

满足大动压模拟要求的试验弹道优化设计*

周祥, 郑伟, 王鹏, 王磊

(国防科技大学空天科学学院, 湖南长沙 410073)

摘要:为了解决弹道导弹在高海拔发射场进行飞行试验时的大动压检验问题,提出一种模拟大动压条件的试验弹道设计方法。针对发射场的实际特点,建立残骸再入的动力学模型与落区边界模型;将大动压模拟条件转化为过程约束,提出一种主动段联合优化策略。基于自适应模拟退火算法,分别设计了三组满足不同大动压模拟条件和各项约束的试验弹道,并给出了对应的落区调整方案,验证了该方法的可行性。设计结果表明,最大动压主要出现在一级,一级最大负攻角增加,则最大动压也明显提高;同时调整发射方位角和二、三级程序角可以保证试验弹道满足弹头落点约束条件。

关键词:动压;弹道优化设计;发射场;落区;自适应模拟退火算法

中图分类号:V412.44 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2018)05-033-07

Test trajectory optimization design subjected to high dynamic pressure simulation

ZHOU Xiang, ZHENG Wei, WANG Peng, WANG Lei

(College of Aeronautics and Astronautics, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: To solve the high dynamic pressure testing problem while ballistic missile is in flight testing with high-altitude launch site, a test trajectory design method for simulating high dynamic pressure condition was proposed. Firstly, aimed at the actual characteristics of launch site, the dynamic model of wreckage reentry and the impact area boundary model were established. Then, the high dynamic pressure simulated condition was transferred to a process constraint, and a powered phase united optimization strategy was proposed. Based on the adaptive simulated annealing algorithm, three test trajectories meeting different high dynamic pressure simulated conditions and all constraints were designed separately, meanwhile the impact area adjusted program was generated correspondingly, and its feasibility was demonstrated. Results illustrates that the maximal dynamic pressure occurs in the first stage, the maximal negative angle of attack in the first stage contributes to improve the maximal dynamic pressure greatly; the warhead impact point constraint of test trajectory can be guaranteed by adjusting launching azimuth and the pitch program angle of the second and the third stage at the same time.

Key words: dynamic pressure; trajectory optimization design; launch site; impact area; adaptive simulated annealing

飞行试验是弹道导弹生产研制过程中的一个重要阶段。通过飞行试验,导弹总体设计方案和各分系统设计方案的正确性以及各项性能指标等均可以得到充分验证。由于发射场条件的限制,为了考核某些项目或指标,设计人员需要根据实际条件设计特殊的试验弹道,这些特殊弹道可以构造正常弹道难以达到的某些环境条件^[1]。其中,结构强度对于导弹而言是一项非常重要的性能指标,而动压对导弹的结构载荷(用过载衡量)具有直接影响,因此在飞行试验时可以通过模拟大动压环境条件进而考核导弹结构的最大承载能力。

由于动压与导弹的飞行高度有关,因此发射

点高度的变化也将对主动段的最大动压产生影响,且当发射点高度增加时,由于大气密度的降低,将导致导弹的最大动压值明显降低,如图1所示。此时如果仍然采用原有的飞行程序,显然已经无法满足大动压模拟的条件,进而无法真实检验导弹的结构承载能力^[2-3]。因此,有必要研究大动压模拟条件下弹道设计问题的特点与方法,并提出针对高海拔发射场的大动压模拟试验弹道设计问题的解决方案。

目前,关于弹道导弹的弹道设计问题主要着重于对改进型算法的应用与研究,而对于考虑发射场实际约束条件下的弹道设计问题,公开的研究资料还比较少见^[4-5]。同时,在对动压约束的

* 收稿日期:2017-07-05

基金项目:国家自然科学基金资助项目(61203194)

作者简介:周祥(1992—),男,陕西高洛人,博士研究生,E-mail:nwpuzx123@163.com;

