数和相应时间和变化关系。各种气体的谐振循环次数均取为 500 次,所得温度比接近表 1 中的值,但时间特性不一样,氢气和氦气的加热时间仅为 30 ms~40 ms,而空气、氮气和氧气的加热时间,约为 120 ms 左右。

Table 1 Properties of resonance gases

Gas	k	M	$(p_0/p_1)_{cr}$	f/Hz
Oxygen (O_2)	1.396	32.000	5.958 8	$\sim 1\ 811$
Air	1.400	28.965	5.976 3	$\sim 1\ 906$
Nitrogen (N_2)	1.400	28.016	5.976 3	$\sim 1\ 938$
Hydrogen (H_2)	1.405	2.016	5.998 2	$\sim 7\ 239$
Helium (He)	1.666	4.003	7.181 7	$\sim 5\ 594$

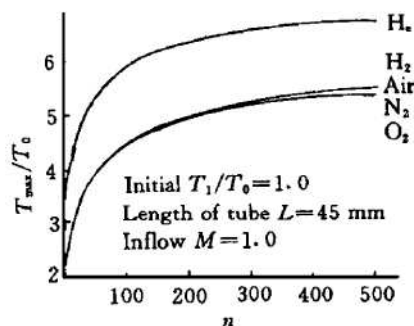


Fig. 2 Limit maximum temperature vs resonance cycle times

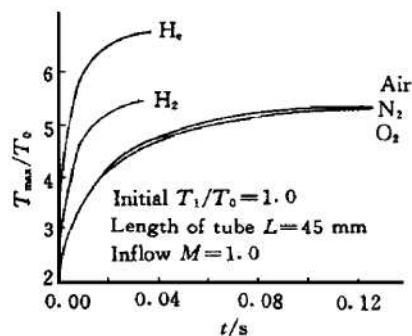


Fig. 3 Limit maximum temperature vs resonance time

3 液体火箭发动机气动谐振点火方案分析

据国外^[2,3]及本项目研究情况,实现液体火箭发动机点火的气动谐振点火装置有四种。

(1) 燃料气体和氧化剂气体相向流动方案。如图 4 (a) 所示,燃料气体(或氧化剂气体)作为谐振气体,加热一定时间后,氧化剂气体(或燃料气体)从谐振管端部小孔由控制阀控制输入,两种气体相遇后点燃。该方案的优点是可靠性较高,点火延迟时间(指点火器从起动到形成点火燃气火炬的时间,下同)短(几十至几百 ms)。缺点是采用了控制阀门,结构较复杂,而且必须保证阀门灵活的动作和控制,以及可靠的密封,以防推进剂泄漏。

(2) 燃料气体和氧化剂气体预混流动方案。如图 4 (b) 所示,燃料和氧化剂进入声速喷

嘴前先预混, 通入谐振管, 在谐振腔内加热至混气的燃点温度即点燃。该方案的优点是结构简单, 可靠性高, 点火延迟时间短 (几十至几百 ms)。但混气特性会影响到点火器的性能。

(3) 热气体抽取方案。如图 4 (c) 所示, 从谐振管端部抽取少量谐振加热后的高温燃料气体 (或氧化剂气体) 和管外氧化剂气体 (或燃料气体) 相遇点燃。该方案的优点是结构简单, 可靠性高。缺点是为了保证能达到燃料和氧化剂气体的燃点温度, 抽气量不能很大, 约为谐振腔入流流量的 1%~3%, 以至腔底开孔极小 (直径约为 1 mm 左右), 因而小孔有被异物堵塞的危险; 此外, 该方案的点火延迟时间也相对较长 (几百 ms 以上)。

(4) 表面加热方案。如图 4 (d) 所示, 通过气体谐振加热谐振管端部, 谐振管由导热性

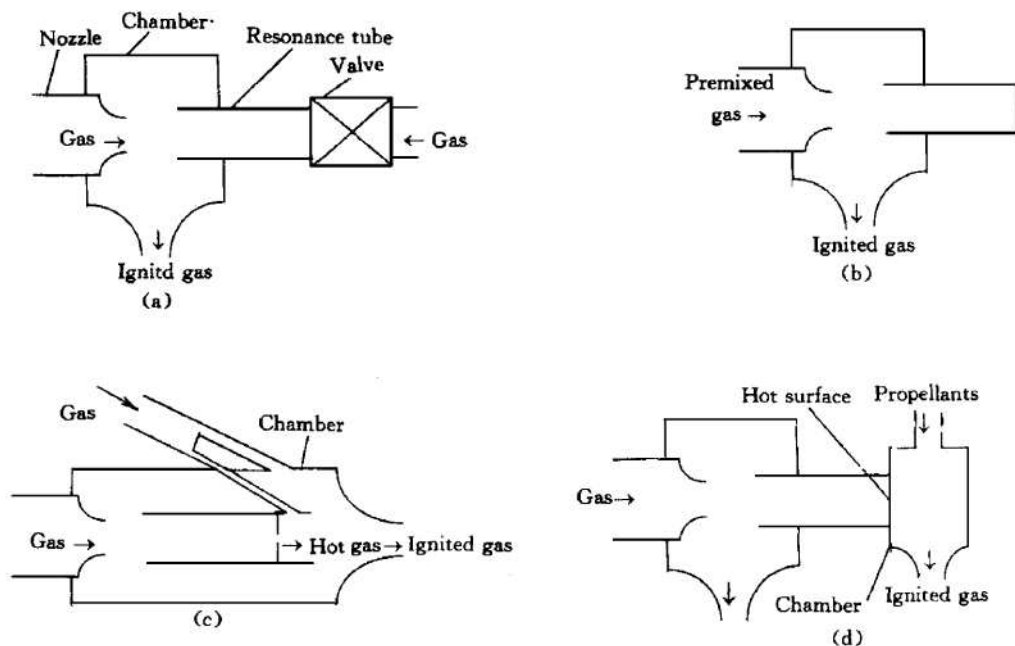


Fig. 4 Schemes of gas dynamic resonance ignition for LPRE

(a) Opposed flow (b) Premixed flow (c) Hot flow extraction (d) Surface heating

能好的材料制成, 表面达到点火温度后, 通入推进剂, 与之接触即可点燃。优点是结构最简单, 可靠性很高。缺点是加热时间长 (几 s); 另外, 由于谐振管壁较薄, 因而谐振管不能长时间暴露在燃烧气体中, 否则有可能烧毁。本项目研究人员已在实验室成功地利用这一方案实现了室温氢氧气体的气动点火试验, 驱动气体为空气和氢气, 目前实现可靠点火的最短延迟时间分别为 10 s 和 3 s 左右, 谐振管端部外壁温度 (壁厚 2 mm) 可达到 1100 °C 以上。

总之, 上述四种方案的可靠性均比较高, 主要在结构和点火延迟时间上有所区别, 具体采用哪一种方案, 需根据具体发动机的具体情况而定。

参 考 文 献

- 1 Thompson P A. Jet-driven resonance tube. AIAA J, 1964, 2 (7): 1230~1233
- 2 Kessaev J. Ignition of non-hypergolic propellants. Proceedings of the 3rd International Symposium on Space Propulsion, Beijing, China: 1997.
- 3 Stabinsky L. Analytical and experimental study of resonance ignition tubes. NASA N 74-17646