

织女-3 主发动机的辨识仿真*

方 丁 酉

(国防科技大学航天技术系, 长沙, 410073)

摘 要: 织女-3 探空火箭飞行试验与地面试验的主发动机喉径不同。提出了用辨识仿真方法提供弹道计算所需的推力数据。利用唯一的一发有效地面实验数据, 以系统辨识法确定发动机工作时推进剂的基础燃速、沿金属丝燃速、综合因子和喉径的变化规律; 再确定喷管效率; 最后用内弹道计算和性能计算方法确定飞行发动机的地面推力数据。飞行试验表明, 计算弹道与飞行试验弹道相吻合。

主题词: 固体推进剂火箭发动机, 性能分析, 系统识别, 模拟

分类号: V430

IDENTIFICATION SIMULATION OF ZN-3 SUSTAINER

Fang Dingyou

(Dept. of Aerospace Technology, National Univ. of Defense Technology, Changsha, 410073)

Abstract: The solid propellant sustainer of ZN-3 sounding rocket is a motor embedded in seven long metal fibers. The nozzle throat diameter of sustainer for flight experiment is different from the sustainer tested on the ground. In order to provide the thrust history of flight sustainer for calculating rocket trajectory, the identification simulation method of ZN-3 sustainer is presented in this paper. Firstly, the propellant basic burning rate and burning rate along metal fibers and the variation of nozzle throat diameter are determined by system identification technology according to the experimental curve ($p-t$) on the ground. Secondly, the nozzle thrust efficient is determined by parameter identification. Finally, the thrust history of flight sustainer is determined by interior ballistics and performance computation. The flight experimental results show that the rocket trajectory calculated is in agreement with that of ZN-3 flight experiment. It also indicates that the thrust history calculated by identification simulation is accurate. The method presented here can be applied to performance analysis of solid rocket motors.

Subject terms: Solid propellant rocket engine, Performance analysis, System identification, Simulation

* 本文 1994 年 8 月 3 日收到

1 引言

织女-3 探空火箭主发动机在研制中仅进行了两发喉径不同的地面试验, 飞行试验成功用的发动机喉径则居其中。地面试验的 $F-t$ 、 $p-t$ 曲线变化相差甚远 (图 1, 2), 分析认为只有图 2 所示的一发试验数据有效, 用插值法来得到飞行发动机的推力数据是不合适的。用内弹道计算求推力数据, 则又缺乏推进剂的发动机燃速, 不清楚喉径变化规律和收缩因子, 缺乏实际特征速度数据。为此, 采用辨识仿真技术得出了飞行发动机的推力变化规律。飞行试验表明, 火箭实际飞行弹道与计算弹道相吻合, 辨识仿真结果满意。

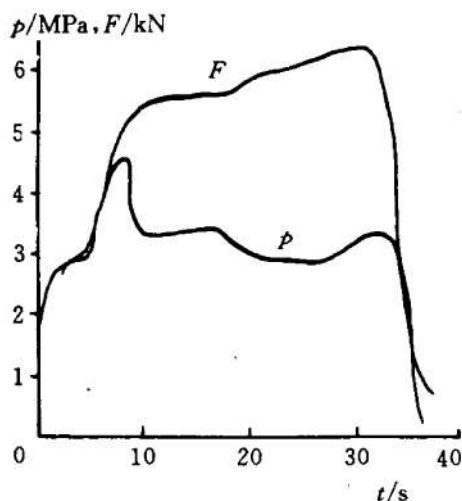


Fig. 1 $p-t$ and $F-t$ results from the first experimental SRM ($d_t=30.5\text{mm}$)

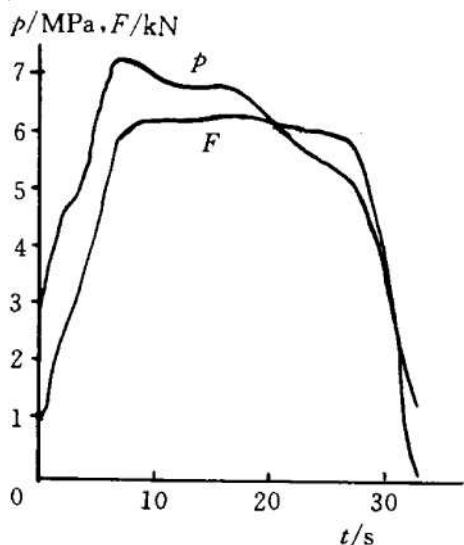


Fig. 2 $p-t$ and $F-t$ results from the second experimental SRM ($d_t=27.5\text{mm}$)