郑伟(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:zhengwei@nudt.edu.cn

处理上,传统弹道设计仅对最大动压的上界进行约束,要求飞行过程中动压不能超过该限制值,这是一个单边不等式约束^[6];但针对本文提出的问题,试验弹道设计的目的正是为了模拟大动压条件,因此为了使最大动压达到预期值,需对其施加双边不等式约束,这在具体采用优化方法进行求解时,减小了解空间范围,增加了求解难度^[7-8]。针对上述问题,本文建立了发射场残骸再入动力学与落区边界模型,并采用 iSIGHT 优化平台中的自适应模拟退火算法进行问题的求解^[9],以达到预期目的。

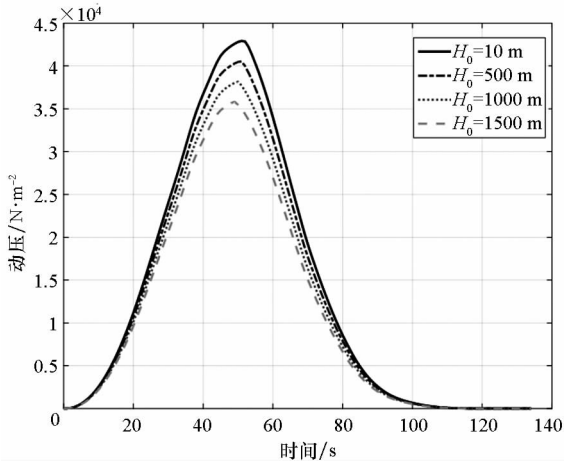


图 1 不同发射点高度下的动压曲线
Fig. 1 Dynamic pressure curve of different launch site altitude

1 弹道导弹飞行程序设计

目前弹道导弹以固体导弹居多,在导弹性能参数确定后,其运动轨迹和弹道参数主要由主动段各级飞程序确定,主动段关机点状态也将直接影响弹头的落点位置,因此设计科学合理的飞程序对于弹道导弹尤为重要^[10]。由于侧向运动参数很小,一般不予考虑,因此这里仅给出在工程上主动段俯仰程序角的一般设计方法。

1.1 一级飞行段

一级一般在稠密大气层中飞行,该段弹道可分为四段^[1]:

1) 初始校正段($0 \sim t_1$)。弹道导弹一般采用垂直发射,因此该段俯仰程序角为常值 90° 。校正段结束时,导弹的飞行速度不宜过大,以减小重力损失和弹道转弯的困难,也不宜过小,以保证转弯段的飞行稳定性。根据经验,初始校正段的时间一般为 $4 \sim 10$ s,速度为 $30 \sim 40$ m/s,高度为 $100 \sim 200$ m。实际选择 t_1 时,需经过反复计算分

析后确定。

2) 亚音速段($t_1 \sim t_2$)。从初始校正段结束时间 t_1 开始到 $0.7Ma \sim 0.8Ma$ 时结束(t_2)。此段开始程序转弯,导弹以负攻角飞行,在该段结束前要求攻角收敛至 0° 左右。工程上一般采用如下攻角变化规律:

$$\alpha(t) = 4\bar{\alpha}e^{a(t_1-t)}(e^{a(t_1-t)} - 1) \quad (1)$$

其中, $\bar{\alpha}$ 表示亚音速段攻角绝对值的最大值, a 为常系数。

在已知攻角后,结合瞬时平衡假设可得俯仰程序角计算方法如下:

$$\begin{cases} \delta_\varphi = \alpha \frac{C_{y1}^\alpha q S_r (x_p - x_g)}{R_c (x_b - x_g)} \\ \Delta\varphi = \frac{\delta_\varphi}{\alpha_0^\varphi} \\ \varphi = \theta + \alpha \\ \varphi_{cx} = \varphi - \Delta\varphi + \omega_z t \end{cases} \quad (2)$$

其中, C_{y1}^α 为法向气动力对攻角的导数, q 为动压, S_r 为参考面积, x_p 为压心, x_g 为质心, R_c 为控制力梯度, x_b 为控制力作用中心, α_0^φ 为俯仰放大系数, θ 为速度倾角, ω_z 为地球自转角速度分量。

