

文章编号: 1001-2486(2002)04-0009-03

## 非壅塞固体火箭冲压发动机及其贫氧推进剂\*

张 炜<sup>1</sup> 夏智勋<sup>1</sup> 朱 慧<sup>1</sup> 方丁酉<sup>1</sup> 徐东来<sup>2</sup> 王虎干<sup>2</sup> 曹军伟<sup>2</sup> 朱葆华<sup>2</sup>

(1. 国防科技大学航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073; 2. 空空导弹研究院, 河南 洛阳 471000)

**摘 要:** 研究了非壅塞固体火箭冲压发动机的工作特性。研制出了能量高、燃速高、燃速压强指数高、低压燃烧性能好的铝镁贫氧推进剂配方。采用连管式试验与数值分析相结合的方法, 对非壅塞固体火箭冲压发动机性能进行了系统的研究。

**关键词:** 非壅塞; 固体火箭冲压发动机; 贫氧推进剂

中图分类号: V435.21 文献标识码: A

## Study of the Unchoked Ducted Rocket Engine and Fuel-Rich Propellant

ZHANG Wei<sup>1</sup>, XIA Zhi-xun<sup>1</sup>, ZHU Hui<sup>1</sup>, FANG Ding-you<sup>1</sup>,  
XU Dong-lai<sup>2</sup>, WANG Hu-gan<sup>2</sup>, CAO Jun-wei<sup>2</sup>, ZHU Bao-hua<sup>2</sup>

(1. College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China; 2. No. 014 Research Institute, Luoyang 471000, China)

**Abstract:** The operating characteristics of the solid ducted rocket are numerically studied. The results show that the performance of the unchoked ducted rocket (UDR) is superior to that of choked one. The unchoked ducted rocket should work with the high burning-rate-exponent fuel-rich propellant. The aluminum-magnesium fuel-rich propellants for the unchoked ducted rocket with high burning rate, exponent and good flammability limits are developed. Through the connected-pipe tests and numerical analysis, the performance of the unchoked ducted rocket engine is investigated.

**Key words:** unchoked ducted rocket engine; performance; aluminum-magnesium fuel-rich propellant

由于固体火箭发动机的能量限制, 该类发动机驱动的空空导弹已很难满足现代战争的防区外发射、超视距攻击(BVR)要求。在体积和重量限制的条件下, 固体火箭冲压发动机导弹是最佳选择之一<sup>[1-8]</sup>。固体火箭冲压发动机的优点是比冲高, 可使导弹在飞行全程都处于有动力飞行状态, 这将大大提高导弹的机动性, 既可以用来攻击高度机动的目标, 又可用来射避反导弹武器的攻击。

### 1 铝镁贫氧推进剂配方

分别采用贫氧推进剂配方调节和物理提高燃速等方法, 大幅度增加了铝镁贫氧推进剂的燃速, 达到了基本技术指标要求。同时, 在提高铝镁贫氧推进剂的燃速压强指数和拓宽贫氧推进剂低压可燃极限等方面也取得了突破。

经过系统研究, 研制出了一类适用于非壅塞固体火箭冲压发动机的高性能铝镁贫氧推进剂。其主要性能为:(1) 在飞行马赫数 2.0、海平面及空燃比 10 的条件下, 理论比冲达到  $7000.0\text{N}\cdot\text{s}/\text{kg}$ ; (2) 低压可燃极限低。直连式实验结果显示, 该贫氧推进剂在  $0.15\text{MPa}$  (绝对压力) 下仍可稳定燃烧; (3)  $0.5\text{MPa}$  下燃速在  $2\sim 10.0\text{mm}/\text{s}$  之间可调; (4) 燃速压强指数高于 0.5。

### 2 非壅塞固体火箭冲压发动机试验

为满足非壅塞固体火箭冲压发动机的试验要求, 在国内高校率先建立了冲压发动机连管式试验装置。该试验台的最大空气流量可以达到  $10\text{kg}/\text{s}$  以上, 基本满足了试验发动机甚至全尺寸发动机多工况试验的要求。同时设计、加工了空气加热装置, 使之适应多工况非壅塞固体火箭冲压发动机连管式

\* 收稿日期: 2002-02-10  
作者简介: 张炜(1962-), 男, 教授, 博士。

试验的要求。

通过数十发的连管式试验,对非壅塞固体火箭冲压试验发动机的工作特性、流量调节特性以及冲压发动机结构与性能的关系进行了较为全面、系统的研究。试验结果表明:(1)研制的非壅塞固体火箭发动机具有良好的低压工作特性,可以0.15MPa(绝对压力)下稳定工作(如图1所示)。(2)非壅塞固体火箭发动机具有良好的自适应调节特性(如图2所示)。与壅塞式固体火箭冲压发动机相比,非壅塞固体火箭冲压发动机有较好的流量调节能力。

