

端面燃烧固体火箭发动机的 爆炸问题研究

李 兆 民

(北京理工大学)

摘要: 本文论述了端面燃烧固体火箭发动机的爆炸问题,总结和分析了端面燃烧固体火箭发动机产生爆炸的重要原因。实验表明:在选择端面燃烧装药的初始增面率时,采用木制假药柱和推进剂短药柱构成的装药会给实验结果带来很大的偏差,导致选出不合适的初始增面率,把它应用在相同尺寸的固体推进剂端面燃烧药柱中时,将会引起发动机产生爆炸。

主题词: 固体火箭发动机, 推进剂爆炸性能, 研究

一、引 言

在端面燃烧装药发动机的内弹道性能试验中,从平端面装药的压力随时间变化曲线初始段经常可以观察到压力爬坡现象。随装药初温的变化,压力爬坡的程度有所不同。在高温、常温和低温试验中,尤以低温的压力爬坡现象最明显,典型的压力-时间曲线初始段如图1所示。

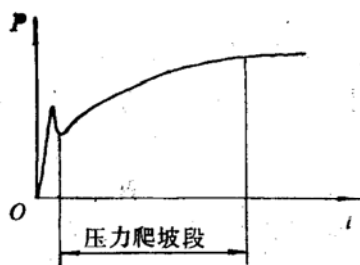


图1 平端面药柱压力-时间曲线的初始段

这种压力爬坡现象容易引起发动机低温点火延迟,影响发动机的推力和导弹的飞行速度,不能及时地提供所需的控制力(利用发动机的燃气作舵机的气源使摆舵工作的情况)。为了消除压力爬坡现象,使点火后立刻达到发动机要求的工作压力,通常采取的措施是将药柱的平端面加工成一定的几何形状,以增大初始燃烧面。除此之外,也可在药柱的平端面上贴一个速燃小药饼或带有一定形状的小药柱。然而,不论采取那一种措施,正确地选取初始增面率,是一个很重要的问题。它不仅影响发动机的初始压力

和推力值,而且还影响发动机的性能,甚至引起发动机爆炸,过大的初始增面率是引起端面燃烧装药发动机爆炸的一个重要原因。特别要指出:在研制新的端面燃烧装药发动机时,有

些研究者为了节省推进剂，采用木制假药柱和推进剂短药柱构成组合装药，从而使实验结果产生很大的偏差，导致选出过大的初始增面率。

此外，以下原因也会引起端面燃烧装药发动机爆炸：

1. 包覆层和药柱粘结不牢、有缝隙，发动机工作时，从界面窜火；
2. 药柱内部有气孔和裂纹；
3. 喷嘴直径小，一些不良因素引起喷嘴堵塞（例如未燃尽的点火具残渣，包覆层的残屑等）；
4. 由于某些原因使端面燃烧药柱在发动机内无径向和轴向间隙，以致点火空间大大减小。

在研制端面燃烧装药发动机时，采取相应的措施和检查方法，引起爆炸的各种因素是可消除的。本文将论述过大的初始增面率引起发动机的爆炸问题。

二、机 理

通常，利用点火药产生的燃气和炽热颗粒对药柱表面进行点燃。在端面燃烧装药发动机中，由于热流密度小和热损失大，点火后不能立即获得装药正常燃烧所需的热量，药柱表面层的加热、分解和化学反应较迟缓，火药的燃速和燃烧室压力都比较小，随着时间加长，对火药的传热逐渐增多，药柱表面也被加热到稳态燃烧所需的热量，所以在压力-时间曲线中就呈现出压力爬坡现象。

为消除压力爬坡现象，需增加初始燃烧面，初始增面率的数值随不同的固体推进剂和端面燃烧装药发动机而变化，世界上现有的制式端面燃烧装药发动机的初始增面率一般在20%以下。

三、试 验 结 果

1. 木制假药柱和推进剂短药柱构成的装药

在研制新的端面燃烧装药发动机时，有人采用木制假药柱和短药柱构成组合装药，其中，装填参数和真实发动机的装填参数全部相同，唯一的差别仅仅是用木制假药柱代替大部分真实药柱。

假药柱用普通木材制成，它的直径和真实药柱的直径相同，长度约占整个装药长度的三分之二。真实短药柱的端面车有环形沟槽，以增加初始燃烧面，调整环形沟槽的圈数和尺寸可以改变初始增面率的大小。