3) 弹道转弯段($t_2 \sim t_3$)。转弯段导弹将先后经历跨音速段与超音速段,且处于大动压飞行状态,一般要求攻角接近于 0° ,以减小气动载荷和气动干扰。该段的俯仰程序角计算方法与亚音速段相同,参考式(2),此时 $\alpha \approx 0^\circ$ 。

4) 关机分离段($t_3 \sim t_k$)。时间 t_k 为一级弹道结束时间。为了减小关机分离时造成的干扰,在这段俯仰程序角以常值姿态角飞行,可表示为

$$\varphi_{cx} = \varphi_{cx3} \quad (3)$$

其中, φ_{cx3} 为 $t = t_3$ 时的 φ_{cx} ,即弹道转弯段终点的俯仰程序角。

1.2 二级及以上飞行段

导弹进入二级飞行段以后即认为进入稳定飞行,此时为了简化设计难度,飞程序一般采用按一定斜率的线性变化形式^[11],如式(4)所示:

$$\begin{cases} \varphi_{cx}(t) = \varphi_{cx0} & 0 \leq t < t_{i1} \\ \varphi_{cx}(t) = \varphi_{cx0} + \dot{\varphi}_{cxi}(t - t_{i1}) & t_{i1} \leq t < t_{i2} \\ \varphi_{cx}(t) = \varphi_{cxik} & t_{i2} \leq t < t_{ik} \end{cases} \quad (4)$$

其中, $i = 2, 3, \dots$ 表示当前级数,固体弹道导弹一般最大取 2 或 3; φ_{cx0} 为上一级关机分离段的程序角,即当前级初始段程序角; t_{i1} 为当前级初始段程序角保持时间; $\dot{\varphi}_{cxi}$ 为当前级俯仰程序角斜率; t_{i2} 为俯仰程序角下降段结束时间; φ_{cxik} 为下降段结束时的俯仰程序角,亦可称为当前级关机分离程

序角; t_{ik} 为当前级关机时间。

对于二级弹道导弹的二级弹道设计和三级弹道导弹的二、三级弹道设计,其俯仰程序角均可采用式(4)所示的函数形式进行设计。

2 残骸再入与落区约束建模

2.1 残骸再入动力学模型

远程火箭在级间分离时,下面级将作为火箭残骸进入再入段飞行。在再入过程中,残骸主要受空气动力与引力作用,但由于残骸一般具有再入初始状态偏差大、形状不规则等特点,准确分析残骸的再入运动轨迹是十分困难的,工程上一般采用零攻角无控再入模型^[10]:

$$\begin{cases} \frac{d\mathbf{V}_a}{dt} = -k_r C_{xlr} \frac{\rho}{\rho_0} |\mathbf{V}_a| \mathbf{V}_a + \mathbf{g}_a \\ \frac{d\mathbf{r}_a}{dt} = \mathbf{V}_a \\ k_r = \frac{\rho_0 S_r}{2m_r} \\ n_x = \frac{C_{xlr} q S_r}{m_r g} \end{cases} \quad (5)$$

其中, \mathbf{r}_a 、 \mathbf{V}_a 、 \mathbf{g}_a 分别表示发射惯性系下的位置矢量、速度矢量和引力加速度矢量, C_{xlr} 为再入零攻角阻力系数, ρ_0 为海平面大气密度, n_x 为轴向过载系数。需要注意:在计算气动力时需采用发射坐标系中的速度大小。由于分离的影响,残骸的质量 m_r 和特征面积 S_r 一般采用等效的数值。

对式(5)进行弹道积分时,当残骸距地面的高度 $h \leq 0$ 或小于给定的落点高程时,则认为残骸已经落地。

2.2 残骸落区约束模型

由于残骸再入轨迹难以准确确定,因此在实际任务中,残骸落点的仿真计算结果可能与真实飞行情况有较大差别。为保证航区的安全,需要在沿射向及其垂直方向定义残骸落点的前后左右边界,并要求残骸必须落在所划定的范围内。

