

文章编号: 1000 8055(2008)10 1944-05

大过载下固体火箭发动机内弹道计算

郭颜红, 梁晓庚, 陈 斌
(中国空空导弹研究院, 洛阳 471009)

摘 要: 大过载会对固体火箭发动机装药燃烧产生很大的影响。采用基于加速度的装药燃速增强模型, 通过水平集(Level set)算法对非均匀燃速下的复杂燃面非平行层推移过程进行计算, 得到了大过载下的内弹道性能。计算结果表明: 过载对发动机内弹道影响不大, 在过载作用方向上装药燃速增加, 可能导致装药出现偏烧, 绝热层提前暴露, 造成该处烧蚀加剧。

关 键 词: 固体火箭发动机; 内弹道; 过载; 水平集算法

中图分类号: V435 11

文献标识码: A

Internal ballistics calculation of solid rocket motor under high overload

GUO Yan hong, LIANG Xiao geng, CHEN Bin

(Airborne Missile Academy, Luoyang 471009, China)

Abstract: High overload yields great influence on the grain combustion of SRM (solid rocket motor) in working process. Under nonuniform combustion of grain, a nonparallel combustion model of complicated grain was developed. The level set method was applied to calculate burning face location and internal ballistics property at different intervals. The computed results show that overload has little effect on SRM internal ballistics, since local burning rate of grain increases greatly in overload direction, leading to exposure of thermal protection layer in high temperature gas and enhanced erosion in this position.

Key words: solid rocket motor (SRM); internal ballistics; overload; level set method

现代高性能空空导弹具有很高的加速与机动能力, 这就要求其发动机在大过载作用下仍能稳定工作。大过载对发动机工作过程的影响集中表现在两个方面: 一是燃烧室内部凝相粒子对装药表面的轰击和偏聚, 受到影响的装药燃烧部位燃速增加, 装药燃面平行层燃烧规律被打破, 即使在相同压强下, 装药不同部位的燃速受粒子运动的影响差异很大, 流场、燃面、燃烧呈现明显的三维特征, 导致发动机工作压强和推力异常增加, 影响发动机的工作安全和导弹的飞行控制。二是由于装药燃面燃速不均匀, 有些部位的装药提前烧完, 热防护层暴露在高温、高速燃气流中的时间大于设计值, 尤其是在大过载作用下, 凝相粒子偏

聚、堆积在热防护层上, 使得热防护层在较短时间内失效, 发生故障。因此有必要对大过载条件下发动机的工作过程进行研究, 而设计人员首先关注的便是大过载下的内弹道性能。

对于内弹道的燃面计算方法, 目前国内使用的固体火箭发动机推进剂燃面算法存在着对于复杂装药燃面计算精度不够, 通用性和适应性不强等缺陷。而国外现已普遍开展了使用界面追踪方法对固体火箭发动机装药燃面计算的研究。特别是水平集方法已经较好地运用在固体推进剂装药燃面计算中, 提高了对固体火箭发动机的性能预示精度, 拓展了燃面计算方法的通用性。所以很有必要研究这种新方法, 提高我国固体发动机的装

收稿日期: 2007 09 26; 修订日期: 2008 02 15

基金项目: 国家重点基础研究发展计划(2005CB724100)

作者简介: 郭颜红(1969-), 男, 河南孟津人, 研究员, 博士, 研究方向为空空导弹发动机设计及仿真。

药设计和性能分析能力.

1 过载作用下的推进剂燃烧模型

实验表明, 在过载(加速度场)作用下推进剂的燃烧过程会发生很大变化, 这主要是由加速度产生对燃烧火焰区, 特别是临近固相的高密低速区的惯性压缩造成的. 由于火焰区压缩会引起火焰投射距离减小, 从而对燃面热反馈增大, 使质量流增大, 并导致燃速增大. 根据 Greatrix^[14] 等建立的燃速增大模型, 加速度作用下的质量流增量可定义为

$$G_{a0} = \frac{a_n p}{r_b} \frac{X_f}{RT_f} \frac{r_0}{r_b} \tag{1}$$

a_n ——法向加速度(m/s^2);
 p ——当地静止压力(Pa);
 r_b ——总的燃速(m/s);
 r_0 ——基础燃速(m/s);
 R ——气体常数($\text{J/(kg} \cdot \text{K)}$);
实验还表明, 加速度方位角 ϕ 对燃速的影响非常显著

$$\phi = \cos^{-1}(\cos \phi_{\text{ong}} \cos \phi_{\text{lat}}) \tag{2}$$

ϕ_{ong} ——轴向加速度方位角;
 ϕ_{lat} ——侧向加速度方位角;
加速度方位角为 ϕ 时的加速质量流分量 G_a ($\text{kg/s} \cdot \text{m}^2$) 计算如下:

$$\phi_0 = \tan^{-1} \left[K \left(\frac{r_0}{r_b} \right)^3 \tan \phi \right]$$
$$G_a = G_{a0} \cos^2 \phi_0 \tag{3}$$

