

星形装药发动机点火过程数值分析*

贺 征, 顾 璇, 郜 冶, 王 革

(哈尔滨工程大学航天与建筑工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 星形是固体火箭发动机常用的装药形式, 而其点火瞬时过程对发动机能否正常工作起着极为重要的作用。文中以 Fluent 软件为计算平台, 采用 UDF 编译来实现点火燃气和推进剂燃气的质量、动量、能量向燃烧室的注入, 结合 $k-\epsilon$ 两方程湍流模型、 $P-l$ 辐射模型对某有堵盖的星形装药固体火箭发动机的点火瞬态过程进行三维数值计算。计算结果预示了各时刻下星形装药发动机燃烧室内的流场状态变化、火焰在星角内和轴向的传播规律。

关键词: 星形装药; 点火瞬时过程; $P-l$ 辐射模型

中图分类号: V435 文献标志码: A

Numerical Analysis of Ignition Process for Star-shaped Charge Motor

HE Zheng, GU Xuan, GAO Ye, WANG Ge

(College of Aerospace and Civil Engineering, Harbin Engineering University, Harbin 150001, China)

Abstract: The star shape is a common charge type for use in solid rocket motor. Its ignition transient process plays an important role in determining whether a solid rocket motor can work normally. Fluent software was used as a calculation platform, and its UDF compiler was used to inject mass, momentum and energy of ignition gas and propellant gas into chamber. Combining with $k-\epsilon$ two-equation turbulence model and $P-l$ radiation model, the 3-D numerical simulation of ignition transient process of some solid rocket motor with star-shaped charge and a cove was conducted. The results foreshow the flow field change in the star-shaped change motor chamber and flame-spreading law in the star corner and longitude over time.

Keywords: star-shaped charge; ignition transient process; $P-l$ radiation model

0 引言

星形装药药形复杂, 其内部燃气流场的研究较为困难, 特别是在点火瞬态过程中, 星角内的流场状态以及火焰传播。文中在对发动机点火瞬态过程进行简化的基础上, 利用流体计算软件 Fluent 对其进行数值计算, 总结了点火瞬态过程的压强、推进剂燃烧表面温度变化、流场以及火焰传播规律。

1 模型简化及数学模型建立

1.1 模型简化

1) 点火过程中, 燃烧室容积为常数, 即为初始容积;

2) 不考虑侵蚀燃烧的影响;

3) 忽略两相流的影响, 燃烧气体服从理想气体方程;

4) 计算过程中, 认为推进剂的化学反应在推进剂源相加质的一薄层内进行完全, 在燃烧室内各种气体组分的成分不再发生变化;

5) 假定固体推进剂具有恒定的热传导系数;

6) 推进剂点燃判据: 推进剂初始温度为 300K, 在点火燃气与其之间的对流、辐射以及自身的导热的共同作用下, 当推进剂表面温度达到 800K 时^[1], 认为推进剂被点燃。

1.2 数学模型

守恒方程的通用形式为:

$$\frac{\partial(\rho\phi)}{\partial t} + \text{div}(\rho U\phi) = \text{div}(\Gamma_\phi \text{grad}\phi) + S_\phi \quad (1)$$

* 收稿日期: 2008-08-25

作者简介: 贺征(1978-), 男, 山东济南人, 讲师, 博士研究生, 研究方向: 火箭发动机。

式中： φ 为通用变量，可以代表 u, v, w, T 等求解变量； Γ_φ 为广义扩散系数； S_φ 为广义源相。

状态方程：

$$P = \rho RT \quad (2)$$

方程中： u, v, w 分别为笛卡尔坐标系下各个方向的速度分量。 ρ, T, p, μ, K 分别为气体的密度、温度、压强、动力粘性系数和热传导率。 R 为气体常数， γ 为比热比， Re 为雷诺数。

对于固体推进剂，考虑点火瞬态过程的突发性和瞬时性，认为在此期间内热传导只在一个薄层内进行，故可将模型等效于半无限大区域的一维瞬态传热过程。假定药柱内无内热源，固相推进剂与气相点火燃气的能量守恒方程^[2]为：

$$\frac{d}{dn} \left[\lambda_p \frac{dT_p}{dn} \right] - \rho_p C_p r \frac{dT_p}{dn} + Q_p = 0 \quad (3)$$

式中： λ_p 为推进剂的导热系数，文中认为是常数； T_p 为推进剂的温度； ρ_p 为推进剂密度； C_p 为推进剂比热容； r 为推进剂燃速； Q_p 为单位体积推进剂在单位时间内固相反应所放出的能量； n 为推进剂的外法线方向。