在“SNR”燃气发生器的研究实验中，最初就采用了上述组合式装药，短药柱的端面车有几圈环形沟槽，沟槽断面呈方形。选取了三种初始增面率，实验测得的曲线如图2所示。图中(A)、(B)、(C)的初始增面率分别为15%、82%和124%，而点火药量分别为6克、12克和14克。

图2中(A)曲线表明，发动机产生了严重的点火延迟，时间长达22秒。(B)曲线的点火药量和初始增面率有显著的增加，消除了点火延迟，试验曲线基本正常，但初始压力上升缓慢。(C)曲线的初始增面率增加到124%，点火药量也略有增加，试验曲线较好。

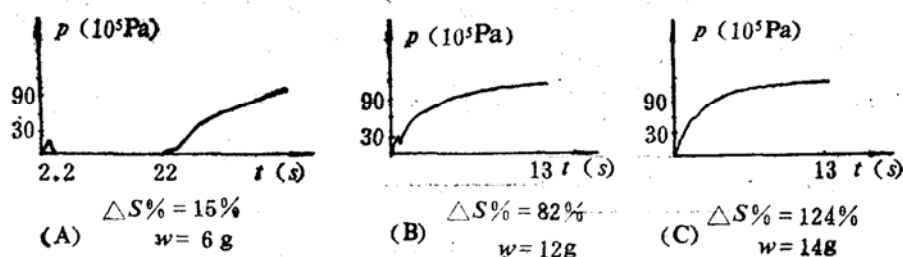


图2 组合装药中不同初始增面率的实验曲线

2. 真实药柱的内弹道性能试验

根据木制假药柱和推进剂短药柱构成的组合装药试验所选定的参数,即初始增面率124%,点火药量14克,在真药柱发动机中进行试验,结果却有极大的差别,测得的压力值比组合装药发动机中的压力大几倍,引起发动机爆炸,实测压力曲线如图3所示。

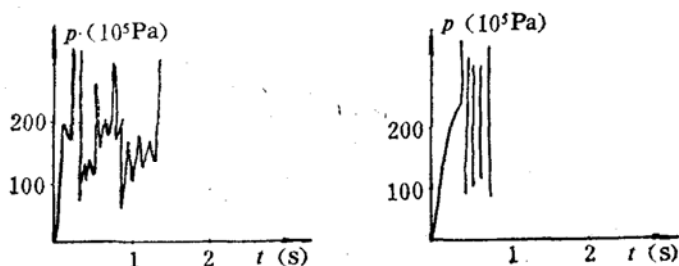


图3 发动机爆炸时测得的压力曲线

3. 爆炸原因

(1) 初始增面率太大 在端面燃烧装药发动机中,药柱初始增面率是影响初始压力的重要因素。为对比起见,把初始增面率从124%分别减少到30%、15%、0%,发动机试验曲线如图4所示。试验表明:平端面药柱有压力爬坡现象,初始增面率 $\Delta S\% = 15\%$ 时压力爬坡现象减小; $\Delta S\% = 30\%$ 时消除了压力爬坡。无疑,初始燃烧面继续增加,将产生很大的压力。

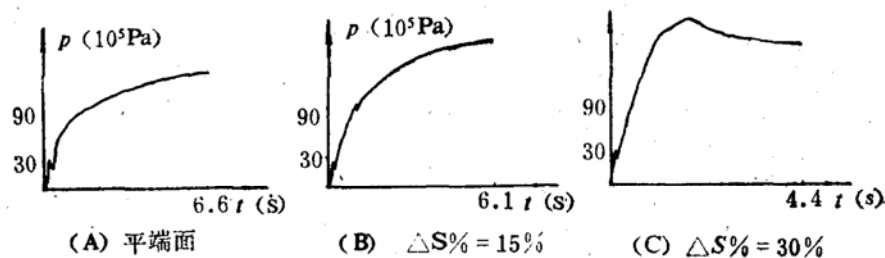


图4 真实药柱中不同初始增面率的试验曲线

(2) 木头的吸能特性 为什么初始增面率同为124%,在短药柱和木制假药柱构成的组合装药中能获得正常的压力曲线,而在真药柱中会引起发动机爆炸呢?主要原因是木头吸收了能量。根据火箭发动机中的能量转换过程,推进剂的化学能转变成高速气流的动能包括两个能量转换过程:一是推进剂的燃烧过程,二是膨胀加速过程,如图5所示。

