

文章编号 :1001 - 2486(2004)06 - 0005 - 04

大长径比固体火箭发动机点火瞬态过程数值分析*

钟 涛,张为华,王中伟

(国防科技大学航天与材料工程学院,湖南长沙 410073)

摘 要 :研究大长径比固体火箭发动机点火瞬态特性,采用守恒型 N-S 方程描述了集点火器、燃烧室和喷管于一体的数学仿真模型,应用 NND-3 差分格式进行数值求解,计算结果表明,点火期间,发动机内除了压强急升之外,还存在振荡和拍击现象。

关键词 :大长径比固体火箭发动机;点火瞬态过程;一体化模型

中图分类号 :V435 文献标识码 :A

Numerical Study of Ignition Transient in Large Aspect Ratio Solid Rocket Motor

ZHONG Tao, ZHANG Wei-hua, WANG Zhong-wei

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract :Using N-S equations to describe the ignition transient model of the large aspect ratio solid rocket motor, this model includes the igniter and burning room and nozzle. Comparing the calculation and experiment shows the correction of it. Furthermore, there are vibration and rapping during the ignition transient besides rapid pressure rising.

Key words large aspect ratio solid rocket motor; ignition transient; integrated model

固体火箭发动机长径比大于 10 称为大长径比发动机。点火瞬态性能是该类固体火箭发动机的重要性能指标,其间流场和结构载荷急剧变化,超压、点火延迟、冲击损害等现象可能导致发动机失败;飞行器级间分离对助推器点火过程有严格要求,点火冲击对级间分离和飞行器初始姿态产生扰动,客观上增加了控制系统的额外负担。根据助推器和飞行器连接方式的不同,对点火延迟和压力峰值以及振动特性也有不同要求。正确认识点火瞬态过程,是固体发动机分析与设计不可或缺的条件。

对点火瞬态过程的研究,美国伊利洛克斯大学先进发动机仿真中心(CSAR)开发的 ROCFLO 软件^[1]较为先进,它能够应用三维模型计算各种药型发动机点火瞬态过程。国内宋明德^[2]计算了二维点火瞬态过程,蹇泽群^[3]计算了一维点火瞬态过程,均获得比较满意的结果。方案设计阶段,需要快速而精确地获取不同方案条件下的固体发动机点火瞬态过程,就精度而言,二维、三维计算结果全面准确,但计算耗时太久,而一维计算结果只能反映燃烧室内工作过程。鉴于此,本文将大长径比发动机点火器、燃烧室和喷管统一考虑,对点火瞬态过程进行一体化数值仿真,以期得到适于初步设计的分析方法。

1 物理数学模型

1.1 流场计算模型

本文的研究针对某型大长径比固体火箭发动机。将其工作区间分为三段:点火器与主装药混合工作段、主装药工作段和喷管工作段,分别考虑燃气流横截面积变化和侧壁加质,主装药表面传热与流场耦合计算,以得到推进剂表面温度。

大长径比固体火箭发动机点火起动过程的主要特点是推进剂表面着火的不同步导致物理量剧烈

* 收稿日期 2004 - 06 - 29

基金项目 :国家 863 高技术项目资助(2002AA765030)

作者简介 :钟涛(1972—),男,博士生。

变化和振荡,应采用非定常分析方法。采用守恒型一维非定常 N-S 方程,不考虑壁面摩擦,假定燃气为混合均匀理想气体,则

$$\partial \mathbf{E} / \partial t + \partial \mathbf{F} / \partial X = \mathbf{G} \quad (1)$$

其中,

$$\mathbf{E} = \begin{vmatrix} \rho \\ \rho U \\ \rho e \end{vmatrix}$$

$$\mathbf{F} = \begin{vmatrix} \rho U \\ \rho U^2 + p \\ (\rho e + p)U \end{vmatrix}$$

$$\mathbf{G} = \begin{vmatrix} \rho_p A_b r + m_{ig} \\ p dA \\ \rho_p A_b r H_p + m_{ig} H_{ig} - Q \end{vmatrix}$$

$$e = p / (\gamma - 1) \rho + \frac{1}{2} U^2$$

ρ 为燃气密度, ρ_p 为推进剂密度, U 为流动速度, p 为压强, e 为能量, Q 为燃气热量损失, A_b 为燃烧面积, A 为通道截面积, m_{ig} 为点火质量流率, H_p 为推进剂焓, H_{ig} 为点火剂焓, r 为燃速。考虑升压速率对燃速的影响,经参数辨识得到瞬态燃速公式^[6]

$$a p^n + \frac{0.255 \alpha_p n}{a p^n p} \left| \frac{dp}{dt} \right|$$

其中 a 为燃速系数, n 为燃速指数, α_p 为推进剂热耗散系数。

1.2 点火流量模型

发动机采用头部点火方式。点火装置为多孔管式点火装置,点火器装药为复合固体推进剂,引燃药为高能烟火剂。

点火器流量根据模拟自由容积实验测得的压强曲线计算得到,如图 1 所示。按侧壁和前端喷口面积线性分配点火流量,侧壁火焰轴向速度为 0,前端喷口火焰速度按扩张比取定值,前端喷口火焰直接填充内孔。