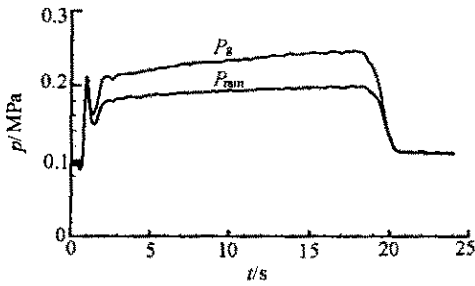


图1 非壅塞固体火箭冲压发动机低压燃烧试验

Fig.1 Performance of UDR at low pressure

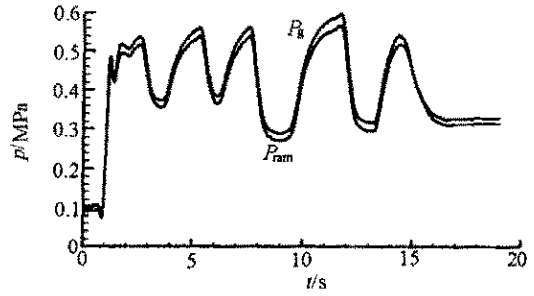


图2 非壅塞固体火箭冲压发动机的流量调节特性

Fig.2 Fuel-rich gas mass flow adjustment characteristics of UDR

### 3 非壅塞固体火箭冲压发动机补燃室掺混过程的数值计算研究

采用轴对称二维粘性湍流 Favre 平均的 N-S 方程,进行了非壅塞固体火箭冲压发动机补燃室内掺混过程的内流场数值分析。研究了燃气发生器喷口位置、入射角度及进气道位置、空气入射角度等补燃室几何结构参数对补燃室内流场的影响。

固定冲压空气的入射角度为  $-90^\circ$ , 轴向中心进气入射角度为  $0^\circ$ , 选择三个不同进气道后置长度(距补燃室头部分别为 20mm、50mm 和 80mm), 冲压补燃室头部区域的内流场结构如图 3 所示。

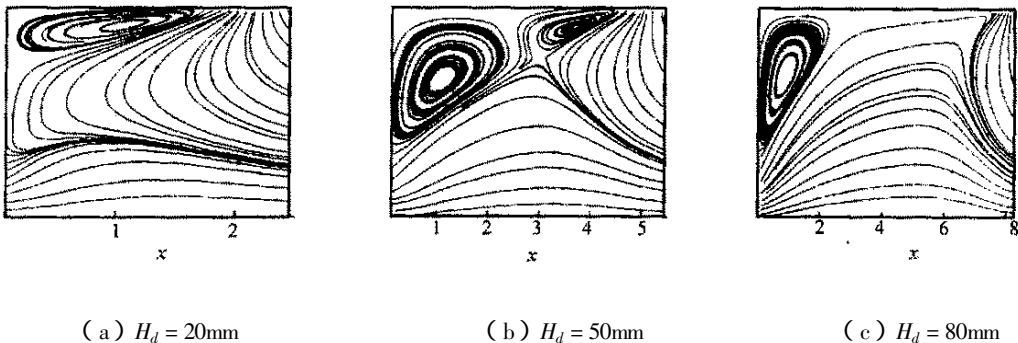


图3 进气道后置长度对补燃室头部内流场的影响 ( $\alpha_{\text{air}} = -90^\circ$ ,  $\alpha_f = 0^\circ$ )

Fig.3 Effect of dome height on the stream line structure at head zone of the ram-combustor

从图中可以看出,当旁侧空气入射位置距头部很近时(如图4(a)),补燃室头部回流区由空气构成,这对补燃室内火焰稳定不利。适当增加进气道后置长度(如图3中(b)),就可使补燃室头部回流区由高温的富燃燃气所控制,这正是补燃室内火焰稳定所希望的。但进一步增加进气道后置长度(如图3(c)),虽然保证了补燃室头部回流区由高温燃气所控制,但对保证在补燃室的有限长度内燃气与空气的充分掺混和反应是不利的。

固定进气道后置长度为 50mm, 轴向中心进气的入射角度为  $0^\circ$ , 选择四个不同的空气入射角度(分别为  $-30^\circ$ 、 $-45^\circ$ 、 $-60^\circ$  和  $-90^\circ$ ), 冲压补燃室头部区域的流线分别如图 4 所示。从图 4 可以看出, 旁侧入射的空气突扩后向两侧发展, 尽管受到轴向中心进气突扩后燃气的顶托, 但入射空气流仍可以向补燃室头部方向弯曲。当空气入射角度为  $-90^\circ$  时, 增加空气入射角度, 对加强燃气与空气的

