

液体火箭发动机涡轮火药燃气 供应系统性能研究

李应强

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 采用变燃面装药固体火箭发动机的“瞬时压强平衡法”和流量平衡的关系式, 较准确地对涡轮喷嘴前火药燃气性能进行了计算, 得到了涡轮喷嘴前火药燃气性能的各种参数, 这些参数有助于对涡轮起动机性能和发动机加速性的研究。

关键词: 液体火箭发动机; 涡轮喷嘴; 火药燃气

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2008) 06-0014-05

Performance research on turbine powder gas feed system in liquid rocket engine

Li Yingqiang

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: This article adopts the method of instantaneous pressure equilibrium of variational burning surface of powder in solid rocket engine and flow-rate equilibrium relation to calculate exactly the performance of powder gas in the front of the turbine nozzle. Various performance parameters of the powder gas in the front of the turbine nozzle were obtained. These parameters will be helpful to the research of turbine start and engine acceleration performances.

Key words: liquid rocket engine; turbine nozzle; powder gas

0 引言

为获得较好的起动机加速性, 泵压式液体火箭发动机一般需要采用外能源起动机方式对涡轮泵装

置进行起动机。由于火药起动机方式具有起动机能量高、体积较小、系统结构简单、工作可靠、起动机加速能力好等特点, 因此被广泛应用于泵压式液体火箭发动机。

火药起动机方式是通过火药起动机来实现的,

收稿日期: 2008-06-17; 修回日期: 2008-08-26。

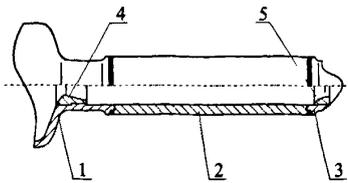
作者简介: 李应强 (1968—), 男, 高级工程师, 研究领域为固体动力装置及火工品技术。

火药起动器所产生的高温火药燃气在由火药起动器流动到涡轮喷嘴前,性能会发生较大变化,从而导致火药燃气做功能力的变化。为便于开展研究工作,可将由火药起动器至涡轮喷嘴前作为一个系统,即:涡轮火药燃气供应系统。涡轮火药燃气供应系统的性能对于涡轮喷嘴前火药燃气做功能力和发动机的起动加速性有重要影响,因此开展涡轮火药燃气供应系统性能研究,对涡轮的起动性能和发动机起动加速性研究有重要意义。

1 系统组成及功能

涡轮火药燃气供应系统主要由火药起动器(包括电爆管、点火药盒和火药装药等)、燃气导管、涡轮喷嘴等组成。系统结构示意图见图1。

在涡轮火药燃气供应系统中,火药起动器首先工作,产生的高温火药燃气经喷管和燃气导管,进入涡轮喷嘴,吹动涡轮高速旋转,进而带动推进剂泵的转动,使发动机起动工作。



1-火药起动器局部结构; 2-燃气导管; 3-涡轮(入口)局部结构; 4-火药起动器喷管; 5-涡轮喷嘴

图1 涡轮火药燃气供应系统结构示意图

Fig.1 Schematic of turbine powder gas feed system

2 火药起动器内部燃气性能研究

火药起动器内部燃气性能取决于火药起动器的工作过程,而火药起动器的工作过程主要由火药装药结构和喷管结构两方面因素决定,因此在研究火药起动器内部燃气性能之前,首先简要介绍火药装药的结构设计和喷管设计。

2.1 火药装药结构设计

基于液体火箭发动机使用维护便利和可靠性

设计方面考虑,火药起动器内的火药装药一般设计为结构较为简单的管形,根据发动机系统对火药起动器的燃气质量流量和燃烧时间及初步选定的火药配方特性,装药形式一般设计为单根管形装药、多根管形装药或套装管形装药。

2.2 喷管设计

火药起动器要正常稳定工作,必须保证在工作过程中其内部有足够的压强,且应保证在低温条件下工作时其压强不低于该火药配方的临界压强,而一般火药的临界压强在4~5MPa,所以一般火药起动器的设计工作压力在8MPa左右。火药起动器内部的压强是通过喷管喉部流通面积和火药装药的燃烧面积来保证。