图2给出了一个矩形的残骸落区示意图, B 表示残骸落点,落区大小由 $(\delta L, \delta H)$ 衡量。计算

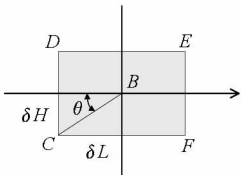


图2 残骸落区示意图

Fig. 2 Illustration of impact area

落区边界即是求解边界点 (C, D, E, F) 的经纬度。

下面给出 C 点经纬度 (λ', Φ') 的计算模型,其余求解方法与此基本相同。

$$\begin{cases} \cos\beta = \cos\left(\frac{\pi}{2} - \Phi_0\right)\cos\left(\frac{\pi}{2} - \Phi\right) + \\ \sin\left(\frac{\pi}{2} - \Phi_0\right)\sin\left(\frac{\pi}{2} - \Phi\right)\cos(\lambda - \lambda_0) \\ \sin\alpha = \sin(\lambda - \lambda_0)\sin\left(\frac{\pi}{2} - \Phi_0\right)/\sin\beta \\ \theta = \arctan(\Delta H/\Delta L) \\ \varphi = \alpha + \theta \\ \delta = \frac{\sqrt{\delta L^2 + \delta H^2}}{R_e} \\ \Phi' = \frac{\pi}{2} - \arccos\left[\cos\left(\frac{\pi}{2} - \Phi\right)\cos\delta + \right. \\ \left. \sin\left(\frac{\pi}{2} - \Phi\right)\sin\delta\cos\varphi\right] \\ \lambda' = \lambda - \arcsin\left\{(\delta\sin\varphi)/\left[\sin\left(\frac{\pi}{2} - \Phi'\right)\right]\right\} \end{cases} \quad (6)$$

其中, (λ_0, Φ_0) 为发射点经纬度, (λ, Φ) 为残骸落点经纬度, R_e 表示地球平均半径。

残骸落区一般根据实际任务的标准弹道残骸落点进行划定,当任务改变时,如果原有的落区不能满足任务要求,此时需要根据新的残骸落点重新划定落区。新落区与原有落区之间的关系如图3所示。

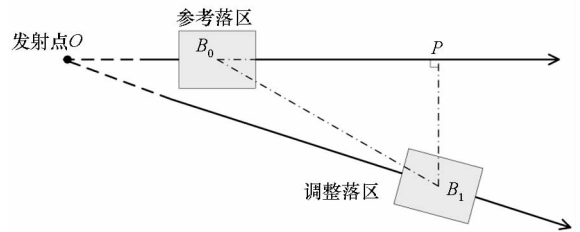


图3 落区调整方案示意图

Fig. 3 Illustration of impact area adjusted plan

图3中, B_1 表示新的残骸落点, B_0 表示原有残骸落点,它们也是残骸落区中心点。 $\overline{B_0P}$ 表示落区纵向调整距离, $\overline{B_1P}$ 表示落区横向调整距离,上述距离均定义在地球为理想球体的假设上,图3将球体上的位置关系进行了平面投影。

3 问题描述

由于导弹飞行试验均在专业的发射场进行,相比一般的弹道设计,试验弹道的设计需紧密结合发射场实际特点,后面考虑的弹头落点约束与残骸落区均具有明显的发射场实际应用背景。

3.1 目标函数

本文所提出的大动压模拟试验弹道设计,旨在寻找一条既满足预设的大动压模拟条件,同时又满足发射场各项约束的试验弹道。经初步计算,同时符合上述要求的可行弹道是十分有限的。对于一个可行解范围很小的问题进行某个目标的寻优,其性能指标的提升空间一般也很小^[12],因此,原问题可近似为寻找一条满足各项约束指标的可行弹道,这显然是一个求解非线性方程根的问题。为了使得试验弹道严格满足弹头落点约束条件,基于优化的思想方法,以弹头落点偏差最小为目标函数,即

$$\min[\Delta R] \quad (7)$$

其中, ΔR 表示弹头落点偏差,该优化目标使得弹头落点距离参考落点的偏差最小,显然,在满足各项约束条件的范围内,该最小值应该等于 0,则该目标函数与终端状态约束是等价的。