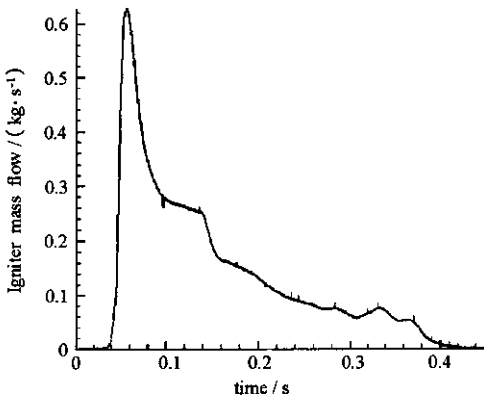


图 1 点火器质量流率

Fig. 1 Mass flow rate of igniter

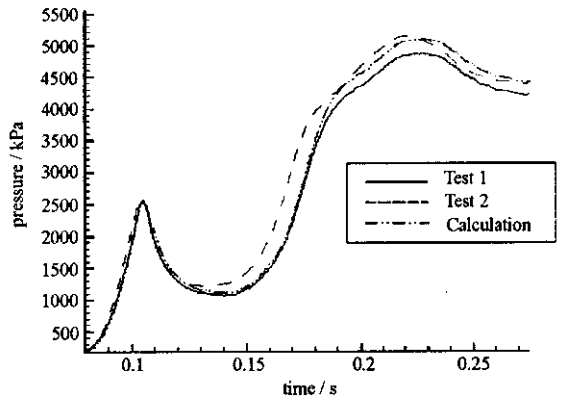


图 2 计算与实验结果对比

Fig. 2 Compare of calculation and measured results

1.3 传热模型

点火准则采用推进剂表面温度准则,即推进剂表面某点温度达到着火温度即认为该处已点火,计算所得装药表面着火过程即为火焰传播过程。考虑对流和辐射两种传热方式,壁面温度采用文献

[4]所用近似方程计算。

$$\frac{dT_{\text{wall}}}{dt} = \frac{4}{3} \alpha_p h_i^2 (T_{\text{aw}} - T_{\text{wall}})^3 \left[k (T_{\text{wall}} - T_p) \chi 2T - T_{\text{wall}} - T_p \right] \quad (2)$$

$$T_{\text{aw}} = T + bU^2/2C_p \quad (3)$$

$$h_T = h_c + h_r \quad (4)$$

$$h_c = 0.023 \cdot Pr^{-2/3} C_p (\mu/D)^{0.2} (\rho U)^{0.8} \quad (5)$$

$$h_r = C_s \sigma (T^2 + T_{\text{wall}}^2) \chi (T + T_{\text{wall}}) \quad (6)$$

其中 $b = Pr^{1/3}$ k 为推进剂热导率, T_p 为推进剂初温, h_T 为表面换热系数, h_c 为对流换热系数, h_r 为辐射换热系数, C_s 为经验系数, σ 为斯特潘—玻尔兹曼常数。

2 数值计算方法

为保证时间计算精度,采用 Van Leer 矢量通量分裂方法, NND-3 差分格式,时间和空间方向都是二阶精度,推进剂表面温度则采用四阶龙格—库塔法求解方程(2)得出。

发动机头部边界条件按照固壁边界处理,强制速度为零。喷管出口边界条件根据堵盖开闭情况分别按照固壁和开放边界处理。初始条件按实际初始条件给出。

计算空间分燃烧室和喷管两部分,燃烧室内均匀分布 101 个节点,喷管内共 33 个节点,喉部适当加密。

3 结果与分析

计算结果包含了发动机燃烧室和喷管压强、流速、密度、温度等参量随时间的变化过程。

图 2 列出了大长径比发动机两次地面试车所获头部压强—时间曲线和本模型计算曲线,测试结果与计算结果吻合较好,说明一体化计算模型计算结果具有较好的计算精度。第一个压强峰值是堵盖打开后泄压造成的,此段以前三条曲线吻合良好,表明点火器流量计算模型准确;计算所得曲线位于试验曲线之间,传热及流场模型基本合理;两条试车曲线之间明显不重合表明发动机点火过程存在散布。

图 3 表明诱导期前段,燃烧室内压强较低且相对平稳,但在喷管收敛段直到喉部出现低频压强振荡,尽管这一振荡持续时间很短,但可能会激起喷管低阶模态自由振动,造成喷管破坏。