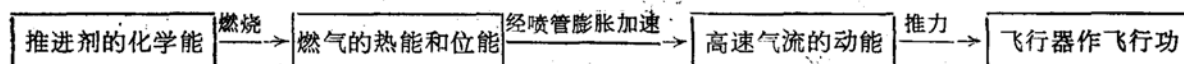


图5 固体火箭发动机的能量转换过程

在第一个能量转换过程中,由于能量损失,推进剂的化学能不可能全部变为燃气的热能。通常,这些能量损失包含燃料不完全燃烧带来的损失,燃烧产物解离作用引起的损失以及散热损失等。能量损失使推进剂的化学能转变成燃气热能的数值降低。使用木制假药柱时,由于木头和药柱的热物理性质有明显的差别,木头不仅吸收大量的热量而且还产生炭化和干缩,加大了发动机的能量损失,降低了燃气的热能和高速气流的动能,使发动机的压力减小,因此测得的压力比在真实药柱发动机中测得的压力低。在这种情况下确定的初始增面率不适用于真实药柱的发动机。

结 语

本文论述的问题是在研究端面燃烧固体火箭发动机中取得的一点经验,为今后研制新的端面燃烧装药发动机时,避免采用木制假药柱,正确选择药柱的初始增面率提供了有益的借鉴。

(上接第51页)

4. CuO 与 Co_2O_3 对催化AP/HTPB推进剂凝聚相界面反应和提高推进剂燃速具有协同效应。当 $\text{CuO}/\text{Cu}_2\text{O}_3 = 3/2$ (重量比)时,协同效应最显著,同时能明显降低推进剂的燃速压力指数。

参 考 文 献

- (1) 彭培根等: 固体推进剂性能及原理, 国防科技大学, 1987.
- (2) Schmidt, W. G., NASA-CR-112083.
- (3) Kishore, K. et al, AIAA J. Vol.13 (9), 1975.
- (4) Rostagi, R. P. et al, Ahermo. Acta., Vol.17, 1976.
- (5) Schmidt, W. G., NASA-CR-66759.
- (6) Shirotha, K., Proc. 12th Symp. Inter. on Space Technol. and Sci., 1977.
- (7) 张仁: 《推进技术》, No. 3, 1988.
- (8) 张炜等: 《推进技术》, No. 3, 1986.
- (9) 居建国等: 《推进技术》, No. 2, 1988.
- (10) 云主惠等: 《火炸药》, No. 2, 1983.
- (11) Jacobs, P. W. M. et al, Pro. Roy. Soc., A254, 1960.
- (12) Jacobs, P. W. M. et al, Trans. Frady. Soc., Vol.63, 1967.
- (13) Bircumshaw, L. L. et al, Pro. Roy. Soc., A227, 1955.

A RESEARCH ON EXPLOSIVE PROBLEM IN END-BURNING SOLID PROPELLANT ROCKET MOTORS

Li Zhaomin

(Beijing Institute of Technology)

Abstract: In this paper, the explosive problem in end-burning solid propellant rocket motors is discussed. The primary causes of the explosion in end-burning rocket motors is analyzed. It is experimentally indicated that when a combined charge consisting of the wood false grain and the short propellant grain is used for selecting the increase rate of initial burning surface, the experimental results will reveal an unsuitable increase rate due to large deviation. If the conclusion obtained from these experiments is used in the design of end-burning grain, the rocket motor will explode.

Keywords: Solid rocket engine, Propellant explosion property, Research

INFRARED SOURCES OF JET PROPULSION SYSTEM AND THEIR SUPPRESSION

Zhang Qingfan

(Nanjing Aeronautical Institute)

Abstract: Infrared sources of jet propulsion systems were analyzed and their suppression techniques were discussed in this paper. Infrared radiation of the systems are caused by high temperature due to fuel combustion, and can be grouped into two kinds: radiation from solid surface and radiation from exhausted gases. Generally, the suppression techniques for the infrared radiation include three aspects: (1) lowering radiation surface temperature by cooling and/or insulating, or blocking propagation of infrared rays; (2) speeding mixing processes between exhaust gas and surrounding air; (3) diluting radiative species of combustion products.

Keywords: Jet engine, infrared radiation, Infrared absorption

TEST AND ANALYSIS ON COMBUSTION OF TRI-PROPELLANT

Song Lianzhong

(The 11st Research Institute)

Abstract: Tri-propellant rocket engine is a new concept developed in recent