辐射模型采用 $P-l$ 模型，假设各向同性散射，其计算方程为：

$$-\nabla \cdot q_r = aG - 4\sigma T_g^4 \quad (4)$$

式中： q_r 为辐射热通量； a 为吸收系数； G 为入射辐射； σ 为斯蒂芬-玻尔兹曼常数，详见文献^[3]。

1.3 计算模型及边界设置

考虑星形装药发动机模型的对称性，文中只对发动机半个星

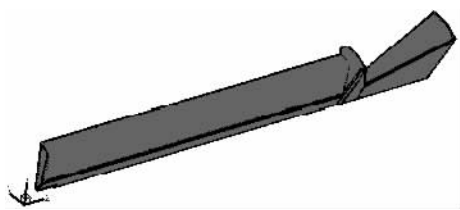


图 1 计算模型

角内点火瞬态过程的流场状态进行数值模拟。计算模型如图 1 所示。

边界条件设置如下：

点火燃气入口在发动机头部区域，推进剂被点燃所生成的燃气(以下称为主燃气)，通过编译 UDF 子程序将点火燃气的质量、动量和能量注入燃烧室；

当推进剂表面达到点燃温度被点燃后，推进剂燃烧所产生的质量、动量和能量注入流场，这通过源项的形式进行计算^[4]。

质量源项表达式：

$$\dot{m} = \rho_p r A \quad (5)$$

则动量源项为：

$$\dot{m}v = \rho_p r A v \quad (6)$$

式中， $v = -r \frac{\rho_p}{\rho_g}$ (径向)。

能量源项为：

$$\dot{m}h = \rho_p r A c_p T_g \quad (7)$$

式中： A 为推进剂点燃面积； p 为燃烧室压力， c_p 为燃气的定压比热， T_g 为燃气温度， r 为燃速 $r = ap^n$ ，其中 a 为常数。

考虑固体推进剂的换热，推进剂加质区域外法线方向表面薄层设置为固体区域，其导热系数设置为一定值。

喷管出口：未达到堵盖打开压强时，为绝热固壁；当达到堵盖打开压强时，为压力出口，压力设置为外界大气压，温度为外界大气温度，文中分别取为 101325Pa 和 300K。

对称边界：两侧面设置为对称边界。

2 计算结果及分析

点火过程主要分为点火滞后期(tig1)，火焰传播期(tig2)和燃气充填期(tig3)^[5]。从图 2 中看出，堵盖打开时刻，大概在 11.3ms 左右。堵盖打开后，喷管喉部区域的压力有所下降；由于燃气的不断注入和喉部的壅塞，燃烧室头部压力是在约 13ms 时刻，才出现下降趋势，但是下降的幅度并不大。

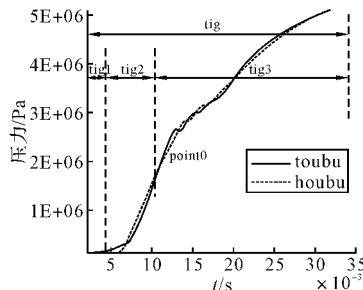


图 2 燃烧室压强-时间曲线

2.1 点火滞后期 tig1

点火滞后期即点火器开始工作到推进剂表面首次被点燃所用的时间。在这一阶段，燃烧室压力并没有发生很大改变。而发动机头部区域的温度

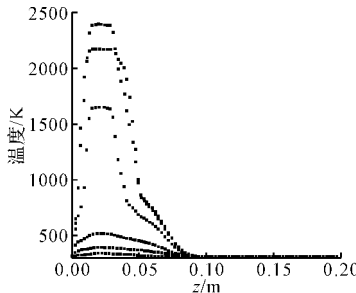


图 3 2.4ms 推进剂表面轴向不同位置的温度值

却发生很大改变。不同时刻的等温线图如图 3 所示。

在这一阶段,点火器出口附近区域温度迅速上升。在 2.4ms 时刻,星根一区域的推进剂温度已经达到点火温度,在发动机头部 0.05m 附近推进剂首先被点燃。

2.2 火焰传播期 tig2

对于固体火箭发动机点火瞬态整个过程来讲,火焰传播期是流场状态变化最为剧烈,流场各参数变化最为不均匀的一个阶段。在这一阶段,包括火焰在星角和轴向两个方向的整个传播过程以及压力、温度的迅速上升过程。

