

文章编号: 1000-8055(2023)02-0504-09

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210442

动态横向过载对固体火箭发动机内弹道的影响

田忠亮, 李军伟, 贺业, 王宁飞

(北京理工大学 宇航学院, 北京 100081)

摘 要: 为研究动态横向过载下固体火箭发动机(SRM)的内弹道特性,进行了某三组元复合推进剂在 $-50g\sim 50g$ 过载加速度下的燃速测量,结合 Greatrix 多参数模型建立了该推进剂的过载燃速模型;基于此模型,对管内孔燃烧装药进行了横向过载下的燃面退移模拟,建立了动态横向过载下大长径比发动机的内弹道计算模型。结果表明:过载对该推进剂燃速影响存在一个角度阈值,负角度过载影响很小;瞬间一个横向过载会使燃烧室压强发生跃迁,在 $100g$ 过载下,压强增加 8% 左右,过载消失,压强骤降;若受横向过载时间间隔一定, $100g$ 过载下导弹后作机动飞行($t=12\sim 15\text{ s}$)比先机动飞行($t=3\sim 6\text{ s}$)压强变化幅值小 1% ,对飞行更有利。

关 键 词: 复合推进剂;燃速;动态;横向过载;内弹道;跃迁

中图分类号: V435

文献标志码: A

Influence of dynamic lateral overload on internal ballistics of solid rocket motor

TIAN Zhongliang, LI Junwei, HE Ye, WANG Ningfei

(School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: In order to study the internal ballistic characteristics of the solid rocket motor(SRM) under dynamic lateral overload, the burning rate measurement of a three-component composite propellant under $-50g\sim 50g$ overload acceleration was carried out, and the overload burning rate model of the propellant was established by combining with the Greatrix multi-parameter model; based on this model, the combustion surface retreat of tubular inner hole combustion grain under lateral overload was carried out, and the internal ballistic calculation model of large aspect ratio SRM under dynamic lateral overload was established. Results showed that there was an angular threshold for the influence of overload on the burning rate, and the influence of negative angular overload was small; an instantaneous lateral overload made the combustion chamber pressure jump, under $100g$ overload, the pressure increased by about 8% , the overload disappeared and the pressure dropped suddenly; if the time interval of lateral overload was fixed, the pressure change amplitude of maneuvering flight after $100g$ overload ($t=12\sim 15\text{ s}$) was 1% smaller than that of maneuvering flight first ($t=3\sim 6\text{ s}$), which was more favorable for flight.

Keywords: composite propellant; burning rate; dynamic; lateral overload; interior ballistic; transition

近些年来,导弹向高速、高机动方向发展,在起飞加速、高过载机动飞行时受到载荷作用严重影响到工作过程,导致燃烧室压强异常。目前,

国内外研制的大型助推器在高空工作时大都出现了内弹道异常情况^[1],使得对高过载下固体火箭发动机工作特性的研究尤为重要,特别是针对发

收稿日期: 2021-08-12

作者简介: 田忠亮(1997—),男,硕士生,主要从事过载下发动机内弹道特性研究。

通信作者: 李军伟(1978—),男,副教授、博士生导师,博士,主要从事固体火箭发动机不稳定燃烧、液体微尺度燃烧、固体火箭发动机设计与仿真研究。E-mail: david78lee@sina.com

引用格式: 田忠亮,李军伟,贺业,等. 动态横向过载对固体火箭发动机内弹道的影响[J]. 航空动力学报, 2023, 38(2): 504-512. TIAN Zhongliang, LI Junwei, HE Ye, et al. Influence of dynamic lateral overload on internal ballistics of solid rocket motor[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(2): 504-512.

动机在高空中受到动态过载, 对其内弹道特性进行有效地预示, 对新型战术导弹的研制具有重要意义。

高过载环境中, 固体推进剂燃速会发生变化, 国内外学者对此进行了大量试验研究。其中, Glick 等^[2]、Baker 等^[3]、Northam 等^[4]根据测得的燃速变化规律以及拍摄到的过载条件下铝粉在推进剂表面团聚, 建立了多个物理模型。Fuchs 等^[5]对端羟基聚丁二烯(HTPB)研究发现推进剂燃速随着加速度的增大而提高, 但是加速度存在一个阈值, 低于此值, 加速度对燃速影响很小。加拿大学者 Greatrix 等^[6-9]在考虑了加速度方位角后建立了普适的多参数燃速模型, 该模型被国内学者广泛使用。此外, 万东等^[10]、张为华、曹泰岳等^[11-12]针对低燃速丁羟推进剂进行了过载下燃速测量试验, 发现过载值为 78.25g 时, 负角度过载会使燃速减小。

国内外学者对过载条件下内弹道性能的影响研究普遍为轴向、旋转过载, 对横向过载的研究较少。国防科技大学李桢等^[13]针对横向过载下管型装药内端燃、内外燃的内弹道特性进行研究, 研究表明横向过载对内弹道的影响与药型相关; 曹军、郭颜红等^[14-16]针对高过载下“管型-星孔”组合装药展开了研究, 发现横向过载下压力略有提高, 拖尾提前。

近些年来, 国内外学者针对固体火箭发动机在飞行试验中突然出现压强抬升及振荡现象进行了大量研究。檀叶等^[17]进行了 $\phi 315$ mm 发动机过载试验, 试验中发现在受到过载瞬间, 压力出现大幅度抬升; 刘中兵等^[18]研究了飞行过载对固体发动机内弹道的影响; 张翔宇等^[19]对某防空反导导弹发动机在飞行试验中出现压强跃迁及振荡现象进行分析, 利用火箭橇实现了全尺寸发动机过载模拟试验, 研究表明飞行过载是导致发动机内弹道异常最主要的原因。

国内外学者虽进行了很多研究, 但针对动态横向过载下发动机内弹道特性少有研究, 本文针对某丁羟三组元复合推进剂, 结合过载下燃速测量结果, 得出了该推进剂过载燃速模型; 基于此模型, 对某大长径比发动机在动态横向过载下的内弹道特性研究, 计算了动态横向过载下管型装药内孔燃烧室压强变化情况, 对比了不同时间段横向过载下燃烧室压强增加百分比和绝热层暴露时间, 模拟了导弹不同时间段机动飞行内弹道变化特性, 揭示了过载下燃烧室压强抬升机理, 具有一定工程应用价值。

