

空间姿控、末修级发动机 系统动态特性分析*

黎勤武 张为华 王振国

李军辉

(国防科技大学航天技术系, 长沙, 410073) (北京宇航系统工程研究所, 北京, 100076)

摘 要: 对以脉冲方式工作的空间姿控、末修用液体火箭发动机系统的动态特性进行数值仿真分析, 并与热试车实验数据进行了比较, 还讨论了多推力室动力系统在不同数量、不同类型推力室点火工作时推力响应的特点。

主题词: 姿控火箭发动机, 推力控制, 动态特性, 数值仿真

分类号: V439.7

ANALYSIS ON TRANSIENT PROCESSES OF A PULSATING ENGINE SYSTEM WITH MULTIPLE THRUST CHAMBERS

Li Qinwu Zhang Weihua Wang Zhenguo

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

Li Junhui

(Beijing Inst. of Space System Engineering, Beijing, 100076)

Abstract: A numerical model is developed to simulate the transient processes of a pulsating engine system with multiple thrust chambers. The simulating result of working processes of a space engine system shows that, for different numbers, or types of working thrust chambers, single thrust chamber has different response characteristics. And, the comparison between testing data and simulating results of the same rocket engines shows the correctness of this model.

Subject terms: Attitude control rocket engine, Thrust control, Dynamic response, Numerical simulation

符 号 表

A ——面积	L ——长度	M ——质量
p ——压强	q_m ——质量流量	R_c ——燃气气体常数
R ——流阻系数	R_v ——燃烧剂、氧化剂喷注器出口速度比	T ——燃气温度
t ——时间	V ——容积	γ ——燃气混合比
η ——燃烧效率	n ——绝热指数	ρ ——密度
μ ——流量系数	τ_c ——燃烧时滞	

下标说明:

B	分支点	in	喷注器	O	氧化剂
V	阀门	F	燃烧剂	t	喉部
J	集液腔	T	贮箱	C	燃烧室

1 引言

以脉冲方式工作的空间姿控、末修级液体火箭发动机系统,由于具有启动、关机频繁,工作时间短(有时发动机推力尚未达稳态值,就已关机)的特点,所以其动态特性不单是发动机的一个重要性能指标,同时还直接影响到姿控、末修的精度。因此,研究分析末修级动力系统动态响应特性,准确了解发动机系统在不同状态、不同条件下的动态响应特性,对提高航天飞行器的精度有着十分重大的意义。本文在借鉴文献[1, 2]有关理论的基础上,提出了一套反映挤压式多推力室液体火箭发动机系统结构特点和工作特点的仿真模型,分析计算了两种空间发动机短脉冲方式工作时的推力响应,并与地面热试车测得推力曲线进行了比较,结果令人满意。

2 姿控、末修级动力系统动态特性分析数值仿真模型

鉴于文献[1, 2]提供的单推力室变推力液体火箭发动机数学模型与实际情况吻合较好,再结合姿控、末修级动力系统具体的结构和动力学特点,本文建立了多推力室脉冲式发动机系统数值仿真模型。

2.1 管路动力学模型

假设:(1)推进剂流动是液相不可压一维非定常流动;(2)管路是完全刚性的;(3)喷注器前阀门打开,推力室开始工作以前,氧化剂、燃烧剂管路的主阀门均已打开完毕,推进剂在管路中已完成充填过程,且流动速度为零,沿途压强等于贮箱压强。

贮箱→分支点管路动力学模型为:

$$\text{氧化剂: } \frac{L_O}{A_O} \frac{dq_{mO}}{dt} = p_{TO} - p_{BO} - R_O q_{mO}^2 \quad (1)$$

$$\text{燃烧剂: } \frac{L_F}{A_F} \frac{dq_{mF}}{dt} = p_{TF} - p_{BF} - R_F q_{mF}^2 \quad (2)$$

分支点→燃烧室管路动力学模型则较为复杂。此段沿途部件包括:管路、节流圈、过滤网、截止阀、集液腔、喷注器等。实验和计算表明,推力室头部集液腔的充填是影响发动机动态响应的关键因素。当集液腔处于充填过程时,由于集液腔内有气体存在,因此,喷注器内部是复杂的气、液两相流,而集液腔→喷注器→燃烧室的动力学模型已成为研究难点。为建立集液腔数学模型引入如下假设:

- (1)不考虑推进剂在集液腔内的汽化;
- (2)推进剂流入集液腔后与腔内气体形成均匀的气、液两相混合物;
- (3)流入集液腔的推进剂体积等于流出集液腔的气、液两相流的体积。