2 待辨识的发动机参数

织女-3 主发动机药柱中嵌有七根长银丝, 其中六根均布于同一圆周上, 另一根在药柱轴线上。为了提高初始燃烧室压强, 增加初始燃面, 药柱端面开有绕银丝的锥燃面, 其锥顶角为 α_0 。因此, 稳态段的内弹道计算可采用平衡压强公式:

$$p = \left(\frac{C^* \rho_p b A_b}{C_D A_t} \right)^{\frac{1}{1-n}}$$

式中 b 、 n 是基础燃速公式 $r_0 = b p^n$ 中的燃速系数和压强指数; C^* 、 ρ_p 是推进剂的特征速度和密度; A_t 是喷喉面积 (随时间变化); A_b 是装药燃烧面积 (也随时间变化); C_D 是喷喉收缩因子。

在嵌长金属丝药柱燃烧过程中燃面变化极其复杂。由于推进剂沿金属丝的燃速大于基础燃速, 形成绕金属丝的新锥。新锥的锥顶角 α 与基础燃速和沿金属丝燃速有关。由几何关系可求得:

$$\sin \frac{\alpha}{2} = \frac{r_0}{r_t}$$

式中 r_0 和 r_t 分别是基础燃速和沿金属丝燃速。设沿金属丝燃速的公式为 $r_t = b_t p^{n_t}$, 则有

$$\sin \frac{\alpha}{2} = \frac{b}{b_i} p^{(n-n_i)}$$

由于 $n_i \neq n$, 新锥顶角 α 是压强的函数。因此, 在上升过渡段, 压强不断升高, 绕金属丝的新锥的锥顶角 α 不断变化, 即新锥的母线是一条曲线, 燃面与压强的历程有关。为了简化计算, 假设新锥的母线是一条直线, 锥顶角由当时的压强确定。

这样, 药柱燃烧过程中的燃面由初始锥发展形成的燃面 (α_0 锥燃面)、绕金属丝新锥燃面 (α 锥燃面) 和初始端平面发展形成的平面组成。根据端平面消逝、 α_0 锥燃面消逝、金属丝燃尽和各锥互相相交, 燃面的发展可分为 7 个阶段。第一阶段, 以金属丝为轴线的各锥不相交; 第二阶段, 圆周上均布的 α_0 锥相互相交, 或它们与中心 α_0 锥相交; 第三阶段, 圆周上均布的 α_0 锥与药柱的柱面相交; 第四阶段, 圆周上均布的 α 锥相互相交, 或它们与中心 α 锥相交; 第五阶段, 圆周上均布的 α 锥与药柱的柱面相交; 第六阶段, 燃面仅由 α 锥组成; 第七阶段, 金属丝燃完后的推进剂燃烧燃面。这些阶段的燃面可用解析公式来计算^[1]。例如燃面仅由 α 锥组成的, 其燃面为:

$$A_b = A_p / \sin \frac{\alpha}{2} = A_p \frac{r_i}{r_0} = A_p \frac{b_i}{b} p^{(n_i-n)}$$

式中 A_p 是药柱的横截面积。

由此可见, 要计算燃面, 必须知道 b_i 、 n_i 。因此, 要进行内弹道计算, 其待定的参数有 b 、 n 、 b_i 、 n_i 、 C_D 、 C^* 、 ρ_p 等。 C_D 、 C^* 和 ρ_p 可以组合成一个综合参数 $K = C^* \rho_p / C_D$ 参与辨识, 待辨识的参数有 b 、 n 、 b_i 、 n_i 和 K 。这些参数由辨识技术^[2]来估计。

3 喷喉面积变化的模型辨识

各个发动机喷喉面积变化规律不同, 没有一个统一的模型。因此, 在确定喷喉面积变化规律时, 既要确定变化模型, 又要确定模型中的系数, 这是一个典型的“黑箱”问题。