3.2 优化设计变量

主动段弹道设计变量一般由参数化的飞行程序角表示,除此之外,为了保证弹头落点的侧向偏差满足约束,引入发射方位角作为优化变量。综上所述,本文针对三级固体弹道导弹建立一种主动段联合优化方案^[13-14],将发射方位角与参数化后的各级俯仰飞行程序共同作为优化设计变量,具体可表示为

$$U = (A_0, \bar{\alpha}, a, \dot{\varphi}_{cx2}, \dot{\varphi}_{cx3}, t_{22}, t_{32})^T \quad (8)$$

其中, A_0 表示发射方位角,其余参数含义见第 1 节飞行程序设计部分。

3.3 约束条件

3.3.1 路径约束

为了使飞行动压达到预设检验值,必须对最大动压施加约束

$$q_{\max}^* \beta_- \leq q_{\max}^* \leq q_{\max}^* \beta_+ \quad (9)$$

其中, q_{\max}^* 表示预设的最大动压检验值,也是优化后试验弹道的最大动压期望值;其上下边界分别由系数 β_- 和 β_+ 控制,其中, $\beta_- \in (0, 1]$, $\beta_+ \in [1, +\infty)$,当 $\beta_- = \beta_+ = 1$ 时,上述不等式约束退化为等式约束,为了保证设计试验弹道的最大动压接近期望值,一般取 β_- 略小于 1,而 β_+ 略大于 1。

3.3.2 控制量约束

弹道设计时的控制变量也需要加以约束,主要指最大负攻角和俯仰程序角速率的约束

$$\bar{\alpha} \leq \bar{\alpha}_{\max}, -(\dot{\varphi}_{cx})_{\max} \leq \dot{\varphi}_{cx} \leq 0 \quad (10)$$

其中, $\bar{\alpha}_{\max}$ 表示最大负攻角边界的绝对值, $(\dot{\varphi}_{cx})_{\max}$ 表示俯仰角斜率绝对值的最大值,而且俯

仰角斜率不能为正,以保证整个俯仰角程序是单调递减的。

4 设计结果与分析

在仿真分析中,导弹动力学模型采用基于瞬时平衡假设的伪六自由度动力学模型,重点关注导弹质心运动规律^[10]。

选定参考弹道,发射点高度 $H_0 = 1500$ m,一级初始校正段时间 $t_1 = 8$ s,在参考程序角下的最大动压为 $Q_{\max 0} = 35\ 820.06$ Pa。在此基础上预设最大动压提高百分比分别为 5%、10% 和 20%,即选择三组不同的大动压约束条件,算例中取 $\beta_- = 0.999$, $\beta_+ = 1.001$ 。采用自适应模拟退火算法进行参数寻优,该算法能够处理任意系统和目标函数,能有效搜索全局最优解,且具有较好的收敛性^[15-16]。

优化结束后得到三组不同大动压模拟条件下的设计参数,如表 1 所示,其对应的弹道参数如表 2 所示,设计俯仰程序角与参考俯仰程序角的比较如图 4 所示,高度变化规律如图 5 所示,一级攻角变化规律如图 6 所示,一二级动压变化规律如图 7 所示。

表 1 设计参数比较结果

参数	5%	10%	20%
$A_0/(\circ)$	95.604 523	95.801 243	95.836 371
$\bar{\alpha}/(\circ)$	2.237 8	2.969 3	4.290 9
a	0.336 0	0.349 1	0.417 5
$\dot{\varphi}_{cx2}/((\circ)/s)$	-1.078 3	-1.597 5	-0.700 8
$\dot{\varphi}_{cx3}/((\circ)/s)$	-3.232 3	-3.643 0	-4.202 9
t_{22}/s	29.782	27.496	37.102
t_{32}/s	37.586	28.445	25.538

表 2 不同试验弹道参数比较结果

预设动压提高百分比/%	实际动压提高百分比/%	弹头落点偏差/m
0	0	0
5	5.001 7	0.15
10	10.002 6	0.18
20	20.005 2	0.20