根据以上假设,导出分支点→燃烧室段动力学模型如下:

$$\text{氧化剂: } \frac{L_O}{A_O} \frac{dq_{mO}}{dt} = p_{TO} - p_C - \left(R_O + \frac{M_{JO}/(V_O \rho_O)}{2\rho_O(\mu_O A_{mO})^2} + \frac{1}{2\rho_O(\mu_O A_{vO}(t))^2} \right) q_{mO}^2 \quad (3)$$

$$\text{燃烧剂: } \frac{L_F}{A_F} \frac{dq_{mF}}{dt} = p_{TF} - p_C - \left(R_F + \frac{M_{JF}/(V_F \rho_F)}{2\rho_F(\mu_F A_{mF})^2} + \frac{1}{2\rho_F(\mu_F A_{vF}(t))^2} \right) q_{mF}^2 \quad (4)$$

喷前阀门流通面积 $A_{vO}(t)$ 、 $A_{vF}(t)$ 在开启过程中是时间 t 的函数, 它决定于阀门的具体结构。本文中, 假定 $A_{vO}(t)$ 、 $A_{vF}(t)$ 随时间 t 按线性规律变化。

2.2 燃烧室动力学模型

假设: 燃烧室中压强分布均匀; 燃气满足理想气体状态方程, 呈维准定常流动。

(1) 燃烧室压强 p_c 的动力学方程

$$\frac{dp_c}{dt} = \eta_c \cdot \frac{R_c \cdot T_c}{V_c} \left(1 - \frac{d\tau_c}{dt}\right) \left\{ \left[1 + (1 + \gamma) \frac{\partial \ln R_c T_c}{\partial \gamma} \right] q_{mO}(t - \tau_c) + \left[1 - \gamma(1 + \gamma) \frac{\partial \ln R_c T_c}{\partial \gamma} \right] \cdot q_{mF}(t - \tau_c) \right\} - \Gamma \cdot \frac{A_t \sqrt{R_c T_c P_c}}{V_c} \quad (5)$$

式中: $\Gamma = [n \cdot (2/(n+1))^{(n+1)/(n-1)}]^{1/2}$

(2) 燃气混合比 γ 的动力学方程

$$\frac{d\gamma}{dt} = \eta_c \frac{(1 - \frac{d\tau_c}{dt}) R_c T_c}{V_c \cdot p_c} [q_{mO}(t - \tau_c) - \gamma q_{mF}(t - \tau_c)] (1 + \gamma) \quad (6)$$

式中, 参数 $(RT)_c$ 与推进剂的性质有关, 是 p_c 和 γ 的函数^[3], 且主要取决于 γ 。对于以 N_2O_4 /UDMH 为推进剂的液体火箭发动机, 其燃烧室的 $(RT)_c$ 可表示为:

$$(RT)_{mC} = (192.786 + 1197.872\gamma - 407.75\gamma^2 + 37.28\gamma^3) \times 10^3 (J/kg) \quad (7)$$

对于燃烧时滞 τ_c , 有:

$$\tau_c = \begin{cases} 6.5 & R_v \leq 5 \\ 6.5 + 0.2 \cdot (R_v - 5) & R_v > 5 \end{cases} \quad (8)$$

$$R_v = (q_{mF} \cdot A_{inO} \cdot \rho_O) / (q_{mO} \cdot A_{inF} \cdot \rho_F) \quad (9)$$

$$\frac{d\tau_c}{dt} = \begin{cases} 0 & R_v \leq 5 \\ -0.2 \cdot \frac{1}{\gamma^2} \cdot \frac{d\gamma}{dt} \cdot \frac{A_{inO} \cdot \rho_O}{A_{inF} \cdot \rho_F} & R_v > 5 \end{cases} \quad (10)$$

联立方程 (3) ~ (6), 并考虑到动力系统运行时, 实际工作的发动机类型和数量, 可得系统动力学方程组。系统状态空间为:

$$\{Y\} = \{\{p_c\}, \{\gamma\}, \{q_{mO}\}, \{q_{mF}\}\}^T \quad (11)$$

其中: $\{p_c\} = \{p_{c1}, \dots, p_{cN}, p_{c1}, \dots, p_{cM}\}$, $\{\gamma\} = \{\gamma_{c1}, \dots, \gamma_{cN}, \gamma_{c1}, \dots, \gamma_{cM}\}$,

$\{q_{mO}\} = \{q_{mO1}, \dots, q_{mON}, q_{mO1}, \dots, q_{mOM}\}$, $\{q_{mF}\} = \{q_{mF1}, \dots, q_{mFN}, q_{mF1}, \dots, q_{mFM}\}$ 。