1 理论计算模型

1.1 过载下复合推进剂燃速模型

过载对发动机内弹道性能影响的本质是过载加速度影响了推进剂燃速, 装药燃面退移偏离设计状态, 导致发动机内弹道异常。大量试验表明, 不同推进剂燃速敏感性不同, 含金属颗粒推进剂燃速受加速度影响较大。在加速度场中, 加速度作用在金属氧化物上, 使其滞留在推进剂表面, 热反馈增加, 局部燃速增大。

利用 Greatrix 多参数过载燃速模型, 对过载下推进剂燃速进行迭代求解。燃速求解公式为

$$r_g = \frac{\beta(r_g + G_a/\rho_p)}{\exp[c_p \delta_0 (\rho_p r_g + G_a)/\lambda] - 1} \quad (1)$$

式中 r_g 为过载下推进剂燃速, β 为热流系数, G_a 为加速度质量通量, ρ_p 为推进剂密度, c_p 为燃气比定压热容, δ_0 为燃烧区厚度, λ 为气相热导率。

$$\beta = \frac{c_p(T_f - T_s)}{c_s(T_s - T_1) - \Delta H_s} \quad (2)$$

式中 T_f 为推进剂绝热燃烧温度, T_s 为固体推进剂表面温度, T_1 为参考温度, c_s 为固体推进剂比热容, ΔH_s 为净放热量。

$$G_a = \left(\frac{-Gp}{r_g} \cdot \frac{\delta_0}{RT_f} \cdot \frac{r_0}{r_g} \right) \cos^2 \phi_d \quad (3)$$

$$\phi_d = \arctan \left[K \left(\frac{r_0}{r_g} \right)^3 \tan \theta \right] \quad (4)$$

式中 G 表示过载加速度大小, p 为参考压强, r_0 表示推进剂基础燃速大小, R 为燃气气体常数, θ 为燃速 r_0 与过载加速度 G 的夹角(方位角), 如图 1 所示, ϕ_d 为增强定向角, K 为定向角修正因子, 是一个经验常数, 常取 8。

$$\delta_0 = \frac{\lambda}{\rho_p r_0 c_p} \ln(1 + \beta) \quad (5)$$

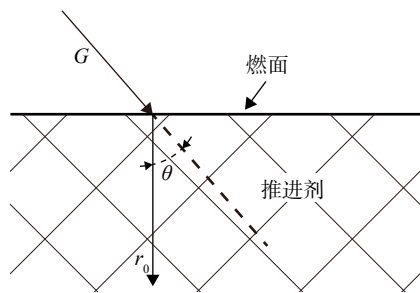


图1 燃烧方位角示意图

Fig. 1 Schematic diagram of combustion azimuth

Greatrix 模型认为,方位角在 $90^\circ \sim 180^\circ$ 范围内,过载对燃速影响忽略不计。通过迭代即可求解不同过载、不同方位角下燃速 r_{gi} 。

1.2 横向过载下燃面退移计算模型

将圆柱形内孔燃烧的装药某个横截面离散成有限多个离散微元,把燃面退移转换成微元中点的平移变换。如图2所示,在任一截面上,横向过载 G 导致每个位置燃速不同;燃烧过程中,相同时间内每个位置沿法向退移距离不同, $t=0$ s 初始时刻的燃面和某一时刻 $t=t_0$ 的燃面形状如图2所示,新的燃面不再是同心圆。

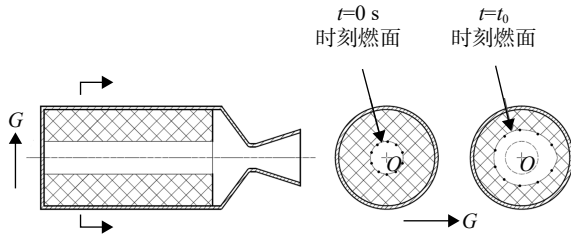


图2 横向过载下燃面退移示意图

Fig. 2 Schematic diagram of the retreat of the combustion surface under lateral overload

如图3为燃面从 $t_1 \sim t_2$ 的变化情况,将燃面离散成 N 个微元,第 i 个微元中点用下标 i ($i=1, 2, 3, \dots, N$) 表示,在 t_1 时刻,第 i 个离散微元中点的坐标为 (x_i^1, y_i^1) ,第 i 个微元的外法线方向(燃烧方向)与过载方向的夹角为 θ_i^1 ,燃速大小为 r_{gi}^1 ,从 $t_1 \sim t_2$ 过程中,退移肉厚为 Δe_i 。则有