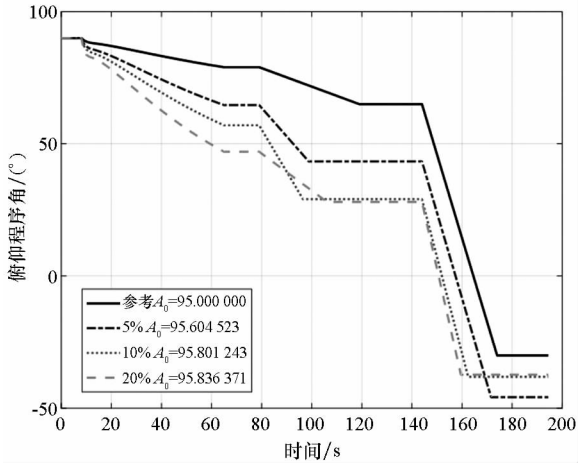


图4 俯仰程序角比较结果

Fig. 4 Comparison results of pitch program angle

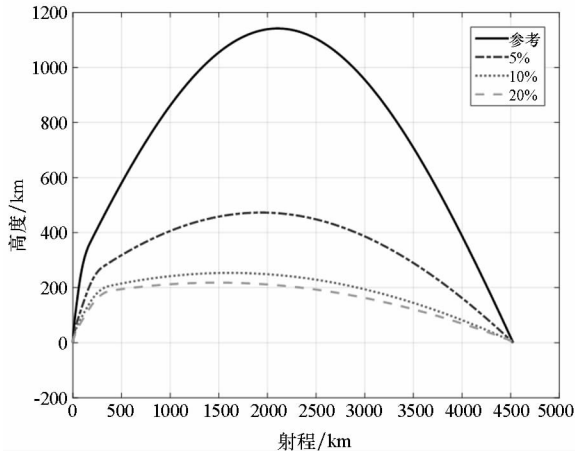


图5 高度随射程变化曲线

Fig. 5 Variation curve between height and range

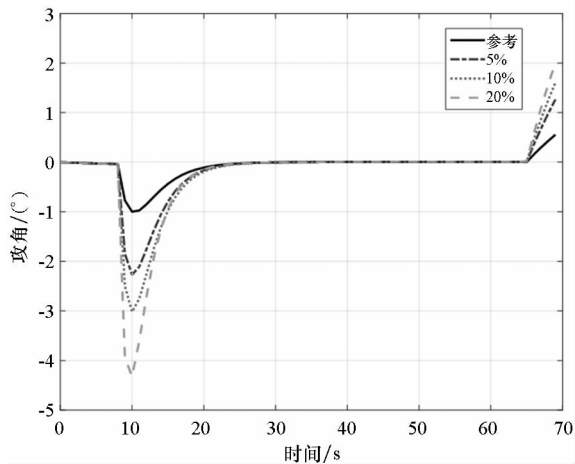


图6 一级攻角随时间变化曲线

Fig. 6 Variation curve between angle of attack and time in the first stage

表1中各个优化参数共同影响试验弹道的最大动压及落点位置。若不考虑地球自转,在一定条件下导弹的纵向运动和侧向运动之间可实现完

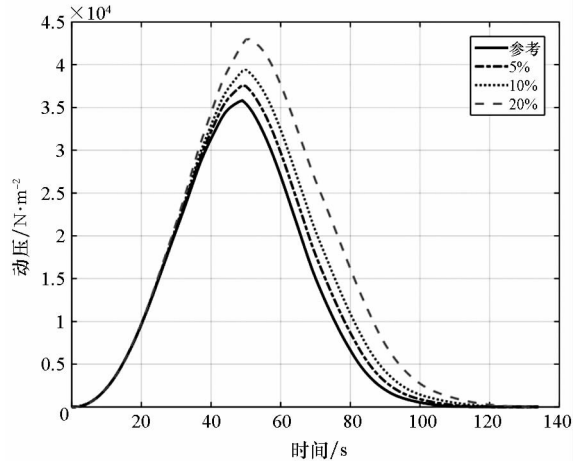


图7 一、二级动压随时间变化曲线

Fig. 7 Variation curve between dynamic pressure and time in the first and the second stage