K ——方位修正系数, 由试验知可取为 8;
 ϕ_0 ——位移角;
 G_{a0} —— a_1 (轴向加速度)为 0 时的 G_a 值($\text{kg/s} \cdot \text{m}^2$);
定义热流系数 β 和基础燃速 r_0 时的参考热流系数 β_0

$$\beta = \frac{c_p(T_f - T_s)}{C_s(T_s - T_i) - \Delta H_s - Q_{\text{imp}}/(\rho_s r_b)} \tag{4}$$

$$\beta_0 = \frac{c_p(T_f - T_s)}{C_s(T_s - T_i) - \Delta H_s} \tag{5}$$

c_p ——气体比定压热容($\text{J/(kg} \cdot \text{K)}$);
 C_s ——推进剂比热容($\text{J/(kg} \cdot \text{K)}$);
 T_f ——火焰温度(K);
 T_s ——推进剂表面温度(K);
 T_i ——推进剂初始温度(K);
 ρ_s ——推进剂密度(kg/m^3);
 ΔH_s ——净表面热反馈(J/kg);
 Q_{imp} ——粒子打击燃面的热增量.

定义基础燃速 r_0 时的参考能层厚度 $X_f = \delta_0$ (m)

$$\delta_0 = \frac{\kappa}{\rho_s r_0 c_p} \ln[1 + \beta_0] \tag{6}$$

κ ——气体热传导系数($\text{W/(m} \cdot \text{K)}$);
则有

$$G_{a0} = \frac{a_n p}{r_b} \frac{\delta_0}{RT_f} \frac{r_0}{r_b} \tag{7}$$

最终可得到总的燃速方程为

$$r_b = \frac{\beta(r_b + G_a/\rho_s)}{\exp[c_p \delta_0 (\rho_s r_b + G_a)/\kappa] - 1} \tag{8}$$

该方程左右两端都有 r_b , 必须通过迭代求解. 由上式可知, 当存在粒子打击燃面的附加传热 Q_{imp} 时, 当地燃速会增加.

2 水平集法燃面推移计算

2.1 水平集法控制方程

水平集方法把随时间运动的物质界面看作某个函数 $\varphi(x, t)$ 的零等值面, $\varphi(x, t)$ 满足一定的方程. 在任意时刻, 在每个时刻 t , 只要求出 $\varphi(x, t)$ 的值, 就可以知道其等值面的位置, 也就是运动界面的位置, 然后再去求解主场物理量的控制方程. 这样, 就避免了显式地追踪活动界面(即物质界面), 提高了追踪复杂界面的能力^[5].

构造函数 $\varphi(x, t)$, 使得在任意时刻, 运动界面恰是 $\varphi(x, t)$ 的零等值面, 即

$$\Gamma(t) = \{x \in \Omega: \varphi(x, t) = 0\} \tag{9}$$

$\varphi(x, t)$ 的初值应满足在 $\Gamma(t)$ 附近为法向单调, 在 $\Gamma(t)$ 上为零. 一般可取 $\varphi(x, t)$ 为 x 点到界面 $\Gamma(0)$ 的符号距离

$$\varphi(x, 0) = \begin{cases} d(x, \Gamma(0)) & x \in \Omega \\ 0 & x \in \Gamma(0) \\ -d(x, \Gamma(0)) & x \in \Omega^c \end{cases} \tag{10}$$

为了保证在任意时刻函数 φ 的零等值面就是活动界面, φ 要满足一定的控制方程. 即在任意时刻 t , 对于活动界面 $\Gamma(t)$ 上的任意点 x , $\varphi(x, 0) = 0$, 从而得到如下的 Level set 方程

$$\frac{d\varphi}{dt} = \frac{\partial \varphi}{\partial t} + V \cdot \Delta \varphi = 0, V = \frac{dx}{dt} \tag{11}$$

也可写成如下形式

$$\varphi + F \cdot |\Delta \varphi| = 0 \quad x \in \Omega \tag{12}$$

上式中 F 为界面的法向运动速度.