$$\Delta e_i = r_{gi}^1 \times (t_2 - t_1) \quad (6)$$

$$x_i^{t_2} = x_i^{t_1} + \Delta e_i \times \cos \theta_i^1 \quad (7)$$

$$y_i^{t_2} = y_i^{t_1} + \Delta e_i \times \sin \theta_i^1 \quad (8)$$

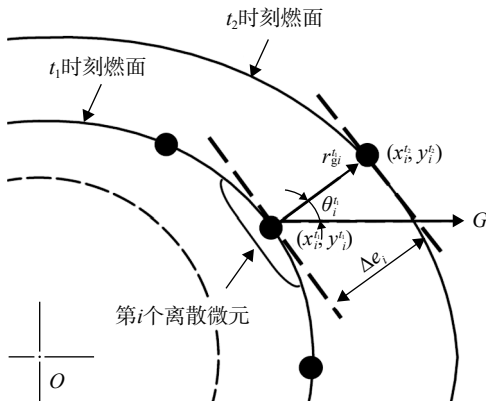


图3 Δt 时间内燃面退移情况

Fig. 3 Combustion surface retreat within Δt

如图4,右图阴影为第 i 个离散微元中点、第 $i+1$ 个微元中点及坐标原点 O 围成的第 i 个扇形求解区域。

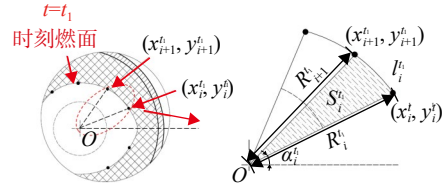


图4 t_1 时刻的燃面求解微元

Fig. 4 Solution micro-element of the combustion surface at t_1

在 t_1 时刻,有第 i 个离散微元中点与原点 O 连线的长度

$$R_i^1 = \sqrt{(x_i^1)^2 + (y_i^1)^2} \quad (9)$$

第 i 个离散微元中点与原点 O 的连线和水平方向的夹角

$$\alpha_i^1 = \arctan \frac{y_i^1}{x_i^1} \quad (10)$$

第 i 个扇形求解区域对应的圆心角

$$\Delta \alpha_i^1 = \alpha_{i+1}^1 - \alpha_i^1 \quad (11)$$

第 i 个扇形求解区域对应的弧长

$$l_i^1 = \left(\frac{R_i^1 + R_{i+1}^1}{2} \right) \times \Delta \alpha_i^1 \quad (12)$$

第 i 个扇形求解区域对应的面积

$$S_i^1 = \frac{1}{2} \times \left(\frac{R_i^1 + R_{i+1}^1}{2} \right)^2 \times \Delta \alpha_i^1 \quad (13)$$

设管型装药外径为 D , 内径为 d , 长度为 L , t_1 时刻对应的装药燃面面积和燃烧室自由容积分别为

$$A_b^1 = \sum_{i=1}^N (l_i^1 \times L) \quad (14)$$

$$V_c^1 = \sum_{i=1}^N (S_i^1 \times L) \quad (15)$$

当受到横向过载作用时,装药不同位置处燃速有所差异,整个装药燃面对应的燃速是不同的。在一个扇形求解微元内的燃速 r_{gi} 大小不变,在 t_1 时刻,有

$$(A_b r_0)^1 = \sum_{i=1}^N (l_i^1 \times L \times r_{gi}^1) \quad (16)$$

1.3 横向过载下发动机内弹道计算模型

为简化计算,在求解过程中,将发动机燃烧室

内压强看作是均匀的, 不考虑在空间上的变化, 即“零维”内弹道问题, 以整个燃烧室的自由容积为控制体, 根据燃气质量守恒原则, 有

$$\begin{cases} \frac{dp_c}{dt} = \frac{RT_i}{V_c} \left(\rho_p A_b r_0 - \frac{p_c A_t}{c^*} \right) \\ \frac{dV_c}{dt} = A_b r_0 \\ A_b r_0 = \sum_{i=1}^N (l_i \times L \times r_{gi}) \\ \frac{de_i}{dt} = r_{gi} \end{cases} \quad (17)$$

式中 A_t 为喉径直径, c^* 为特征速度, p_c 为燃烧室压强, r_{gi} 、 e_i 为不同离散微元处的燃速和燃烧肉厚, A_b 为燃面面积, V_c 为燃烧室自由容积。其中 A_b 、 V_c 、 p_c 、 e_i 、 r_{gi} 都是时间 t 的函数, 给定初值, 即可对上述方程组进行求解。整个计算流程如图5所示, 其中 e_0 为方位角为 180° 位置处的燃烧肉厚, $e_{i,\min}$ 为不同位置处的最小燃烧肉厚。

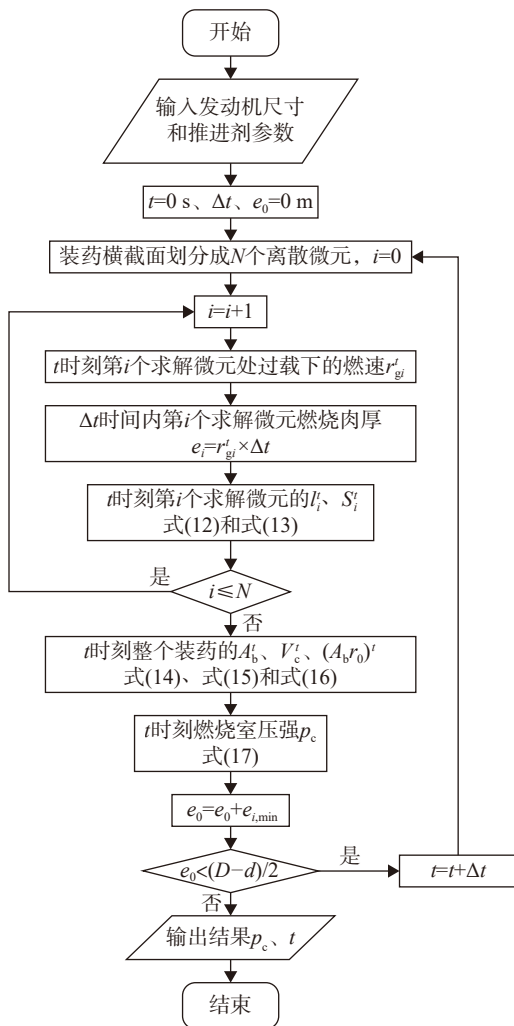


图5 内弹道计算流程

Fig. 5 Internal ballistic calculation process

1.4 本文所用的推进剂装药和发动机尺寸

本文所用的丁羟三组元复合推进剂, AP、HT-PB、Al 质量分数比为 70 : 12 : 18。推进剂相关参数及通过热力计算软件分析得到的燃烧产物参数如表1所示。

表1 推进剂及燃烧产物参数表

Table 1 Parameters of propellant and combustion products

参数	数值
$\rho_p / (\text{kg}/\text{m}^3)$	1 791
$a / 10^{-3} ((\text{m}/\text{s})/\text{MPa}^n)$	3.58
n	0.32
$c_s / (\text{J}/(\text{kg}/\text{K}))$	1 408
$\mu / 10^{-4} (\text{kg}/(\text{m}/\text{s}))$	1.03
γ_s	1.13
T_i / K	2 987
T_s / K	912.5
T_b / K	293