泵压式液体火箭发动机在涡轮喷嘴前燃气压强一般要求较低,因此为保证火药起动器正常稳定地工作,必须在火药起动器设计独立喷管。

火药起动器喷管一般采用拉瓦尔喷管设计,将火药燃烧产物的亚音速流转化为超音速流,使得热能有效地转化为做功动能。

火药起动器喷管喉部尺寸可以按照固体火箭发动机喷管的燃气质量流量公式进行初步计算,其计算公式为:

$$\dot{m} = C_D p_c^* A_t \quad (1)$$

其中

$$C_D = \frac{\Gamma}{\sqrt{\Gamma T_t}}$$

$$\Gamma = \sqrt{k} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}$$

式中, C_D 为流量系数,它与燃烧产物的热力学性质,即与燃烧温度、燃烧产物平均分子量和比热比有关,主要由火药成分决定; p_c^* 为火药起动器内部平均压强,即:设计压强, Pa; A_t 为喷管喉部流通截面面积, m^2 ; \dot{m} 为喷管燃气质量流量,即:设计质量流量, kg/s。

2.3 火药起动器内部燃气性能

在研究火药起动器内部燃气性能时,作如下假设:

(1) 起动器内燃气流速很小,压强分布看作

是均匀的,各处压强相等,即“零维”假设;

(2) 没有侵蚀燃烧的影响,采用不计侵蚀燃烧的燃速关系,火药燃速公式按 $\bar{r}=\bar{a}p_c^{-n}$;

(3) 火药燃气的温度和成分保持不变;

(4) 火药燃气看作理想气体;

(5) 火药燃气在不同压强下,其比热比 k 和气体常数 R 保持不变;

据此,在选定火药配方后,忽略火药起动器的起始点火过程,可以按照变燃面装药固体火箭发动机内弹道学的“瞬时压强平衡法”,对火药起动器内部的压强进行计算,计算方法见公式(2)~(4):

$$p_c^{1-n} = p_{\text{ceq}}^{1-n} - \frac{V_c a}{C \Gamma^2 A_t} \frac{\Delta p_{\text{ceq}}}{\Delta e} \quad (2)$$

$$p_{\text{ceq}} = \left(\rho_p \dot{C}^* a \frac{A_b}{A_t} \right)^{\frac{1}{1-n}} \quad (3)$$

$$\Delta t_i = \frac{\Delta e_i}{a p_c} \quad (4)$$

式中, p_c 为火药起动器内部压强, Pa; p_{ceq} 为火药起动器平衡压强, Pa; a 为火药燃速公式中的燃速系数; n 为火药燃速公式中的压强指数; C^* 为火药的特征速度, m/s; V_c 为火药起动器内容腔容积, m^3 ; ρ_p 为密度, kg/m^3 ; A_b 为火药装药燃面面积, m^2 ; A_t 为火药起动器喷管喉部面积, m^2 ; Δe_i 为烧去火药装药的单元肉厚, m; Δt_i 为烧去火药装药单元肉厚的时间, s。

由以上关系式,可以计算出火药起动器内部的压强随时间的变化曲线。常温(20℃)火药起动器内部压强随时间变化的典型计算曲线和试验曲线分别见图2和图3。由于起动器内燃气流速很小,因此可以认为起动器内部静参数与总参数相同,于是可以得到火药起动器内部的燃气特性:

$$\begin{aligned} P^* &= p_c \\ T^* &= T_c \end{aligned}$$

火药起动器内部压强常温(20℃)典型计算曲线和对应试验曲线分别见图2和图3。

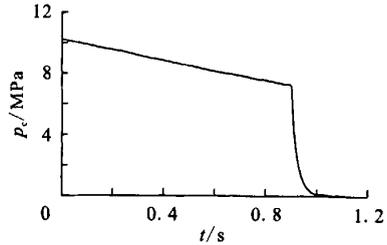


图2 常温(20℃)下火药起动器内部压强典型计算曲线
Fig.2 Typical calculation curve of solid start cartridge inner pressure at normal temperature of 20℃

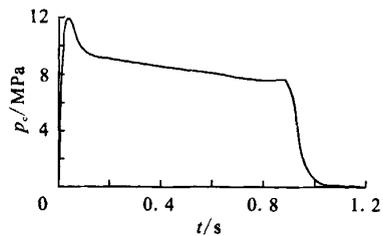


图3 常温(20℃)下火药起动器内部压强典型试验曲线
Fig.3 Typical test curve of solid start cartridge inner pressure at normal temperature of 20℃

3 涡轮喷嘴前火药燃气性能研究

由于燃气导管的结构简单、功能单一,因此在研究过程中忽略其对燃气性能的影响。

3.1 基本假设

为简化涡轮喷嘴前火药燃气气流参数研究,作如下基本假设:

(1) 火药燃气看作理想气体;

(2) 火药燃气在不同压强下,其比热比 k 和气体常数 R 保持不变;

(3) 火药燃气的流动过程看作一维流动过程,即:气流参数沿同一横截面不变,仅沿轴线方向变化;

(4) 火药燃气的流动过程为绝能流动;

(5) 产生的激波为正激波。

3.2 涡轮喷嘴前火药燃气总压研究

火药燃气气流在火药起动器的拉瓦尔喷管扩张段中被加速到超声速,超声速气流在经过燃气导管流到涡轮喷嘴处由于受到压缩而在火药起动器喷管和涡轮喷嘴之间产生激波,使气流总压产

生损失，即： $p_{cq}^* > p_{cw}^*$ 。

假定在火药燃气流动过程中燃气流量无损失，可以按照流量平衡对涡轮喷嘴喉部尺寸进行计算，由公式(1)可得到公式(5)。

$$C_{Dq} p_{cq}^* A_{iq} = C_{Dw} p_{cw}^* A_{tw} \quad (5)$$

式中， C_{Dq} 、 C_{Dw} 为火药燃烧产物分别在火药起动器喷管处和涡轮喷嘴处的流量系数； p_{cq}^* 为火药燃气在火药起动器喷管入口总压，Pa； p_{cw}^* 为火药燃气在涡轮喷嘴前总压，Pa； A_{iq} 为火药起动器喷管喉部截面积， m^2 ； A_{tw} 为涡轮喷嘴喉部截面积， m^2 ；

由于流量系数与燃烧产物的热力学性质有关，在火药燃气流动过程中可以认为流量系数无变化，即： $C_{Dq} = C_{Dw}$ ；因此，公式(5)变为：

$$p_{cq}^* A_{iq} = p_{cw}^* A_{tw} \quad (6)$$

因此，按照涡轮喷嘴喉部流通截面积 A_{tw} ，可以得到涡轮喷嘴前总压 p_{cw}^* 为：

$$p_{cw}^* = \frac{A_{iq}}{A_{tw}} p_{cq}^* \quad (7)$$

与图 2 对应的常温 (20℃) 下涡轮喷嘴前火药燃气总压强典型计算曲线见图 4。

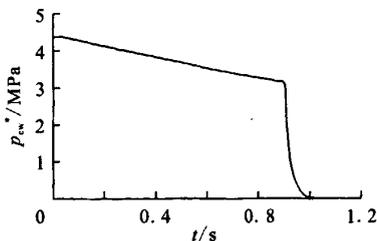


图 4 涡轮喷嘴前火药燃气总压强典型计算曲线

Fig.4 Typical calculation curve of powder gas total pressure in front of the turbine nozzle

由于在火药起动器喷管和涡轮喷嘴之间有激波存在，从而使气流总压产生了损失，即 $p_{cq}^* > p_{cw}^*$ 。因此，从公式 (6) 可以得到：涡轮喷嘴喉部流通截面积和火药起动器喷管喉部流通面积有以下关系： $p_{cw} > p_{iq}$ ，即：涡轮喷嘴喉部流通面积必须大于火药起动器喷管喉部流通面积。这样，通过火药起动器喷管喉部的燃气才能顺利地

从涡轮喷嘴喉部排出去。

3.3 涡轮喷嘴前火药燃气总温 (T_2^*) 研究

由于在火药起动器喷管和涡轮喷嘴间有激波存在，因此在激波前后火药燃气的流动过程可以看作是是不可逆的绝能流动过程，因此总温和总压有以下关系：

$$\frac{T_2^*}{T^*} = \left(\frac{p_{cw}^*}{p_{cq}^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \quad (8)$$

3.4 涡轮喷嘴前火药燃气气流静参数研究

由于在火药起动器喷管和涡轮喷嘴之间有激波存在，激波对于燃气流速 (即：马赫数) 影响较大，从而对涡轮喷嘴前火药燃气气流静参数影响较大，因此按照激波理论，首先对激波前后火药燃气气流马赫数 (Ma_1 、 Ma_2) 进行研究，具体见公式(9)、(10)

$$\frac{p_{cw}^*}{p_{cq}^*} = \frac{\left[\frac{(k+1)Ma_1^2}{2+(k-1)Ma_1^2} \right]^{\frac{k}{k-1}}}{\left[\frac{2k}{k+1}Ma_1^2 - \frac{k-1}{k+1} \right]^{\frac{1}{k-1}}} \quad (9)$$

$$Ma_2 = \left[\frac{Ma_1^2 + \frac{2}{(k-1)}}{\frac{2k}{k-1}Ma_1^2 - 1} \right]^{0.5} \quad (10)$$