分析 $p-t$ 曲线发现, 喷喉面积变化有三个阶段。第一阶段, 喉径先变小, 再变大, 直到初始喉径。由 Al_2O_3 在喉部沉积、消融造成。第二阶段, 喉径变化不大。此时喉衬尚未加热到烧蚀温度, 或烧蚀不显著。第三阶段, 喉径逐渐增加, 由喷喉烧蚀引起。因此, 计算喷喉面积变化需要建立 Al_2O_3 颗粒沉积、消融模型和喉衬传热、烧蚀模型。但工作量较大, 短期难于完成。由于地面试验发动机和飞行发动机的喉径相差不大, 假设这两个发动机的喉径变化规律相同, 只要辨识喉径随时间变化即可。经多次模型辨识和参数辨识, 得到喷喉半径随时间的变化规律为:

$$\begin{aligned} r_u &= r_{u-1} - 7.3 \times 10^{-4} (t_i - t_{i-1})^2 & t \leq 1.8\text{s} \\ r_u &= r_{u-1} + 4.0 \times 10^{-4} (t_i - t_{i-1}) & 1.8 < t \leq 4.1\text{s} \\ r_u &= r_{u0} & 4.1 < t \leq 7.0\text{s} \\ r_u &= r_{u-1} + 7.0 \times 10^{-5} (t_i - t_{i-1}) & 7.0 < t \leq 11.5\text{s} \\ r_u &= r_{u-1} + 5.0 \times 10^{-5} (t_i - t_{i-1}) & 11.5 < t \leq 16.5\text{s} \\ r_u &= r_{u-1} + 1.6 \times 10^{-4} (t_i - t_{i-1}) & t > 16.5\text{s} \end{aligned}$$

上面的模型是针对试验发动机辨识得到的,不一定具有普遍性。在辨识过程中要求计算的 $p-t$ 曲线与实验的 $p_{ex}-t$ 曲线拟合良好,而且发动机工作结束时的计算喉经与实验喉经相符。

4 喷管效率的确定

发动机的推力由下式计算:

$$F = \eta C_F p_c A_t$$

式中 η 是喷管效率; F 是发动机推力; C_F 是理论推力系数,它考虑了因喉径变化而引起的面积比变化; p_c 、 A_t 是由喷喉变化模型辨识和发动机参数辨识确定的燃烧室压强和喷喉面积。

由于 F 、 C_F 、 p_c 、 A_t 均是时间的函数, η 也是时间的函数,计算中可取 η 的平均值 $\bar{\eta}$ 。 $\bar{\eta}$ 可按下式计算:

$$\bar{\eta} = \frac{1}{t_b} \int_0^{t_b} \eta dt$$

式中 t_b 是辨识所取的时间。 $\bar{\eta}$ 也可取计算推力与实验推力曲线拟合最好的推力效率值。

5 新发动机推力-时间的计算

当发动机中的推进剂基础燃速、沿金属丝燃速、综合参数 K 及喷喉的变化规律经系统辨识确定后,即可对新发动机进行内弹道计算,确定燃烧室压强随时间的变化。当喷管效率经参数辨识或取平均的方法确定后,即可由推力公式计算新发动机的 $F-t$ 曲线,得到火箭弹道计算所需的推力数据。图3示出了飞行发动机的 p_c-t 和 $F-t$ 曲线。该 $F-t$ 曲线就是提供给火箭弹道计算的地面推力数据。

可见,提出的辨识仿真方法可推广用于发动机参数辨识和模型辨识。由于曾假设喉径不同喷管中的 Al_2O_3 沉积、消融及喉衬烧蚀规律和综合参数 K 相同,因此所解决的问题只适用于喉径差别不很大的情况。

参 考 文 献

- [1] 李健松. 固体火箭发动机设计基础. 长沙: 国防科技大学, 1991
- [2] 方丁酉. 固体火箭发动机参数辨识. 推进技术, 1992 (2)

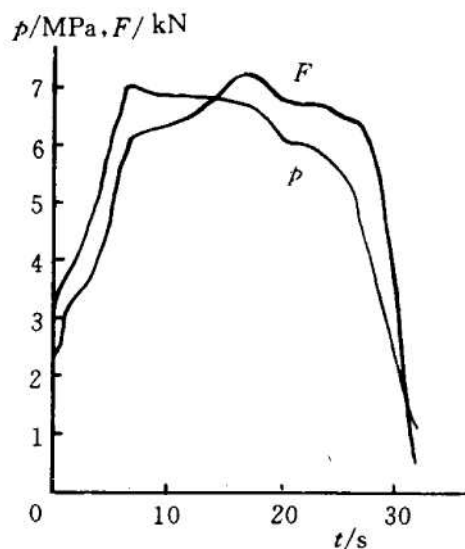


Fig. 3 $p-t$ and $F-t$ results from identification simulation for flight SRM ($d_t=28.5\text{mm}$)