表1中 a 为推进剂的燃速系数, n 为压强指数, μ 为燃气黏度, γ_s 为燃气比热比。

所研究的推进剂装药为管型装药, 两个端面和外表面包覆, 只有内孔燃烧, 装药尺寸如图6所示。

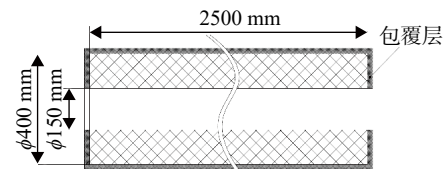


图6 计算装药尺寸图

Fig. 6 Calculating the size of the grain

计算采用的发动机半径 $R = 220 \text{ mm}$, 喉管的半径 $R_t = 42.5 \text{ mm}$, 结构如图7所示。横向过载与发动机轴线方向垂直。

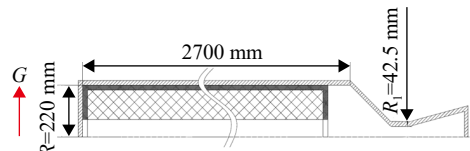


图7 计算SRM尺寸示意图

Fig. 7 Schematic diagram of calculating SRM size

本文使用上述的推进剂和发动机模型, 计算了推进剂燃烧过程中全程受到横向过载、在工作的某个过程中受到横向过载, 两种方式下的内弹道特性, 比较了不同时间段受横向过载对燃烧室压强及绝热层暴露时间的影响。在计算的过程中

不考虑喷管烧蚀的影响。

2 结果与讨论

2.1 过载下某复合推进剂燃速结果

利用 Greatrix 过载燃速模型对不同过载、不同方位角下的燃速进行计算,与试验数据对比,结果如图 8 所示。

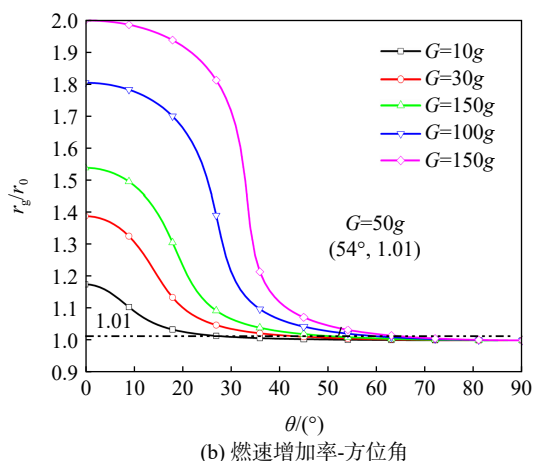
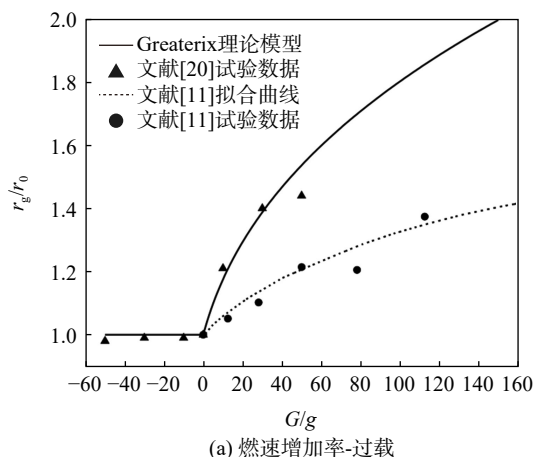


图 8 燃速增加率随过载、方位角大小的变化关系

Fig. 8 Relationship between the rate of increase in burning rate and the magnitude of overload and azimuth

从试验数据可以看出, 10g 的燃速增加率为 1.21, 30g 燃速增加率为 1.4, 两个过载工况与理论计算符合的较好, 50g 试验燃速增加率为 1.44, 相比理论计算偏低; 负过载对推进剂燃速影响很小, 这与 Greatrix 的燃速模型相对应, 本文计算中认为负过载对燃速无影响。定义燃速增加率等于 1.01 对应的角度为角度阈值, 当方位角超过该值时, 过载对燃速的影响很小, 角度阈值随过载量级增大而增大。

2.2 求解方法无关性验证

在求解过程中, 将推进剂的某一横截面离散

成 N 个离散微元, N 值越大, 计算时间越长; 现将 N 分别取 400、800、1 000 和 1 200, 进行 4 组不同的计算, 并将 $N=400, 800$ 和 1 200 的计算结果与 $N=1 000$ 的计算结果进行对比, 得到的结果如图 9 所示。其中, 纵轴误差表示 $N=400, 800, 1 200$ 计算得到的燃烧室压强 p_c 相对 $N=1 000$ 计算得到的燃烧室压强偏差。

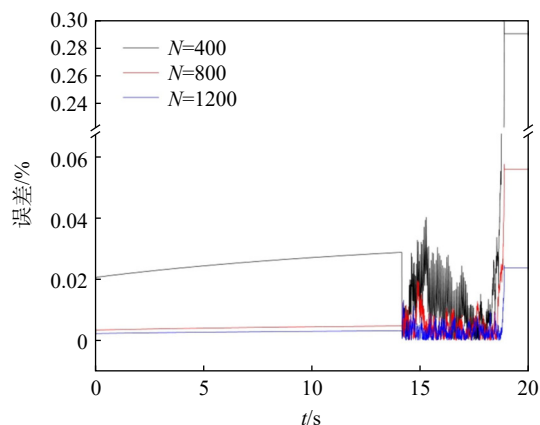


图 9 无关性验证

Fig. 9 Verification of irrelevance

可以发现, N 值越大, 计算结果相对 $N=1 000$ 的偏差越小, 总体误差小于 0.3%, 但是 N 越大, 计算时间越长; 在本文的计算中, 离散微元数 $N=1 000$ 。