对于管路分支点压强 p_{BO} 、 p_{BF} , 由于它在系统的动态响应的过程中是变量, 且它的变化直接影响到系统状态参数的变化, 因此, 在仿真计算过程中每一时刻的 p_{BO} 、 p_{BF} 都必须由方程 (1)、(2) 经迭代给出。

3 计算结果与分析

根据以上数学仿真模型, 计算了发动机系统配置的两种推力室开机过程推力响应, 并将结果和地面热试车结果分别进行了对比。同时, 还考虑到多推力室动力系统的工作特点, 计算了不同数量、不同型号的推力室同时工作时室压 p_c 的响应情况, 并进行了比较。从图 1, 2 可以看出, 数值仿真结果与实验测量吻合较好。

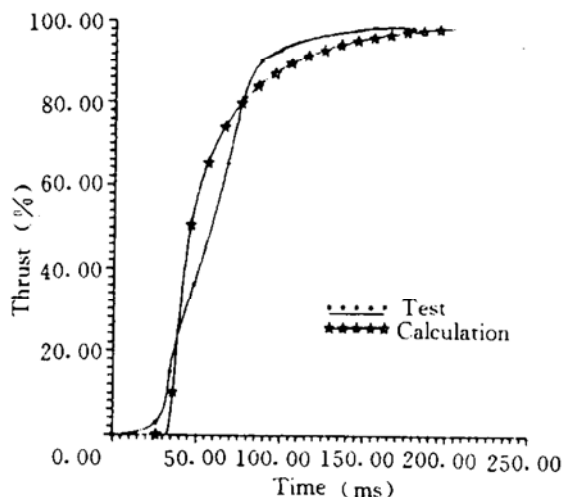


Fig. 1 Thrust response for thrust chamber A

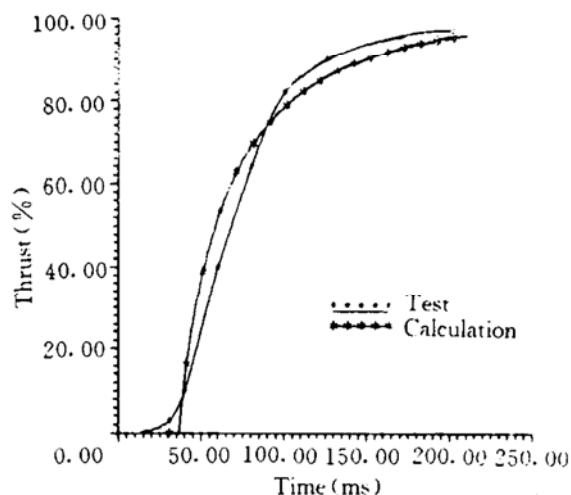
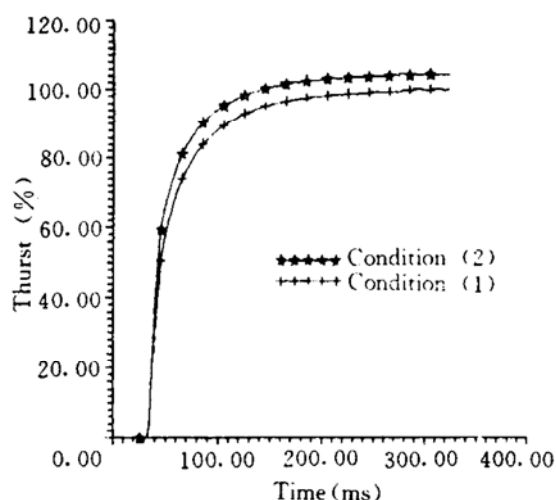
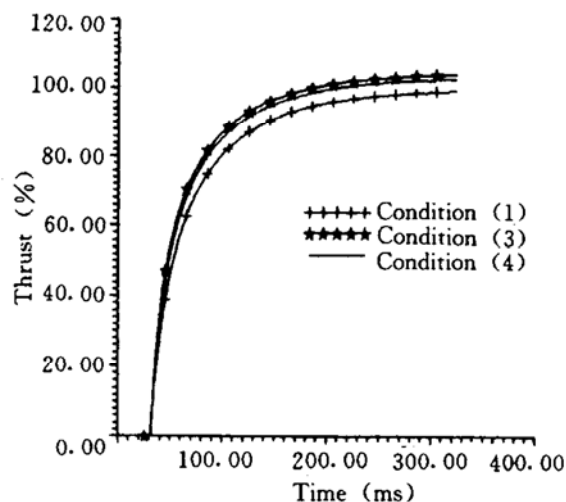


