

Fig. 1 Testing jar and ceramic rod

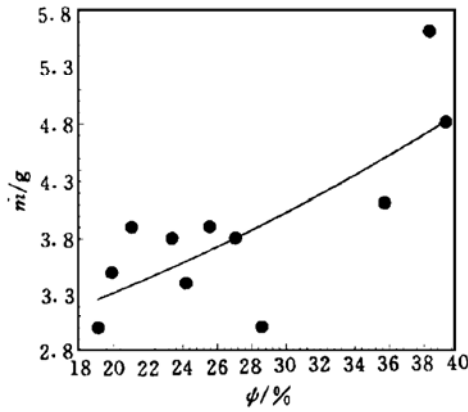


Fig. 2 Relations between evaporated mass \bar{m} and ψ in air

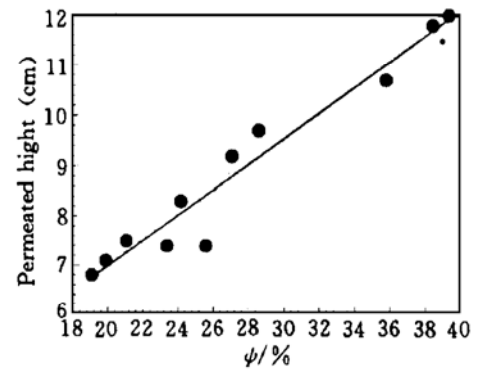


Fig. 3 Relations between permeated heights and ψ in air

温度对蒸发量的影响见图 4。实验装置同前，将其置于烘箱中 10min，于不同温度下测燃油蒸发量。数据表明：

(1) 开始，蒸发量随温度升高而缓慢增加，30°C 时蒸发速率为室温 (19.3°C) 的 13 倍，120°C 后蒸发量变快，150°C 后增加十分明显，165°C 时，蒸发速率为常温下的 800 倍以上。

(2) 气孔率大，蒸发量也大。在 150°C 前不甚明显，此后则气孔率的作用增加明显。此时，燃油已达到沸点，在压力作用下，迫使油蒸气通过毛细孔隙向外逸出，且孔隙率大者，流通面积大，阻力小，蒸发量迅速增加。

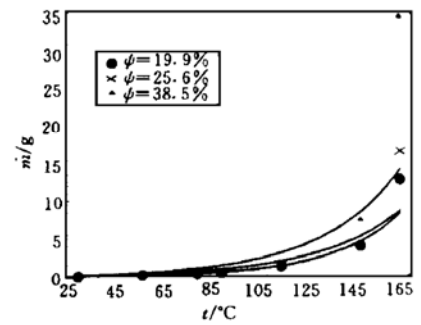


Fig. 4 Relations between evaporated mass \bar{m} and over temperature

3 动态实验

3.1 气流速度对蒸发的影响

实验在风洞中进行。试棒 0B 的气孔率 $\psi=19.9\%$ ，试棒 18B 的 $\psi=38.5\%$ ，气流温度 $t_f=35^\circ\text{C}$ ，在实验时 t_f 保持不变，每次吹 10min，油温 $t_0=26^\circ\text{C}$ ，环境温度 $t_s=28.2^\circ\text{C}$ ，大气压 $p_0=99\text{kPa}$ 。实验结果见图 5。由图 5 可以看出：

(1) 随气流速度 v_f 的增加，蒸发量渐增，但气孔率小的试棒 0B 不够明显，而气孔率大的试棒 18B 变化较大，而且 18B 的蒸发量明显大于 0B，相差约 4 倍。

(2) 较静态时的蒸发率明显增大。当 $v_f=27.4\text{m/s}$ 时，0B 试棒的蒸发率为静态时的 10.3 倍，18B 试棒的蒸发率为静态时的 23.1 倍。可以看出，气孔率增加对蒸发很有利。

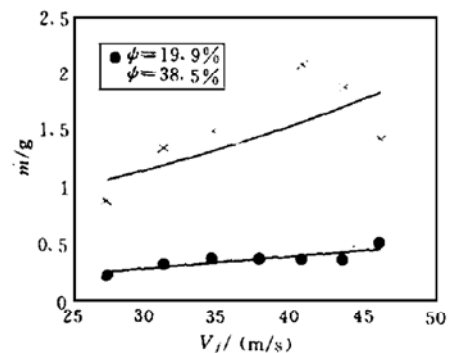


Fig. 5 Evaporated mass \bar{m} at different air velocity

3.2 气流温度对蒸发的影响

试棒仍为 0B 和 18B, 实验装置及 t_o 、 t_s 和 p_o 均同前。实验时取 $v_f=37.9\text{m/s}$ 并保持不变, 在不同气流温度 t_f 下测 10min 的蒸发量。实验结果见图 6。可以看出:

(1) 随温度增加, 蒸发量渐大, 但小气孔率的 0B 试棒蒸发量增加远较大气孔率的 18B 试棒缓慢。

(2) 与静态常温对比, 0B 的蒸发率要高 26~142 倍, 18B 的蒸发率要高 54~238 倍。

这里的实验气流温度较实际的多孔毛细陶瓷燃烧件的工作温度低很多。可以预料, 在 $500^\circ\text{C}\sim 600^\circ\text{C}$ 乃至上千度的气流温度和更高的气流速度下, 蒸发率还将大得多。

4 在高温火焰中等径直型毛细管渗油蒸发的模型

对陶瓷多孔毛细试件的断面进行过百余张喷金电子显微镜拍照, 观察到陶瓷烧结后自然形成的孔隙状况, 它们纵横交错, 杂乱无章。孔隙的大小以微米甚至纳米计。燃油渗透蒸发后逸出介质, 有的要经过以米计的路程。

用等径直型毛细管模型来描述这一渗透与蒸发过程。假定: 这根毛细管比较长 (0.5m), 直径 $5\mu\text{m}$, 介体为石英, 壁温为 800°C , 且保持不变。一端浸入煤油中。在表面张力的作用下, 煤油沿毛细管迅速上升。煤油在壁温为 800°C 的毛细管中流动、吸热, 大致有下述四个过程:

(1) 增温过程。即燃油从室温 (约 30°C) 很快吸热增温。边渗入边吸热, 边蒸发, 在沸点前蒸发量不大。

(2) 沸腾过程。由于壁温很高, 毛细管又很细, 渗入油量又很少, 将很快达到沸点。经过一个较短距离全部液态油变为油蒸气。此时体积较液态时要增大许多倍。

(3) 过热过程。已蒸发的油蒸气仍在管中流动前进。由于刚沸腾的油蒸气只有 $150^\circ\text{C}\sim 160^\circ\text{C}$, 而壁温却有 800°C , 故油蒸气仍吸热增温, 从而形成高达 $400^\circ\text{C}\sim 600^\circ\text{C}$ 甚至更高的过热煤油蒸气。

(4) 裂解过程。过热的燃油蒸气再前进吸热 (此时仍有温差), 会有相当部分在高温及陶瓷表面效应和催化等多重作用下发生裂解, 将烃类裂解为许多带电粒子, 如 C、H、CH、 CH_2 、 CH_3 、 C_2H_3 、 C_2H_2 、 C_2H_5 、 C_3H_5 ……等等。它们具有很大的活性。这些高温带电粒子以及一些虽未裂解但温度仍很高的油蒸气, 一旦逸出介质体外, 与外界也具有较高温度的足够的 O_2 等相遇, 即迅速反应、发光放热, 形成炽烈的燃烧。这将大大加速燃烧过程, 从而有可能明显节省燃烧所需的空间及时间。

这个模型用于渗透、增温到沸腾的路程较短, 可能不足全长的 1/10。而大部分路程将用于过热和裂解。这个过程是自动连续进行的。石英体的温度会因燃油增温、沸腾、过热、裂解诸过程吸热而降低, 但从毛细孔喷出的可燃物质燃烧后可达 2000K , 又会加热石英体, 以