按照气流总参数和静参数及马赫数的关系，可以计算出涡轮喷嘴前 (即：激波后) 火药燃气气流的静压 p 和静温 T ；并按照激波后气流马赫数与当地声速计算出燃气的气流流速 V ，分别见公式(11)、公式(12)和公式(13)：

$$\frac{p_{cw}^*}{p_{cw}} = \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma_2^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (11)$$

$$\frac{T_2^*}{T_2} = 1 + \frac{k-1}{2} Ma_2^2 \quad (12)$$

$$Ma_2 = \frac{V_2}{C} = \frac{V_2}{\sqrt{kRT}} \quad (13)$$

与图 2 对应的常温 (20℃) 涡轮喷嘴前火药燃气压强典型计算曲线和对应 (3℃) 典型试验曲线分别见图 5 和图 6。

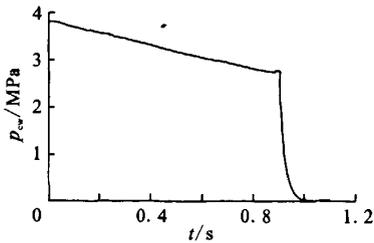


图5 常温(20℃)下涡轮喷嘴前火药燃气
压强典型计算曲线

Fig.5 Typical calculation curve of powder gas pressure in front of the turbine nozzle at normal temperature of 20℃

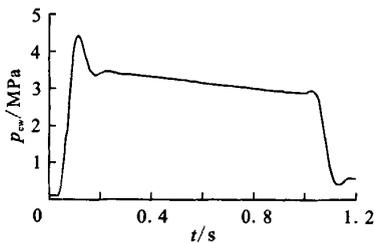


图6 常温(3℃)下涡轮喷嘴前火药燃气
压强典型试验曲线

Fig.6 Typical test curve of powder gas pressure in front of the turbine nozzle at normal temperature of 3℃

总之, 通过以上研究, 经计算得出了涡轮喷嘴前火药燃气气流各种参数, 即: 总压 (p_{cw}^*)、总温 (T_2^*)、静压 (p_{cw})、静温 (T_2)、气流马赫数 (Ma_2) 及气流速度 (V_2); 如果在上述计算过程中应用火药起器内压强随时间的变化, 则可以计算出涡轮喷嘴前火药燃气气流各种参数随时间的变化。

4 结论

通过对涡轮火药燃气供应系统性能研究, 可以得到涡轮喷嘴前火药燃气性能的各种参数, 即: 总压 (p_{cw}^*)、总温 (T_2^*)、静压 (p_{cw})、静温 (T_2)、气流马赫数 (Ma_2) 及气流速度 (V_2); 这些参数对于研究涡轮的起动性能及发动机起动加速性有重要意义。

参考文献:

- [1] 李宜敏, 张中钦, 赵元修. 固体火箭发动机原理 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1985.
- [2] 潘锦珊. 气体动力学基础[M]. 北京: 国防工业出版社, 1986.
- [3] 武晓松, 陈军, 王栋. 固体火箭发动机气体动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005.
- [4] 王光林, 蔡娥. 固体火箭发动机设计[M]. 航空工业教材编审室, 1985.
- [5] 李伟民. 液氧/煤油发动机试验起动过程推进剂供应技术 [J]. 火箭推进, 2006, 32(3): 56-62.
- [6] 王鹏, 李旭昌, 徐颖军. 固体火箭发动机总体优化设计 [J]. 火箭推进, 2007, 33(4): 16-20.
- [7] 徐学文, 王连生, 牟俊林. 某固体火箭发动机点火启动过程三维流场一体化仿真 [J]. 固体火箭技术, 2008, 31(1): 8-14.
- [8] 刘巍, 杨涛, 胡建新, 等. 气氧/酒精火炬式点火器试验 [J]. 推进技术, 2008, 29(3): 269-273.
- [9] 郭 K K, 萨默菲尔德 M. 固体推进剂燃烧基础 (下)[M]. 朱贵荣, 于广经, 廉茂林, 等译. 北京: 宇航出版社, 1994.

(编辑: 王建喜)