Fig. 2 Thrust response for thrust chamber B

以下列出了四种条件下开机过程的推力室响应情况, 即: 条件 (1) 2 个 A 型、4 个 B 型推力室全部同时开机工作; 条件 (2) 1 个 A 型推力室单独开机工作; 条件 (3) 1 个 B 型推力室单独开机工作; 条件 (4) 1 个 A 型、2 个 B 型推力室同时开机工作。为了便于比较计算结果, 我们选取系统推力室全部工作 (条件 (1)) 为参考条件。

Fig. 3 Characteristics of p_c response
for thrust chamber AFig. 4 Characteristics of p_c response
for thrust chamber B

从图 3 上可以看出, 对于 A 型推力室来说, 条件 (2) 的开机室压响应过程较条件 (1) 快; 同时, 条件 (2) 的稳态室压较条件 (1) 时的稳态室压高 4%。由图 4 也可看到与图 3 相同的规律, 即: B 型推力室条件 (3) 的开机室压响应过程最快, 条件 (4) 的次之, 条件 (1) 最慢; 同时, 条件 (3) 的稳态室压最高, 条件 (4) 的次之, 条件 (1) 最低。

由上可知, 当系统结构一定, 且系统流量亦为设计值时, 系统工作在设计状态, 推力动态响应和稳态值均为设计值。若系统结构不变, 而系统流量发生变化时 (由于推力室开机工

(下转第 27 页)

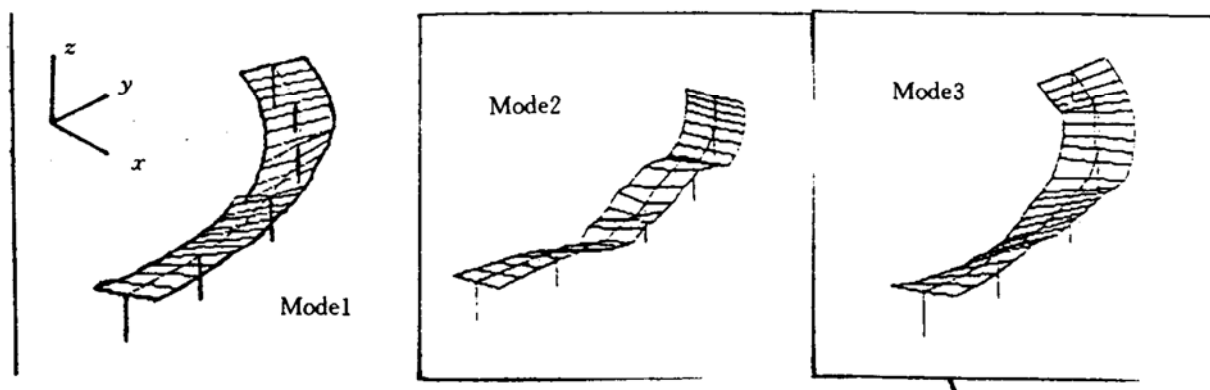


Fig. 3 Diagram of the first, second and third order vibration modes for the bridge

6 结 语

使用火箭发动机激振桥梁,进行模态试验,测量动态参数,是近年发展起来的一种新的工程方法。该法在北京西厢工程两座立交桥的实际应用和试验,取得了良好的效果,测得的数据和结果对于分析桥梁的动力特性,评估桥梁质量以及桥梁的设计方面都具有重要的价值。

参 考 文 献

- 1 范 良,陈德成,等.西厢工程菜户营立交桥的模态试验.见:北京理工大学编.结构强度、振动测试理论与应用学术会议论文集.北京理工大学,1992
- 2 陈德成,范 良,等.西厢工程天宁寺立交桥的模态试验.见:北京理工大学编.结构强度、振动测试理论与应用学术会议论文集.北京理工大学,1992

(上接第 23 页)

作数量、种类的不确定性引起),由于主管路流阻损失变化,引起分支管路内的流量偏离设计值,从而影响到推力室的动态响应和稳态性能,系统流量的变化越大,推力室的动态响应和稳态性能偏离也就越大。

4 结 论

(1) 仿真计算结果与实验测量结果表明,本文提供的数值仿真模型较真实地反映了挤压式多推力室发动机系统开机及稳态工作过程。

(2) 多推力室发动机系统中各类推力室的动态响应和稳态性能随动力系统工作条件(指工作推力室的不同数目、不同种类)不同有明显的变化。

参 考 文 献

- 1 唐俐娟.可调喷注器变推力液体火箭发动机稳定性分析和参数优化:[学位论文].长沙:国防科技大学航天技术系,1985
- 2 范 军.双调变推力液体火箭发动机系统参数优化分析:[学位论文].长沙:国防科技大学航天技术系,1987
- 3 吴建军.液体火箭发动机故障检测与诊断:[学位论文].长沙:国防科技大学航天技术系,1994