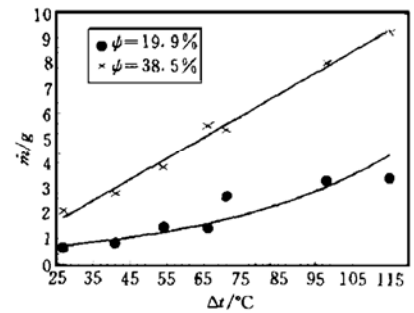


Fig. 6 Evaporated mass m at different $(t_f - t_o)$

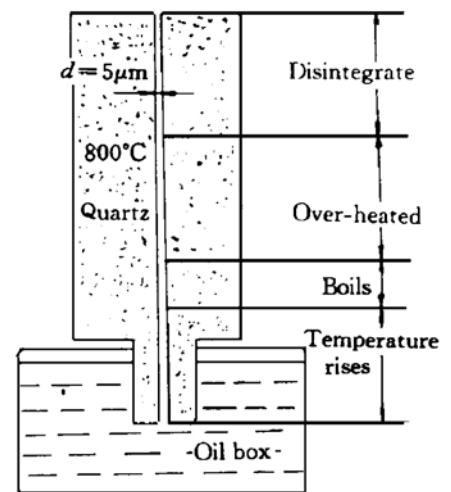


Fig. 7 Model of permeation and evaporation through quartz cylinder capillary

补充失去的热量。这样，只要石英体的温度不降低，这个过程就不会停息，直至油槽中的油被吸完烧光。如果把石英体换成多孔陶瓷，其毛细孔不止一条，而是千百万条，那将形成全面炽烈的火焰。

这个过程可能是间歇性（即脉动式）的。这是由于在沸腾段液态油变为气态油后体积突然增大几十甚至几百倍，毛细管内压力增高，油蒸气将向毛细管的两端膨胀排放。在下端将毛细管内尚未沸腾的油挤回油槽，上端油蒸气则可能以音速或超音速排出管外。当将瞬时高压且高温的油蒸气（包括离解物）排空泄压后，毛细管又重新吸油，开始它的第二个过程。这样，在燃烧区造成有利于燃烧的微扰动。由于众多毛细管状况各不相同，因此它们的脉动不是同相位的。以音速喷出体外的可燃气体形成强劲毛细射流，众多的毛细射流形成毛细射流附面层^[2]，这将有利于燃烧和火焰稳定。

参 考 文 献

- 1 杜声同，孙惠贤．陶瓷多孔毛细渗油火焰稳定性研究．推进技术，1991（4）
- 2 杜声同．多孔毛细陶瓷稳定器背后火焰和回流区分析．推进技术，1996（2）
- 3 帕姆普奇 R 著．杨宇乾译．陶瓷材料性能导论．北京：中国建筑工业出版社，1984．
- 4 DULLIEN F A L．著．杨富民，黎用启译．多孔介质——流体渗移与孔隙结构．北京：石油工业出版社，1990．
- 5 毕载俊，彭保中编著．喷气燃烧性能手册．北京：石油化工科学研究院，1984．

国外战术导弹固体火箭发动机 低易损性技术分析*

戴耀松

(航天工业总公司 31 所, 北京, 100074)

摘要: 评述了 1985 年以来国外低易损性和钝感技术的研究进展; 分析对比了低易损性实验技术和小规模实验室试验方法; 讨论了最近使用危险性评估协议的活动。此外, 还介绍了低易损性固体发动机的设计技术, 并对我国发展战术导弹固体发动机低易损性研究和设计的问题提出了建议。

主题词: 固体推进剂火箭发动机, 易损性, 推进剂感度, 安全性试验, 导弹事故

分类号: V430

THE LOW-VULNERABILITY OF SOLID ROCKET ENGINE FOR TACTICAL MISSILE

Dai Yaosong

(The 31st Research Institute, Beijing, 100074)

Abstract: The low-vulnerability of solid rocket engine is an important performance in relations to munitions survivability. Development of low-vulnerability and insensitive munitions since 1985 is described, which includes analysis and comparison of methods of subscale laboratory tests. The hazard assessment protocols, hot fragment ignition threat/response and low-vulnerability design are discussed. Finally, policy and way of further research and development of low-vulnerability solid rocket engine are proposed.

Subject terms: Solid propellant rocket engine, Vulnerability, Propellant sensitivity, Safety test, Missile accident

1 引言

低易损性是近年来战术导弹固体发动机设计的主要指标之一。它是指导弹受到意外刺激时, 固体发动机的危险性响应和接着发生的二次损害小。因而, 低易损性是发动机遇到各种威胁(热、机械、静电等)时的安全特性的表征。

过去 25 年中, 美国海军航空母舰数次着火, 造成严重损失。教训使火箭发动机的设计者们改变了观念, 进一步考虑了战术导弹固体火箭发动机的低易损性要求。80 年代中期以来, 美、英、法等国都对此问题进行了大量的、系统的研究试验, 以尽快完成导弹武器向低易损性过渡的目标。本文将介绍和评述这一阶段的研究结果, 并提出我国关于研制低易损性固体发动机方针、办法的建议。

* 收稿日期: 1997-09-23, 本文是部级情报研究课题报告的详细摘要, 该课题曾获航天工业总公司科技进步三等奖