掺混是有利的。因此，在不影响冲压发动机结构的前提下，空气的入射角度应该尽可能的大。

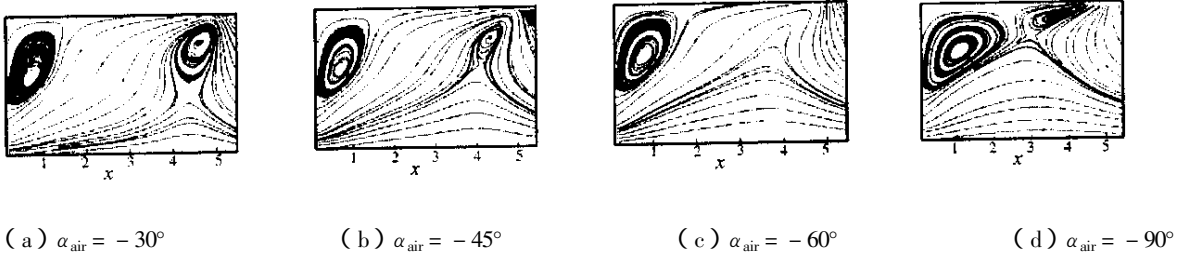


图4 空气入射角度对补燃室头部内流场的影响 ( $\alpha_f = 0^\circ$ ,  $H_d = 50\text{mm}$ )

Fig.4 Effect of angle of the side arms on the stream line structure at head zone of the ram-combustor

固定进气道后置长度为 50mm，入射角度为  $-90^\circ$ ，选择三个不同的轴向中心进气的入射角度（燃气入射角度分别为  $0^\circ$ 、 $30^\circ$  和  $45^\circ$ ），冲压补燃室头部区域的内流场结构如图 5 所示。从图中可以看出，增加燃气入射角度，有利于燃气从燃气发生器喉道内流出后燃气突扩流的充分发展，显然这对补燃室内燃气的掺混是有利的。

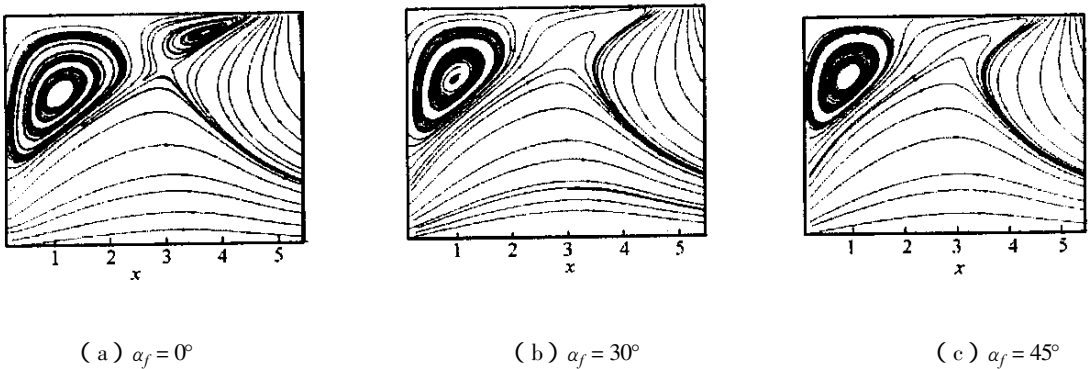


图5 燃气入射角度对补燃室头部内流场的影响 ( $\alpha_{\text{air}} = -90^\circ$ ,  $H_d = 50\text{mm}$ )

Fig.5 Effect of angle of fuel injection on the stream line structure at head zone of the ram-combustor

数值计算结果表明，距补燃室头部一定的进气道入射位置是保证高温燃气涡稳定存在、保持补燃室内火焰稳定的必要条件；空气入射角度和燃气发生器燃气的入射角度越大，有利于燃气与空气的掺混。

## 4 结语

研制出了能量、燃速和燃速压强指数高，具有良好的低压燃烧性能的铝镁贫氧推进剂。

经过理论和实验两方面的研究工作，基本了解了非壅塞固体火箭冲压发动机的工作原理、设计方法、贫氧推进剂的配方调节方法、冲压发动机的工作特性。

## 参考文献：

- [1] 刘兴洲等. 飞航导弹动力装置 [M]. 导弹与航天丛书, No101, 北京: 宇航出版社, 1992.
- [2] Biass E H, Richardson D. Ramjet, the Air-breathing Engine with no Serviceable Parts Inside [J]. ARMADA International, 1996, 4:34.
- [3] Zarlingo F. Airbreathing Propulsion Concepts for High Speed Tactical Missiles [R]. AIAA-88-3070, 1988.
- [4] 张炜, 朱慧等. 冲压发动机发展现状及其关键技术 [J]. 固体火箭技术, 1998, 21(3):2.
- [5] 张炜, 朱慧, 方丁酉等. 用于燃气流量可调固冲发动机的贫氧推进剂 [J]. 推进技术, 1999, 20(5):9.
- [6] 姜栋华, 肖月环. 中能贫氧复合固体推进剂提高性能的研究 [J]. 推进技术, 1992, 5:68.
- [7] Shalov A, Gany A. Flammability Limits and Ballistic Properties of Fuel-Rich Propellants [R]. N92-31885, 1992.
- [8] 王永寿译. 无阻流式固体燃料冲压发动机燃料的燃速特性 [J]. 飞航导弹, 1995, 12:34.
- [9] 张炜, 方丁酉等. 固体火箭冲压发动机的工作特性分析 [J]. 国防科技大学学报, 2000, 22(4):19.

