

# 固体火箭冲压发动机转级技术\*

张国宏,黄少波,崔金平,曹军伟

(中国空空导弹研究院,河南洛阳 471009)

**摘要:**转级装置是固体火箭冲压发动机的重要组成部分,关系着固冲发动机能否实现从助推向冲压的成功转换。文中针对整体式固体火箭冲压发动机转级技术进行了探讨,明确了转级装置的功能和设计要求,重点介绍了多种结构简单、实用性强的进气道入口、出口和燃气喷嘴堵盖,并对各方案特点作了说明,还提出了几种适用于转级单项和系统验证的试验方法以及转级时序控制的方法,可为国内转级技术研究提供依据。

**关键词:**进气道入口堵盖;进气道出口堵盖;燃气喷嘴堵盖;时序控制

**中图分类号:**V435 **文献标志码:**A

## Transition Technology in Integrated Rocket Ramjet Engine

ZHANG Guohong, HUANG Shaobo, CUI Jinping, CAO Junwei

(China Airborne Missile Academy, Henan Luoyang 471009, China)

**Abstract:** The transition equipment is an important constituent part of integrated rocket ramjet engine, it determines successful transition of the rocket ramjet engine from boosting to mixing combustion. The transition technology of monolithic solid rocket ramjet engine was studied in this paper. The function and design requirements of the transition equipment were definite. Several types of inlet in-take cover or out-take covers and gas generation injecting nozzle covers were introduced emphatically. In addition, the characteristic of every scheme was illustrated. Several methods of simple or system transition confirmatory test and control method of transition time sequence were presented. All these will offer the basis for the research of transition technology.

**Keywords:** inlet in-take cover; inlet out-take cover; gas generation injecting nozzle cover; time sequence control

## 0 引言

转级技术是固体火箭冲压发动机设计中的一项关键技术,涉及了机构运动、信号处理、电路控制和火工品等技术范畴。转级系统设计一般包括部件设计、控制设计及试验设计等,按部件可分为进气道入口堵盖、出口堵盖、燃气喷嘴堵盖以及附带的电子元器件和火工品等。20世纪80年代开始,我国相关科研院所都相继开展了整体式固冲发动机转级技术研究,但距离工程应用水平仍有一定距离。

## 1 进气道入口堵盖

### 1.1 进气道入口堵盖的功能和要求

进气道入口堵盖功能是在导弹助推阶段,封闭进气道入口,接收到控制舱下达的转级指令后,执行机构按预定程序打开堵盖,从而使空气进入进气道。进气道入口堵盖的设计要求:

- 1) 堵盖结构简便,工作可靠,能安全承受迎头气动载荷和热载荷;
- 2) 转级时,能迅速、可靠打开(时间 $\leq 400\text{ms}$ );
- 3) 打开后,不影响进气道型面及性能;
- 4) 便于维护和更换。

### 1.2 入口堵盖分类

进气道入口堵盖按照工作特点可分为抛离式和无抛出物式两类。若是抛离式堵盖要求运动轨迹合理,不能与弹体发生碰撞。

#### 1.2.1 抛离式堵盖

1) 翻转抛离式。翻转抛离式堵盖主要由非对称堵锥、电爆推杆装置、剪切片、连接螺栓等组成,电爆推杆装置一般安装在进气道和弹体间的隔道处。堵盖在抛离时,用电爆推杆推动力剪断连接片,并依靠偏锥的气动力侧向分量,使其向远离弹体外侧翻转。对于圆形进气道,国内外多采用这种非对称堵锥,技术已经比较成熟,并已经成功用于俄罗斯反辐射导弹

\* 收稿日期:2011-09-25

作者简介:张国宏(1979-),男,山西晋城人,工程师,研究方向:火箭发动机设计。

hx-31 等导弹上。

2) 滑动抛离式。滑动抛离式堵盖主要由进气道、滑动盖板、推动器、连接片、限位销、导向销等组成。堵盖通过定位销和剪切片固定于进气道入口型面上,转级时,安装于盖板上的推动器点火,靠其推力剪断连接片,并带动盖板沿进气道唇口朝远离弹体方向快速推出。图 1 所示为滑动抛离式堵盖示意图。该方案原理简单,简单轻便,有较好减阻效果,但要注意对进气道唇口保护。