2.3 全程横向过载对内弹道特性的影响

全程横向过载即推进剂燃烧过程中始终都受到横向过载。在横向过载作用下, 装药截面上不同位置处燃速差异导致推进剂燃烧不均匀。由图 8(b) 可知, 在 $G=50g$, 方位角小于 54° 时, 过载对燃速影响较大, 在大于 54° 时, 燃速增加率小于 1.01。经过计算得到 50g 横向过载下的燃面退移如图 10 所示, 其中横轴 x 表示不同离散微元中点的横坐标值, 纵轴 y 表示不同离散微元中点的纵坐标值。右端方位角小的区域, 燃速受过载影响较大, 烧成一个凹面, 而其他位置影响较小。随着燃烧进行, 受过载影响较大的区域处的燃面偏离中心轴线方向越来越明显, 凹面也越来越大。在无过载情况下, $t=19.02$ 时整个装药同时燃烧完, 绝热层开始暴露, 而在 50g 横向过载下, $t=13.94$ s 时, 绝热层就已经暴露在高温燃气流中。

为了对比不同横向过载对装药燃面退移的影响, 将 0~150g 燃烧至 8 s 时的燃面形状进行对比, 如图 11 所示。横向过载越大, 在相同时间内燃面的凹形越严重; 根据图 8(b) 可知, 过载越大, 角度阈值越大, 受影响的区域也变大。

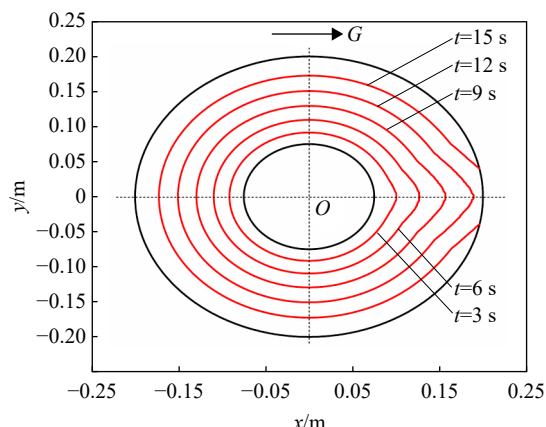


图10 50g 横向过载下燃面退移示意图

Fig. 10 Schematic diagram of combustion surface retreat under 50g lateral overload

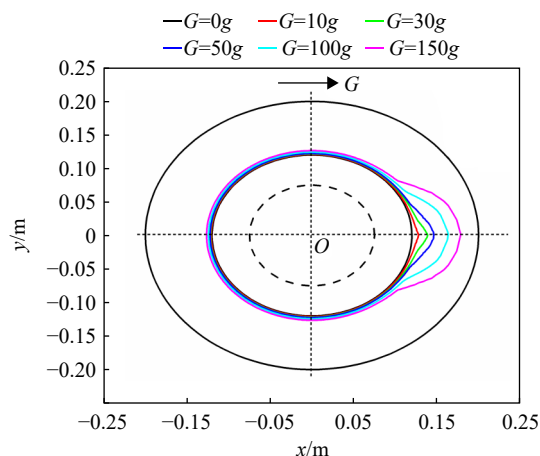
图11 $t=8$ s 时不同过载下的燃面情况Fig. 11 Burning surface conditions under different overloads at $t=8$ s

图12为不同过载下燃速最大位置燃烧肉厚随时间的变化情况,纵轴 $\Delta x = (x_i)_{\max} - 0$,即燃速最大的微元中点到原点 O 的距离,下虚线代表装药初始内径 $d/2=0.075$ m,上虚线代表装药初始外径 $D/2=0.2$ m,不同过载下的曲线与上虚线交点为绝热层开始暴露时间点。在无过载时,整个装药为平行层同心圆退移,在 $t=19.02$ s时装药燃烧完;而当受到横向过载作用时,曲线与 0.2 m虚线相交的交点逐渐前移,推进剂燃烧偏离轴线方向不断变大,导致绝热层暴露时间明显提前,在 $150g$ 过载下, $t=11$ s,绝热层开始暴露,相比无过载,提前了 8.02 s。

根据上述燃面退移,对 $0\sim 150g$ 横向过载下的内弹道进行计算,结果如图13所示,纵轴 p_c 代表燃烧室压强,图中 p_g 代表过载下燃烧室压强, p_0 代表无过载下燃烧室压强。内弹道曲线分成两

个阶段,从开始燃烧到燃速最大位置燃烧完为第1阶段,之后为第2阶段。以 $150g$ 横向过载下的内弹道曲线为例分析, $t=11$ s为第1、2阶段的分界时间点;在该点之前,燃面按照不同位置处的燃速逐渐外扩,燃面面积变大,在 $t=11$ s,燃面面积达到最大(2.43 m²),压强也最大,为 8.81 MPa;在下一个时刻,由于偏心作用,燃速大的位置逐渐燃烧完,一小段时间压力骤降,而整个装药大部分区域不受过载影响,这部分依旧逐渐燃烧外扩,燃面面积增大,压强又呈现一个小幅度抬升,在 $t=17.9$ s时出现二次压强峰,为 9.68 MPa。

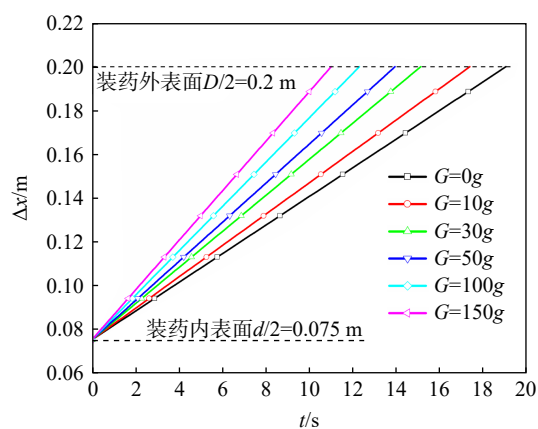


图12 不同过载下燃速最大位置的燃烧肉厚变化情况

Fig. 12 Changes in burning flesh thickness at the position of maximum burning rate under different overloads