2.2 控制方程数值求解方法

水平集算法中, 运动曲面的分析很大一部分依赖于偏微分方程的求解. 如果速度 F 仅是 x 和 t 的函数时, 方程(12) 则为 Hamilton Jacobi 型方

程,即可写为

$$\varphi_i + H(\Delta \varphi) = 0 \tag{13}$$

本文中为了获取较高的空间精度,采用五阶 WENO 格式对空间项进行离散,采用三阶 TVD Runge-Kutta 方法来提高求解过程中时间的离散精度^[6].

2.3 重新初始化算法

数值计算过程中,要始终保持 $\varphi(x, t)$ 始终是 x 点到界面 $\Gamma(t)$ 的符号距离,即要求 $\varphi(x, t)$ 在任意时刻 t 满足(10)式.

随着时间的推移,由于初值方法的内在效应,即使只进行了几个时间步求解, $\varphi(x, t)$ 将不再满足(10)式定义的符号距离了. 为了保持它的这一良好性质,必须采用一个所谓重新初始化(Reinitialization)的手段,也就是改造 $\varphi(x, t)$, 使其重新成为 x 点到界面 $\Gamma(t)$ 的符号距离.

这里引入一种通过求解 Hamilton-Jacobi 方程来得到新的水平集函数 $\varphi(x, t)$ 的较好方法.

$$\begin{cases} d\tau + S(d_0)(|\Delta t| - 1) = 0 \\ d(x, 0) = d_0(x) = \varphi(x, t) \end{cases} \tag{14}$$

上述方程的解就是到界面的最佳符号距离.

3 算例及结果分析

应用水平集算法计算发动机装药燃面时,可将装药燃面看为推进剂和发动机燃烧室空腔两种不同物质的分界面,根据式(10)式的定义,假设在推进剂内部水平集函数 $\varphi(x, 0) > 0$, 在推进剂外部的发动机空腔 $\varphi(x, 0) < 0$, 而在推进剂燃面上 $\varphi(x, 0) = 0$. 这样,就将装药燃面定义为所要追踪的界面,可以通过水平集法准确地计算燃面的推移情况和每个时刻速度、燃面的准确位置和形状,从而计算出平衡压强、燃面面积和燃面加质总量.

装药由两种不同燃速的推进剂构成,可由表 1 中的 9 个结构参数定义.

表 1 装药结构参数

Table 1 Grain structural parameter

结构参数	数值
一级星孔装药长度/mm	400
过渡段装药长度/mm	100
二级圆柱装药长度/mm	300
一级星孔装药内孔半径/mm	25
二级圆柱装药内孔半径/mm	25
一级星孔装药星角数	6
一级星孔装药星边夹角/(°)	45
一级星孔装药星角顶端半径/mm	50
一级星孔装药星角圆弧半径/mm	8

算例中推进剂参数如表 2 所示:

表 2 推进剂参数

Table 2 Propellant parameter

推进剂参数	数值
推进剂密度/(kg/m³)	1 715. 0
推进剂比热容/(J/(kg·K))	1 400
推进剂表面温度/℃	527
铝粉 Al 含量/%	10
AP 含量/%	65
推进剂初温/℃	20
低燃速推进剂参考燃速/(m/s)	0. 009
高燃速推进剂参考燃速/(m/s)	0. 012
燃速压强指数	0. 35
燃速参考温度/℃	23
推进剂温度敏感系数	0. 001 2
燃速参考压力/MPa	6

图 1 所示图像序列为水平集法计算的无过载条件下的三维星型装药燃面推移.

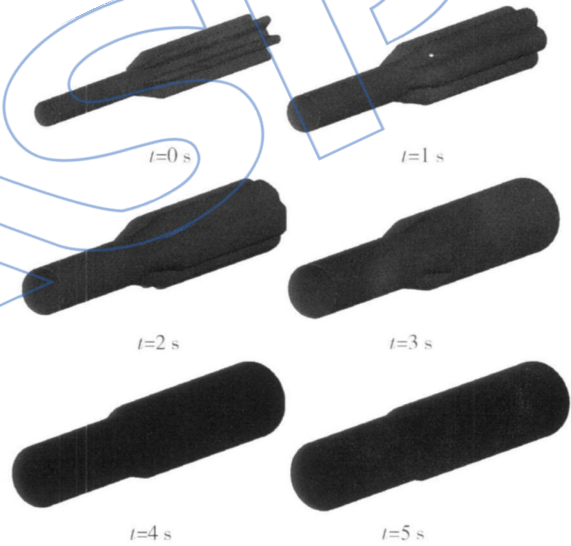


图 1 无过载三维星型装药燃面推移
Fig 1 Burning face proceeding of 3-D star grain without overload

图 2 所示图像序列为水平集法计算的平面过载工况下三维星型装药燃面推移.