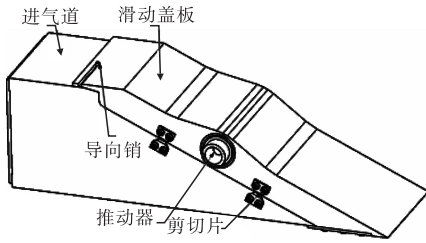


图 1 滑动抛离式堵盖

### 1.2.2 无抛出物式堵盖

1) 泄流减阻式。泄流减阻式堵盖由泄流板、旋转轴、推动机构和锁定机构等组成。转级前,泄流板由锁定机构固定于进气道压缩面上,气流经泄流板折转后从顶板开口排出,使气流处于通流状态,达到减阻目的。转级时,锁定机构解锁,泄流板在执行机构推动力的作用下向上抬升,泄流板依靠上下表面压差,自动向顶板方向旋转,直至与顶板完全合拢并形成完整的进气道。图 2 所示为泄流减阻方案示意图。该方案的最大优点在于减阻效果好,难点是进气道为薄壁件,密封和锁定机构设计要求非常精致。

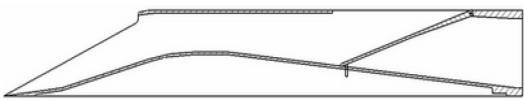


图 2 泄流减阻堵盖

2) 可消耗式。可消耗式堵盖是在进气道入口型面上覆盖一层一定厚度且强度高、烧蚀性能好、能量低和性能稳定的可烧蚀材料。转级时,靠安装在进气道侧壁的点火装置点燃或起爆可烧蚀堵盖,从而打开进气道入口。该堵盖对烧蚀材料要求高,并受外界环境影响大,还需要精确控制烧蚀时间,实现起来较困难。

## 2 进气道出口堵盖

### 2.1 出口堵盖功能和要求

进气道出口堵盖主要功能是:在助推段将进气道和助推器安全隔离,并承受助推器工作压强,转级时

迅速打开,使气流顺利进入补燃室和燃气流掺混燃烧。进气道出口堵盖设计要求:

- 1) 能承受助推器工作压强(一般为 5~14MPa),结构完整、密封可靠;
- 2) 转级时,堵盖能迅速打开(时间 $\leq 400\text{ms}$ );
- 3) 若有抛出物,不能损坏导弹和发动机部件;
- 4) 堵盖组件应当满足使用和贮存的要求,不得松动、老化和失效。

### 2.2 出口堵盖分类

进气道出口堵盖按照工作特点可以分为抛离式和不可抛式堵盖两类。若是抛离式堵盖要求不能损害补燃室壳体和热防护层。

#### 2.2.1 抛离式出口堵盖

1) 整体式堵盖。整体式堵盖是用一块强度高、密度低的轻合金或玻璃钢放置于进气道出口处,并用压力密封垫密封,转级时靠气流吹脱堵盖。缺点是抛出物尺寸较大。俄罗斯 SA-6 地空导弹就采用了整体式堵盖。图 3 所示为整体式堵盖示意图。

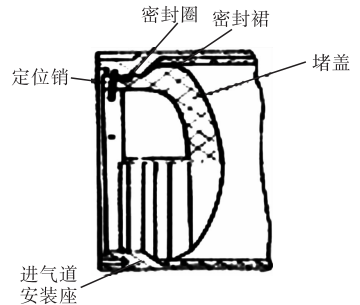


图 3 整体式堵盖

2) 拼合式堵盖。拼合式堵盖是整体式堵盖概念的扩展,是将堵盖分成若干部分,用橡胶状固定套固定,转级时,固定套松开,使其能单个排出燃烧室。美国冲压发动机 MRE 就采用拼合式堵盖。

3) 易碎式堵盖。易碎式堵盖由经过特殊处理的高强度易碎陶瓷或其它材料制成。转级时,采用电爆装置爆破或爆炸尖锥撞击堵盖的某个特定部位,使其碎成岩盐颗粒状,并在气流作用下吹脱。该堵盖与拼合式堵盖相比,抛出物危险性较小,但尖锐的颗粒也有可能损伤补燃室热防护层,需要控制好起爆器威力和材料破碎结构。图 4 所示为易碎式堵盖示意图。