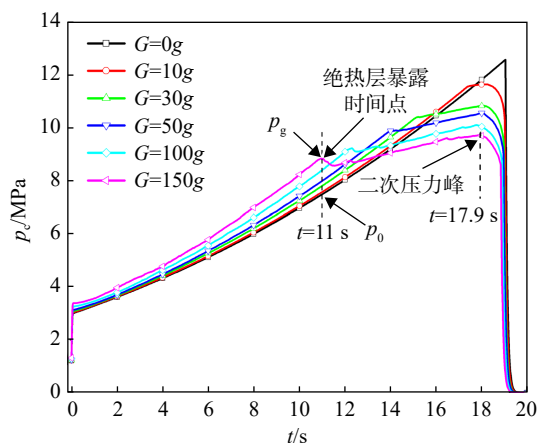


图13 不同横向过载下的内弹道计算结果

Fig. 13 Calculation results of interior ballistics under different lateral overloads

横向过载对绝热层暴露时间和燃烧室压强影响较大,定义压强增加百分比为

$$\eta = (p_g - p_0) / p_0 \times 100\% \quad (18)$$

绝热层暴露时间为燃速最大($\theta=0^\circ$)位置燃烧

完到燃面面积减至 0 m^2 的时间, 用 t_m 表示, 两个参数随过载变化情况如图 14 所示。绝热层暴露时间随过载变化趋势与燃速增加率随过载变化的趋势相同, 增长逐渐缓慢, 而压强增加百分比随过载的变化呈现增长逐渐变快的趋势; 在 $150g$ 过载下, 暴露时间达到 8.02 s , 压强增长幅值达到 18.78% , 这对壳体的强度提出了很大的挑战。

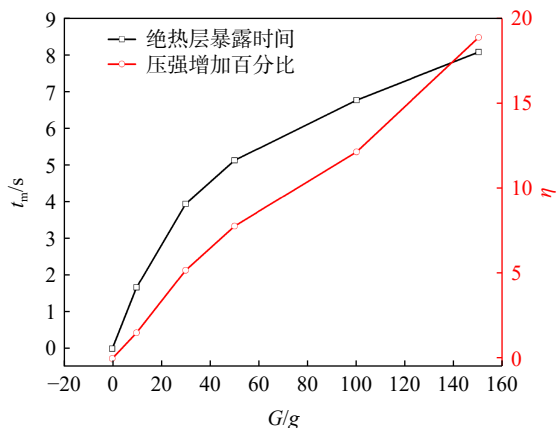


图 14 绝热层暴露时间和压强增加百分比随过载的变化

Fig. 14 Changes in the thermal insulation layer exposure time and pressure increase percentage with overload

2.4 瞬时横向过载对内弹道特性的影响

为模拟导弹在空中突然作机动飞行, 在工作中的不同时间段内施加一个持续时间为 3 s 的横向过载, 分析 $t=3\sim 6 \text{ s}$ 、 $t=6\sim 9 \text{ s}$ 、 $t=9\sim 12 \text{ s}$ 、 $t=12\sim 15 \text{ s}$ 这 4 个时间段受到横向过载对内弹道特性的影响规律。

以 $t=12\sim 15 \text{ s}$ 为例, 在 $t=12\sim 15 \text{ s}$ 施加一个恒定 $50g$ 横向过载, 得到燃面退移情况如图 15 所示。 $t<12 \text{ s}$ 没有过载时间段, 燃面按同心圆进行平行层退移; $t=12 \text{ s}$ 受到横向过载的瞬间, 装药表面燃速出现差异, 燃面变成非均匀退移, 方位角小的区域燃烧肉厚明显增大, 形成一个凹状; $t=15 \text{ s}$ 过载消失后, 燃面会按照凹形继续进行平行层退移。

图 16 给出了燃烧过程中的 3 个阶段, $t=0\sim 12 \text{ s}$ 为第 1 阶段的平行层燃烧, 燃面与装药内表面是同心圆, 几条曲线重合; $t=12\sim 15 \text{ s}$ 为第 2 阶段, 发动机受到一个恒定横向过载, 燃速变大, 燃面出现偏心, 曲线斜率变大; $t>15 \text{ s}$ 为第 3 阶段, 该阶段过载消失, 燃面按照前一时刻的凹状平行层退移。

从图 16 中的 6 条曲线可以发现, 在 $t=12 \text{ s}$ 出

现了第 1 个拐点, 与图 12 的结论相同, 受到横向过载瞬间, 方位角为 0° 位置燃速明显增大, 曲线斜率增加; 在 $t=15 \text{ s}$ 出现第 2 个拐点, 过载消失, 燃速变为静态燃速, 曲线斜率变小; 绝热层暴露时间也逐渐提前, 在 $150g$ 过载下, $t=16.18 \text{ s}$ 开始暴露, 相比无过载提前了 2.84 s 。

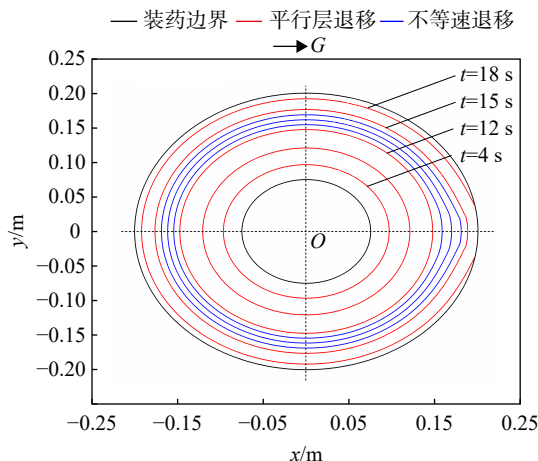


图 15 $t=12\sim 15 \text{ s}$ 施加 $50g$ 横向过载燃面退移情况

Fig. 15 Combustion surface retreat when $50g$ lateral overload is applied at $t=12\sim 15 \text{ s}$