推进剂表面温度随时间的变化情况如图 4 所示。火焰在星角及轴向的传播过程可以分为两个阶段:第一阶段,主要靠点火燃气的作用,火焰在这一阶段的传播

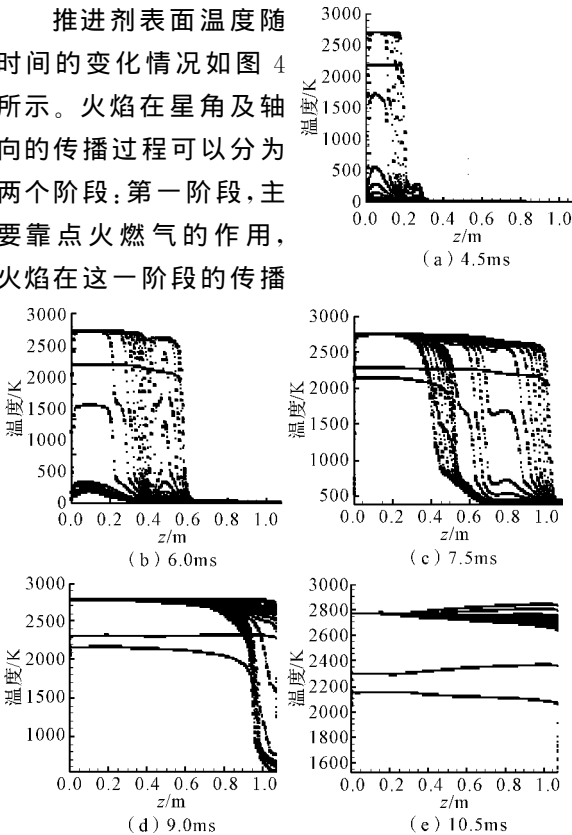


图 4 不同时刻推进剂表面不同点的温度主要集中在点火器所对应的区域,完成了这个区域的星角内的传播过程,这一阶段的结束时间在 7.5ms 左右。在第二阶段,头部推进剂已经被完全点燃,火焰传播受到点火燃气和由于推进剂被点燃而注入燃烧室的燃气的双重作用。这一阶段火焰在星角内和轴向同步进行。在 10.5ms 左右推进剂完全被点燃。

火焰传播期燃烧室温度场的变化如图 5 所示。在点火燃气和主燃气的共同作用下,燃烧室的温度开始在轴向方向存在很大的差距,而发动机头部星角内的温度则迅速升高,这是因为这个

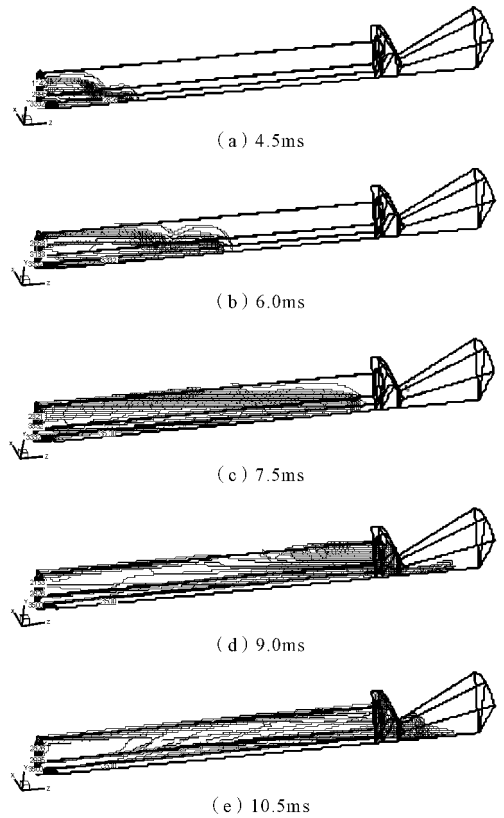


图 5 火焰传播期不同时刻燃烧室的温度分布图 阶段点火燃气的加热和充填作用仍占主导地位。随着时间的增大,点火燃气的作用逐渐减弱,而主燃气的作用逐渐加强,使得整个燃烧室的温度迅速升高,并在轴向方向趋于均匀。

为了更形象地了解推进剂被点燃的整个过程,图 6 中仅仅给出了主燃气的流线,点火燃气的流线在主燃气的影响下,逐渐向轴向方向靠近,这也使轴线附近的温度在这一阶段高于燃烧室其它部分的温度。

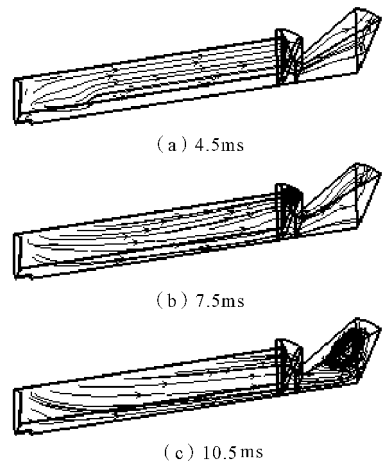


图 6 火焰传播期不同时刻燃烧室流线图

2.3 燃气充填期 tig3

在发动机点火瞬态过程中,燃气充填期相对点火滞后期和火焰传播期来讲,燃烧室内各参数及流场状态是最稳定的一个阶段。在燃气充填

期末期,燃烧室内的温度已经达到均匀稳定,压力也一直保持均匀同步上升。在燃气充填期,最为显著的变化就是燃烧室的压力在主燃气的作用下不断上升至工作压力,即燃烧室达到平衡状态,温度基本保持火焰传播阶段末期的状态。