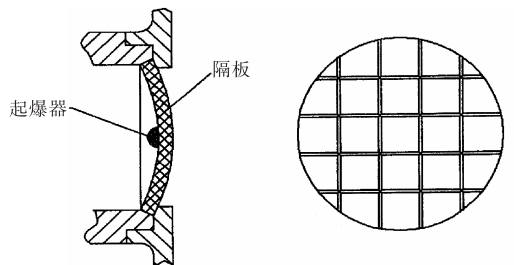


图 4 易碎式堵盖

4) 切割式堵盖。切割式堵盖是在燃烧室壁面对应的进气口位置安装电爆切割索,转级时,切割索点火后就在壳体切割出一个进气通道。该方案的优点是在助推段,燃烧室壁面为一个整体,无需在开口处进行额外的结构加强和密封。难点在于,切割壳体时可能会对补燃室热防护体系、进气道弯头等部件造成影响。

2.2.2 不可抛式出口堵盖

1) 机械式堵盖。机械式堵盖有多种方案,包括绞接式、百叶窗式、滑动式、突进式等,原理是利用冲压空气或作动器打开。机械式堵盖易受到热应力和发动机燃烧残渣影响,导致机构打开不顺畅,同时盖板打开后会延伸至补燃室内部,从而影响冲压发动机掺混燃烧性能。图5所示为机械式堵盖示意图。

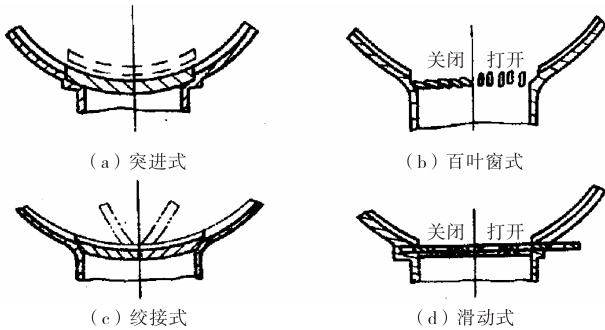


图5 机械式堵盖

2) 可消耗式堵盖。可消耗式堵盖是用隔栅作为主支撑件,在上面覆盖一层用金属网或金属板加强的固体燃烧剂构成。转级时,依靠专供的点火器或助推器的残药点燃堵盖,堵盖烧蚀完后,依靠空气把金属网吹毁或吹出。图6为可消耗堵盖示意图。

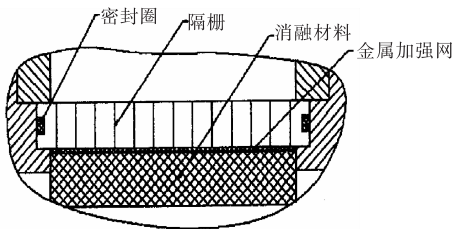


图6 可消耗式堵盖

3 燃气喷嘴堵盖

3.1 燃气喷嘴堵盖的功能和要求

整体式固体火箭冲压发动机中,燃气发生器和助推器之间可采用连通结构,也可采用隔离结构。但考虑到助推器工作时高的压强会对燃气发生器结构和装药带来不利影响,一般要求在两者之间增加喷嘴堵盖进行隔离。喷嘴堵盖设计有以下要求:

1) 将燃气发生器和助推器之间安全隔离并密封,

能承受助推器的压强(一般为5~14MPa);

2) 转级时堵盖能迅速打开,抛出物不损坏补燃室热防护层、喷管和燃气发生器装药表面;

3) 堵盖应满足使用和贮存要求,不得松动、老化和失效。

3.2 燃气喷嘴堵盖的分类

燃气发生器喷嘴堵盖按照工作特点可分为抛离式堵盖和消耗式堵盖两种。

3.2.1 抛离式堵盖

抛离式堵盖一般采用非金属材料,与喷嘴扩散段以圆锥面配合,靠密封圈或在配合面涂胶实现密封。在助推段,堵盖靠锥面承压,燃气发生器点火后,依靠前后压差使堵盖脱落,从而打开喷嘴。

3.2.2 可消耗式堵盖

可消耗式堵盖与抛离式堵盖结构基本一致,只是材料不同,一般由一种或两种燃速不同的可烧蚀材料压制而成,低燃速组分在助推器一侧,高燃速组分在燃气发生器一侧。图7为可消耗式

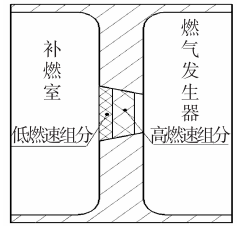


图7 可消耗式燃气堵盖

堵盖。助推时堵盖边承压边烧蚀,随着助推器压强下降,低燃速组分烧完,接着高燃速组分开始快速烧蚀,当助推工作结束时,堵盖也正好打开。设计难点在于助推器压强-时间变化规律与可烧蚀材料的燃速、厚度的匹配性,必须经过多次试验进行摸索。