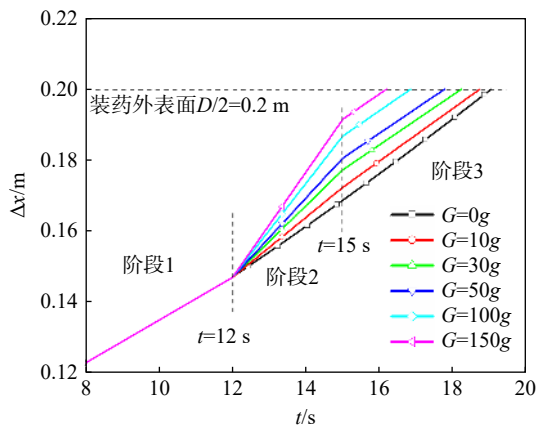
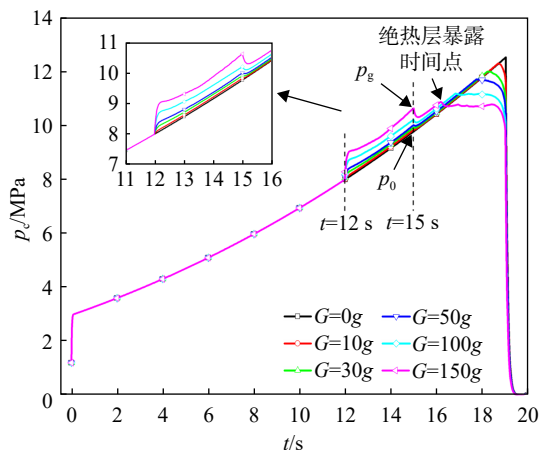


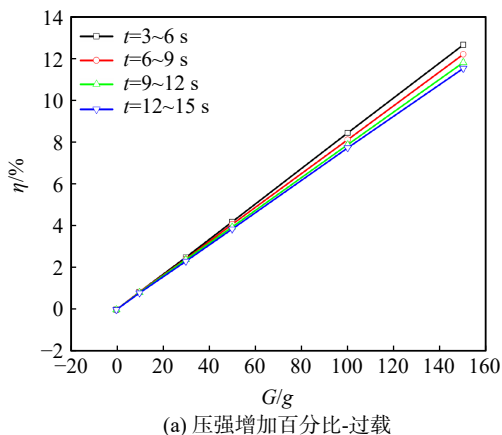
图 16 燃烧过程的几个阶段

Fig. 16 Several stages of the combustion process

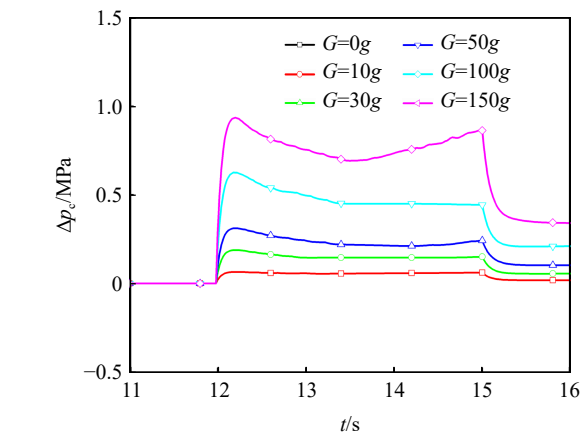
按照上述求解方法得到内弹道结果如图 17 所示。在 $t=12 \text{ s}$ 时, 燃速瞬间增大, 压强出现一个抬升, 抬升幅值受过载大小影响; $t=12\sim 15 \text{ s}$ 时间段, 横向过载导致燃面出现偏心, 偏心程度逐渐变大, 压强也逐渐增大; $t=15 \text{ s}$ 燃速瞬间变小, 燃面仍按照一个凹形进行平行层退移, 压强骤降, 但是仍略大于无过载下的压强。如图 18 所示, 定义压强差 $\Delta p_c = p_g - p_0$, $150g$ 横向过载下, 在 $t=12 \text{ s}$ 瞬间, 压强抬升约 1 MPa , 整个过程中压强最大增加达 11.5% 。

图 17 $t=12\sim 15$ s 施加过载的内弹道特性Fig. 17 Interior ballistic characteristics of overload applied in $t=12\sim 15$ s

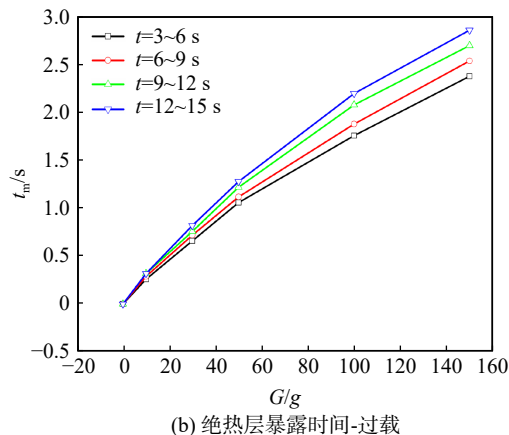
为了模拟导弹在不同时刻作机动飞行, 分别计算了 $t=3\sim 6$ s、 $t=6\sim 9$ s、 $t=9\sim 12$ s、 $t=12\sim 15$ s 这 4 个时间段内受到一个恒定横过载的内弹道情况, 并将 4 种情况下绝热层暴露时间和压强增加百分比进行对比, 对比情况如图 19 所示。不同时



(a) 压强增加百分比-过载

图 18 $t=12\sim 15$ s 施加过载的压强差Fig. 18 Pressure difference of overload applied in $t=12\sim 15$ s

间段的横向过载下两个参数的变化趋势一致; 导弹先作机动飞行, 压强增加幅值变大, 但是绝热层暴露时间变短。针对 150g 横向过载, $t=3\sim 6$ s 和 $t=12\sim 15$ s 两个时间段内机动飞行, 压强增加百分比相差了约 1%, 绝热层暴露时间差 0.5 s, 相比之下, 导弹后作机动飞行会更有利。



(b) 绝热层暴露时间-过载

图 19 两个参数随过载的变化

Fig. 19 Changes of two parameters with overload

3 结 论

通过本文对动态横向过载下发动机内弹道特性的研究, 得出以下一些结论:

1) 过载对推进剂燃速的影响受推进剂配方影响较大, 大多数推进剂都存在一个方位角阈值, 过载方向与燃烧方向夹角超过该值时, 燃速基本不变。

2) 某一瞬间受到恒定横向过载作用, 推进剂燃速突变, 燃烧室压强瞬间出现跃迁, 100g 横向过载下, 压强抬升 8%; 此后压强变化趋势与燃面面积变化趋势一致, 过载消失, 压强也会降低。

3) 若受横向过载时间间隔一定, 导弹后作机动飞行时压强变化幅值更小, 对飞行更有利。

参考文献:

- [1] 唐金兰, 刘佩进. 固体火箭发动机原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2012.
- [2] GLICK R L. An analytical study of the effects of radial acceleration upon the combustion mechanism of solid propellant final report[R]. NASA-CR-66218, 1966.
- [3] BAKER K L, CROWE C T, WILLOUGHBY P G. A photographic and analytic study of composite propellant combustion in an acceleration field[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1971, 8(4): 310-317.
- [4] NORTHAM G B. Effects of the acceleration vector on transient

- burning rate of an aluminized solid propellant[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1971, 8(11): 1133-1138.
- [5] FUCHS M D, PERETZ A, TIMANT Y M. Parametric study of acceleration effects on burning rates of metallized solid propellants[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1982, 19(6): 539-544.
- [6] GREATRIX D R, GOTTLIEB J. Model for prediction of normal acceleration augmentation of composite propellant combustion[J]. *Mental Retardation*, 1987, 7(2): 3-6.
- [7] GREATRIX D R. Acceleration-based combustion a-augmentation modelling for noncylindrical grain solid rocket motors[R]. San Diego, US: the 31st Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1995.
- [8] GREATRIX D R. Powered flight the engineering of aerospace propulsion[M]. London, UK: Springer-Verlag, 2012.
- [9] GREATRIX D R. A study of combustion and flow behavior in solid propellant rocket motors[R]. University of Toronto Institute for Aerospace Studies Report No. 280, 1987.
- [10] 万东, 何国强, 王占利, 等. 低燃速HTPB复合推进剂过载情况下燃烧性能试验研究[J]. *固体火箭技术*, 2010, 33(6): 656-659.
- WAN Dong, HE Guoqiang, WANG Zhanli, et al. Study on acceleration-based combustion for low-burning rate HTPB propellant[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2010, 33(6): 656-659. (in Chinese)
- [11] 张为华, 曹泰岳, 万章吉. 固体火箭发动机旋转对燃速的影响[J]. *航空动力学报*, 1994, 9(1): 67-70.
- ZHANG Weihua, CAO Taiyue, WAN Zhangji. The effect of solid rocket motor rotation on burning rate[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1994, 9(1): 67-70. (in Chinese)
- [12] 曹泰岳, 张为华, 万章吉, 等. 旋转固体火箭发动机内弹道理论与试验研究[J]. *宇航学报*, 1997, 18(1): 2-8.
- CAO Taiyue, ZHANG Weihua, WAN Zhangji, et al. Theoretical and experimental research on interior ballistics of swirling solid rocket motors[J]. *Journal of Astronautics*, 1997, 18(1): 2-8. (in Chinese)
- [13] 李桢, 王中伟, 张为华, 等. 横向过载下固体火箭发动机内弹道仿真[J]. *弹箭与制导学报*, 2005, 25(4): 726-728, 732.
- LI Zhen, WANG Zhongwei, ZHANG Weihua, et al. Internal ballistics simulation of solid rocket motor with lateral overload[J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2005, 25(4): 726-728, 732. (in Chinese)
- [14] 曹军, 郭颜红, 邢强. 高过载条件下固体火箭发动机工作稳定性研究[J]. *航空兵器*, 2014, 51(1): 33-36.
- CAO Jun, GUO Yanhong, XING Qiang. Research on the working stabilization of solid rocket motor under high overload[J]. *Aero Weaponry*, 2014, 51(1): 33-36. (in Chinese)
- [15] 郭颜红, 梁晓庚, 陈斌. 大过载下固体火箭发动机内弹道计算[J]. *航空动力学报*, 2008, 23(10): 1944-1948.
- GUO Yanhong, LIANG Xiaogeng, CHEN Bin. Internal ballistics calculation of solid rocket motors under high overload[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(10): 1944-1948. (in Chinese)
- [16] 郭颜红, 梁晓庚, 陈斌. 大过载下固体火箭发动机工作过程仿真的数学模型[J]. *航空兵器*, 2008, 45(1): 21-25.
- GUO Yanhong, LIANG Xiaogeng, CHEN Bin. Working process simulation of solid rocket motor with high acceleration load[J]. *Aero Weaponry*, 2008, 45(1): 21-25. (in Chinese)
- [17] 檀叶, 何景轩, 孙展鹏. 过载条件下固体火箭发动机燃烧稳定性分析[J]. *弹箭与制导学报*, 2015, 35(3): 113-116.
- TAN Ye, HE Jingxuan, SUN Zhanpeng. Combustion stability analysis for solid rocket motor under overload[J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2015, 35(3): 113-116. (in Chinese)
- [18] 刘中兵, 郜伟伟, 张飞. 飞行过载对固体发动机内弹道的影响[J]. *固体火箭技术*, 2018, 41(2): 169-175.
- LIU Zhongbing, GAO Weiwei, ZHANG Fei. Influence of acceleration on internal ballistics of solid motors[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2018, 41(2): 169-175. (in Chinese)
- [19] 张翔宇, 高波, 甘晓松, 等. 飞行过载对固体火箭发动机不稳定燃烧的影响[J]. *宇航学报*, 2019, 40(8): 972-976.
- ZHANG Xiangyu, GAO Bo, GAN Xiaosong, et al. Impacts of flight acceleration on combustion instability of solid rocket motors[J]. *Journal of Astronautics*, 2019, 40(8): 972-976. (in Chinese)
- [20] 贺业, 李军伟, 田忠亮, 等. 过载条件下高铝粉含量丁羟复合推进剂燃烧性能试验研究[C]//中国宇航学会固体火箭推进专业委员会第38届学术年会论文集. 贵州 遵义: 中国宇航学会, 2021: 494-500.

(编辑: 王碧琚)