如图 3 所示, 过载作用方向上侧燃面燃速增加, $t = 4.6\text{ s}$ 时刻前段圆柱装药上侧开始燃完, 发动机总工作时间为 6.0 s . 也就是说, 发动机在工作结束前 1.4 s 出现偏烧, 绝热层提前暴露, 可能导致该处烧蚀加剧.

图 4、图 5 和图 6 分别为水平集法计算的无过载和有过载工况下的平衡压强曲线、燃面面积曲线和燃面加质总量曲线(无过载的曲线用虚线

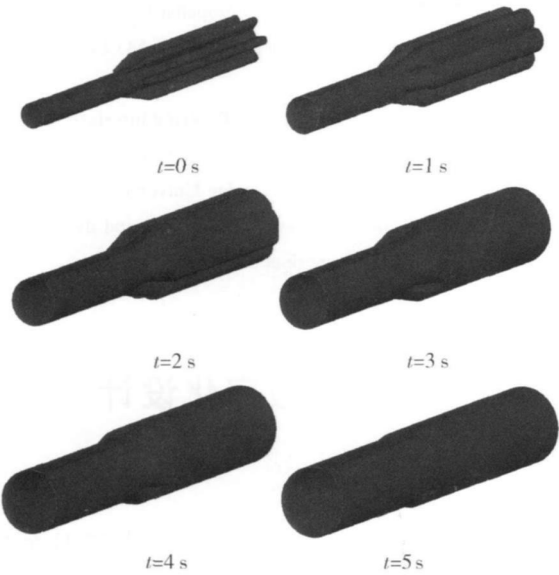


图 2 平面过载下三维星型装药燃面推移
Fig. 2 Burning face proceeding of
3-D star grain with plane overload

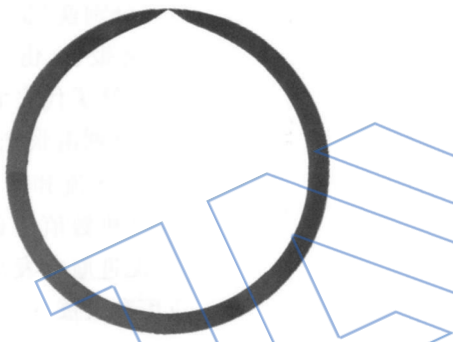


图 3 $t=4.6$ s 时侧视图
Fig. 3 Burning face location at time=4.6 s

表示, 有过载的曲线用实线表示).