图 4 表明诱导期后段,燃烧室内压强升高的同时,由于压缩波往复运动,压强最大值沿轴向往复运动,这种振荡会对主装药产生拍击效应,可能激起发动机低阶模态自由振动和横向抖振。

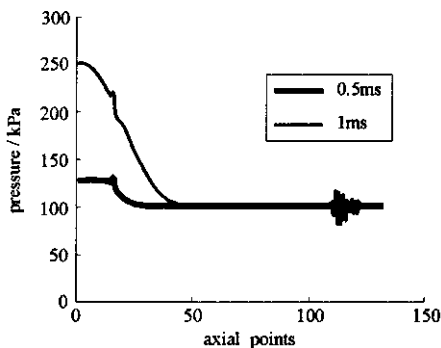


图 3 喉部振荡

Fig. 3 Vibration before throat

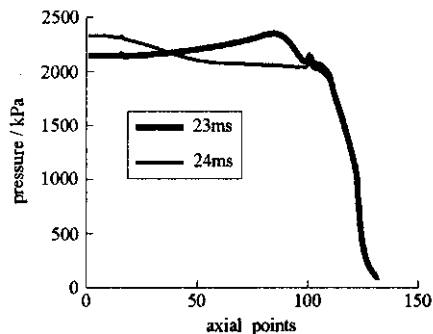


图 4 轴向压强振荡

Fig. 4 Vibrations along the axis

图 5 为燃烧室内流动速度分布,火焰传播期内,火焰前锋对应燃烧室内流动速度峰值,并且火焰前锋呈现加速趋势,这表明火焰传播以燃烧室流场内最高速度加速进行。这与文献[3]的结论相同。

图 6 表明火焰传播结束后,燃烧室内压强快速增加,沿轴向压强不再振荡。

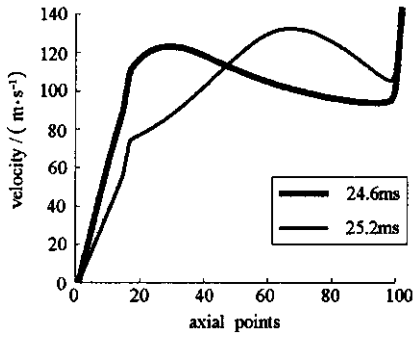


图5 燃烧室内流速

Fig. 5 Flow rate of burning room

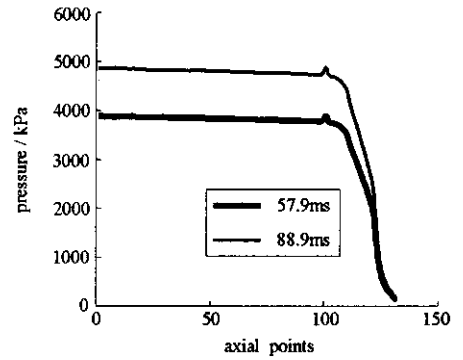


图6 燃烧室填充

Fig. 6 Filling the burning room

4 结论

(1) 计算与实验结果对比表明本文建立的点火器、燃烧室和喷管一体化点火瞬态过程一维流场计算模型正确,能较全面地反映大长径比固体火箭发动机点火瞬态过程主要特点。

(2) 大长径比固体火箭发动机点火瞬态过程中,诱导期内在燃烧室和喷管内出现低频压强振荡,这是由于沿轴向距离过长而导致物理量分布不均匀引起的,这种振荡的影响和抑制方法有待进一步研究;火焰以燃烧室内推进剂的最大流速加速传播。

(3) 试验数据表明大长径比发动机点火过程存在较大性能散布,文献[5]也说明了这一点,利用本文模型可以对点火瞬态过程性能散布原因及控制措施加以研究。

参考文献:

- [1] Alvilli P, Buckmaster J, Jackson T L, et al. Ignition-transient Modeling for Solid Propellant Rocket Motors [R]. AIAA 2000 - 3567, 2000.
- [2] 宋明德, 蹇泽群, 王敬超, 等. 固体火箭发动机点火过程内流场的二维预示[J]. 宇航学报, 1993 (4).
- [3] 蹇泽群, 何洪庆. 固体火箭发动机启动瞬变过程的预示研究[J]. 宇航学报, 1982 (4).
- [4] Luke G D. A Study of the Ignition Transient in Large Aspect Ratio Solid Rocket Motors [D]. Dissertation for Ph. D, University of California, 1996.
- [5] Hughes R. Space Shuttle Flight Support Motor No. 1 (FSM-1) Final Test Report [R]. N91 - 16064/8, 1991.
- [6] 方丁酉, 张为华, 杨涛. 固体火箭发动机内弹道学[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1997.