3 结论

1)在整个点火瞬态过程中,火焰传播期是燃烧室流场状态和流场内各参数变化最为剧烈的一个阶段,这个阶段在完成火焰传播过程的同时,燃烧室温度由轴向存在很大差距的状态逐渐趋于稳定均匀,压力稳定上升。

2)火焰传播过程首先在发动机头部星角内完成,而后在点火燃气和主燃气的共同作用下,向发动机其它部分传播。

3)堵盖打开后,由于燃气的不断注入和喉部的壅塞,燃烧室压力并没有马上出现下降趋势,

(上接第 87 页)

由图 6 可以看出,偏移时间越小,则成功导引概率越大,当偏移时间为 0 时,理论成功导引概率为 1。由图 7 可以看出,实际情况下,成功概率并不严格随偏移时间的减小而增大,这是因为实际情况下,存在影响成功概率的干扰。但是总体的变化趋势是和理论成功概率相同的。比较图 6 和图 7 可以看出,实际情况下的成功概率曲线与理论成功概率曲线拟合的较好,证明了所推导公式的合理性。由图 6 可以直观地看出,通过修正时间窗的宽度,能够提高成功导引概率。例如,欲使成功概率提高到 0.85,则时间窗宽度应该缩小至 $[-1.5, 1.5]$ 。

4 结论

在相控阵雷达资源调度算法中,时间窗根据目标特性和事件工作方式动态设置对于优化调度算法,提高调度效率很大。文中在分析时间窗相关因素的基础上,建立了雷达事件时间窗的动态模型,推导出求解时间窗的公式,对于工程应用有一定的借鉴作用。根据建立的垂直发射舰空导弹雷达导引模型,分析了资源调度时间窗在其中的作用,建立了导引成功概率,并修正了时间窗宽度。最后通过仿真验证了合理性。但是,实际情况下,存在很多影响成功导引概率的干

而是延迟一段时间以后,才有所降低,但是降低幅度很小。

参考文献:

- [1] 独娟子,余贞勇,何景轩. 固体推进剂点火温度试验研究[C]// 中国宇航学会 2007 年固体火箭推进第 24 届年会论文集,2007:627-629.
- [2] 陈君涛,蹇泽群,陈林泉. 固体火箭发动机点火瞬时内流场轴对称数值分析[J]. 固体火箭技术,2004,27(3):173-176.
- [3] R Siegel, J R Howell. Thermal radiation heat transfer[M]. Washington DC : Hemisphere Publishing Corporation, 1992:116-124.
- [4] 万俊华,郜冶,夏允庆. 燃烧理论基础[M]. 哈尔滨:哈尔滨船舶工程学院出版社,1992:338-340.
- [5] Ciucci A. Analysis of ignition and flame spreading in the space shuttle head-end star grain[C]// Joint Propulsion Conference and Exhibit,1992,28th,10-12.

扰。没有充分考虑这些干扰的影响是文中的缺点。因此,下一步的工作是得到考虑干扰情况下的成功导引概率公式。

参考文献:

- [1] 谭显裕. 舰载导弹垂直发射的优点及其技术发展[J]. 国外舰船技术,2001(10):31-35.
- [2] 张光义. 相控阵雷达系统[M]. 北京:国防工业出版社,1994:1-9.
- [3] 曾光. 多功能相控阵雷达自适应调度算法研究及应用[D]. 长沙:国防科技大学,2003.
- [4] Huizing A G, Bloemen A F. An efficient scheduling algorithm for a multifunction radar[C]//IEEE Radar Conference. US:IEEE,1996:359-364.
- [5] A J Orman, C N Potts, A K Shahani, et al. Scheduling for a multifunction phased array radar system[J]. European Journal of Operational Research, 1996,90(1):13-25.
- [6] 季明刚,张友益. 多功能相控阵雷达资源综合调度算法研究[C]//电子技术学术委员会 2006 年学术年会电子技术学术论文集,2006:309-317.
- [7] 卢建斌,胡卫东,郁文贤. 多功能相控阵雷达实时任务调度研究[J]. 电子学报,2006(4):732-736.
- [8] H-O Jonsson, G Malmberg. Optimal thrust vector control for vertical launch of tactical missiles[R]. AIAA 82-4020
- [9] 张有济. 战术导弹飞行力学设计[M]. 北京:宇航出版社,1996:240-243.