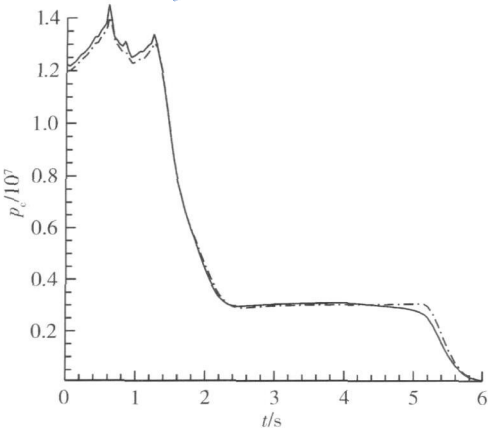


图 4 平衡压强曲线
Fig 4 Pressure curve

从图 4 至图 6 可以看出, 燃烧初始阶段, 受加速度影响, 大过载下平衡压强、燃面面积和燃面加

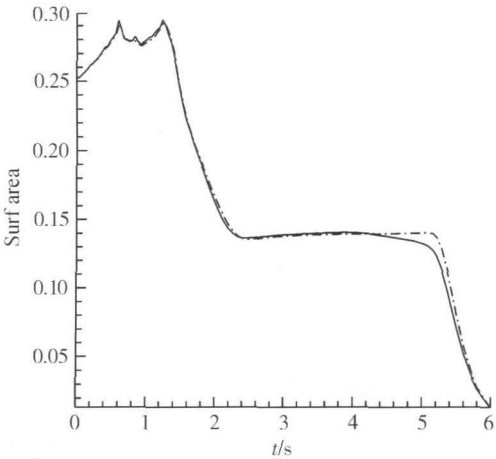


图 5 燃面面积曲线
Fig. 5 Burning surface area curve

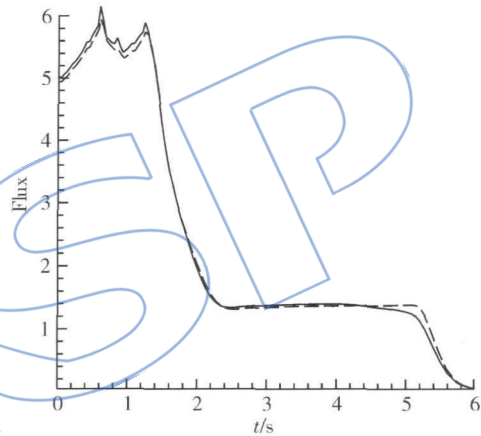


图 6 燃面加质总量曲线
Fig. 6 Burning surface flux curve

质总量均大于无过载的. 另外, 在 $t=4.6$ 时刻前端圆柱装药上侧开始燃完, 有过载的曲线开始下降, 其平衡压强、燃面面积和燃面加质总量低于无过载的.

4 结 论

采用水平集(Level set) 算法可以对非均匀燃速下的复杂燃面非平行层推移过程进行计算, 从而得到大过载下的内弹道性能. 计算结果表明: 过载对发动机内弹道影响不大, 在过载作用方向上装药燃速增加, 可能导致装药出现偏烧, 绝热层提前暴露, 造成该处烧蚀加剧.

参考文献:

[1] Greatrix D R. Parametric analysis of combined acceleration effects on solid propellant combustion[J]. Canadian Aeronautics Space J, 1994, 40 (2): 68 73.
[2] Greatrix D R. Acceleration-based combustion augmentar

- tion modeling for non cylindrical grain solid rocket motors [R]. AIAA Paper 95-2876.
- [3] Greatrix D R. Internal ballistic model for spinning star grain motors[J]. Journal of Propulsion and Power, 1996, 12(3): 612-614.
- [4] 郭彤, 侯晓. 加速度对丁羟推进剂燃速影响的研究[J]. 火炸药学报, 2001, 24(1): 30-32.
- GUO Tong, HOU Xiao. Study of the acceleration effects on the burning rate of HTPB propellant[J]. Chinese Journal of Explosives & Propellants, 2001, 24(1): 30-32. (in Chinese)
- [5] Sethian J. Level set methods: Evolving interface in geometry, fluid mechanics, computer vision and material science[M]. U. S: Cambridge University Press, 1996.
- [6] Osher S, Fedkiw R. Level set methods and dynamic implicit surfaces[R]. Springer, 2002.

中国航空学会第一届航空发动机数值仿真与数字化设计 学术交流会在京召开

中国航空学会第一届航空发动机数值仿真与数字化设计学术交流会议于2008年9月23日至25日在北京航空航天大学召开。会议由航空发动机数值仿真研究中心承办, 15个单位60多名代表参加了此次会议。航空学会动力分会总干事、仿真中心副主任桂幸民教授主持开幕式, 航空工业集团公司科技委副主任、仿真中心主任、动力分会主任刘大响院士致开幕辞, 航空工业集团发动机公司杜兵劳部长、航空学会王晓舟部长到会讲话。

开幕式结束后, 沈阳发动机设计研究所张光星副总师和天舟公司彭旭总经理分别就“航空发动机数字化设计技术综述”和“航空发动机仿真集成管理平台CANSSF的研究”作了大会报告, 仿真中心金捷副总师, 对航空发动机数值仿真研究中心的研究进展和展望做了详细的介绍, 并回答了代表们的提问。

大会组织了分会场交流, 分为系统与数字化、叶轮机和燃烧与传热三个会场, 分别由张光星、桂幸民和金捷同志主持。与会代表都根据各自的专业研究方向参加了各个分会场的论文交流和研讨。会议共收录了20多个单位的76篇论文, 出版了论文集。此次会议反映了近年来航空发动机数值仿真和信息化新技术和发展趋势, 总结了航空发动机数值仿真和信息化技术的研究成果, 起到促进航空发动机数值仿真和信息化科学技术进步的作用, 推动航空发动机数值仿真和信息化技术的应用和发展。



大会会场



刘大响院士



航空工业集团发动机公司杜兵劳部长



航空学会王晓舟部长



仿真中心副主任桂幸民教授



沈阳发动机设计研究所张光星副总师