4 转级试验及控制方法

4.1 转级试验方法

转级试验的目的是考核执行机构和控制元件实现其功能的可靠性,并测定转级过程参数。转级试验可分为部件单项考核试验和系统联试试验。

4.1.1 单项考核试验

单项考核试验主要验证部件功能实现能力,包括承压、密封、打开以及环境适应性试验等。承压、密封试验通过有限元仿真计算与水压试验相结合的方式进行;堵盖打开试验可在地面连管试验和吹风进行验证;可消耗堵盖的烧蚀和热防护试验,可采用乙炔焰来模拟温度环境;时序控制模拟调试可由转级控制装置产生模拟信号,并外接与执行机构感知信号一致的继电器或点火头进行联试来实现。

4.1.2 系统联试试验

转级过程除了信号处理与作动机构执行外,还要

保证进气道、补燃室和燃气流量间的协调与匹配,必须进行整机系统试验验证转级过程的安全性、可靠性、协调性和同步性。试验方法有地面连管点火试验、自由射流试验、地面发射试验及空中发射试验等。地面连管试验是最常用的一种,可以模拟进气道在不同高度和马赫数下的气流状态,相对于其它方法,成本低、风险小、数据测试记录方便。

#### 4.2 转级控制方法

在地面试验阶段,需要有专门的转级控制装置对转级过程进行程序化控制,一般主要由信号输入、信号处理和信号输出三部分组成。转级控制装置首先进行信号的采样、分析和判断,当达到转级条件时,控制程序根据设定时序发出指令,并通过硬件电路来完成指令传达。在发射样机阶段,转级控制由导弹控制舱、信号采样、弹上点火电源等硬件系统和控制程序来完成。

##### 4.2.1 转级条件选取

在选取转级信号源时,要选择容易辨别、测试、记录和处理的参数作为信号源。助推器工作结束时,引起的主要表现特征为:燃烧室压强迅速下降、发动机推力迅速下降、导弹轴向过载下降等。一般依据信号特征和工作时间将转级条件设置成“与”的关系,当所有条件同时满足时才进行转级。

##### 4.2.2 转级时序确定

转级时序的设定与采用的转级执行机构工作方式密切相关。一般情况下,按照进气道入口堵盖、出口堵盖、燃气喷嘴堵盖依次打开的顺序设定转级时序。据计算,受阻力的影响,转级时导弹大约以  $0.1Ma/s$  的速率减速,为了获得合理的转级特性,建议整个转级过程控制在  $800ms$  以内完成。

## 5 结论

1) 上述的转级装置方案均具有一定的可行性,但设计时方案的具体选择需根据导弹转级条件以及发动机的结构形式来确定,从安全性角度出发,对于机载发射导弹应尽量选择具有可控性的无抛出物堵盖,以减小作战环境中的危害;

2) 转级过程与导弹多个分系统密切相关,对冲压发动机能否顺利启动至关重要,转级时序选择和控制需要十分精确,技术难度不可忽视;

3) 转级技术研究中,需要通过大量试验对几种甚至十几种方案进行大量对比分析、验证和优劣筛选,在科学策划试验项目的基础上,应遵循先单项测试再系统联试的方法进行,确保各项性能指标验证充分。

#### 参考文献:

- [1] 吕希诚. 整体式火箭冲压发动机工况转换方案初步研究 [C] // 战术导弹科学技术论文汇编, 1981.
- [2] Hans-L Besser. History of Duct rocket development at Bayern-Chemie, AIAA 2008 - 5261 [R]. 2008.
- [3] 李存杰. 整体式冲压发动机的几项关键技术问题 [J]. 飞航导弹, 1992(4): 37 - 41.
- [4] 谭慧俊. 一种固冲组合发动机进气道通气减阻方案的特性研究 [J]. 宇航学报, 2003, 24(2): 185 - 189.
- [5] Guido Kurth Air intake development for supersonic Missiles, AIAA 2008 - 5263 [R]. 2008.
- [6] 刘兴洲. 飞航导弹动力装置(下) [M]. 北京: 宇航出版社, 1992.
- [7] 张家骅, 胡顺楠, 顾炎武. 整体式固体火箭冲压发动机研制 [J]. 推进技术, 1998, 19(2): 9 - 11.