全解耦,即调整俯仰程序角时并不影响侧向运动参数,基于此,将落点约束分解为射程约束和侧向约束,此时满足落点侧向约束的发射方位角可通过球面三角关系唯一确定,进而仅调整俯仰程序角即可同时满足最大动压模拟要求与落点射程约束,从而实现任务要求。为了更真实模拟导弹飞行环境,在弹道仿真时考虑了地球自转,从而使得导弹纵向运动与侧向运动耦合性明显加强,具体表现为在动力学方程中离心惯性力和哥氏惯性力的引入,导致在通过俯仰程序角调节最大动压及纵向射程时也将引起导弹侧向状态参数显著变化,为了同时满足大动压模拟要求、落点射程及侧向约束,必须共同调整发射方位角 A_0 和俯仰程序角参数,这是选择上述参数作为优化变量的主要原因。发射方位角主要调整落点侧向约束,其余参数主要通过调整俯仰程序角改变最大动压和射程,两组参数共同决定满足大动压模拟要求及落点约束的试验弹道。

表2第1行数据表示参考弹道,第2~4行数据为设计弹道结果,可以看出,三组大动压模拟条件下的设计结果均能严格满足弹头落点约束,使得弹头落点偏差达到“最小”,且大动压指标均达到了预期要求,这说明本文提出的基于 iSIGHT 的大动压模拟试验弹道设计方法是完全可行的。

由图5可以看出,导弹在主动段由于推力作用弹道形态比较“陡”,通过改变俯仰程序角“压低”主动段弹道可提高最大动压,这是因为弹道被“压低”增加了导弹在稠密大气层内的飞行时间,大气密度的增加对提高最大动压是非常有利的。同时为了保证射程要求,被动段弹道最大高度也相应变低。最大动压提升后,主动段和被动

段由于受力不同引起的弹道形态差异也明显“变大”，但实际上主动段关机点前后弹道仍然是光滑连续的。

由图 7 可以看出,最大动压均出现在 50 s 附近,处于一级飞行段。结合图 6 可以说明,影响最大动压的主要设计参数是一级最大负攻角;二、三级俯仰程序角对最大动压并无影响,其主要保证弹头落点满足纵向射程约束;发射方位角主要修正弹头落点的横向偏差;而常数 a 一般用于保证攻角在跨音速段前收敛至 0° ,可取值范围很小。

根据前面获得的不同大动压提升的弹道,进而可得对应一、二级残骸落点的变化规律。表 3 和表 4 分别给出了大动压提升后的一级残骸落区和二级残骸落区的调整方案。

表 3 一级落区调整方案

Tab.3 Impact area adjusted plan of the first stage km

弹道	射程	纵向距离	横向距离
参考	27.434	0	0
5%	60.191	32.806	0.214
10%	73.769	46.404	0.288
20%	85.207	57.860	0.280

表 4 二级落区调整方案

Tab.4 Impact area adjusted plan of the second stage km

弹道	射程	纵向距离	横向距离
参考	1034.167	0	0
5%	1931.381	898.521	1.302
10%	2044.123	1011.427	-0.468
20%	2103.651	1071.042	-0.648

由表 3 和表 4 可以看出,在参考弹道基础上提高最大动压 20% 的范围以内,随着最大动压的提升,一、二级残骸落点射程逐渐增大,且随着大动压的提升,射程变化幅度有所减小。另外,纵向调整距离也远大于横向调整距离,这说明大动压模拟条件主要影响残骸落点的纵向射程,对残骸横向距离的影响基本可以忽略。

图 8 和图 9 给出了大动压模拟条件下的残骸落区与参考落区的地理位置分布,图中从左至右四个方形点分别表示参考落区,最大动压分别提升 5%、10% 和 20% 条件下的落区,坐标经纬度仅用来表示落区的相对位置关系。

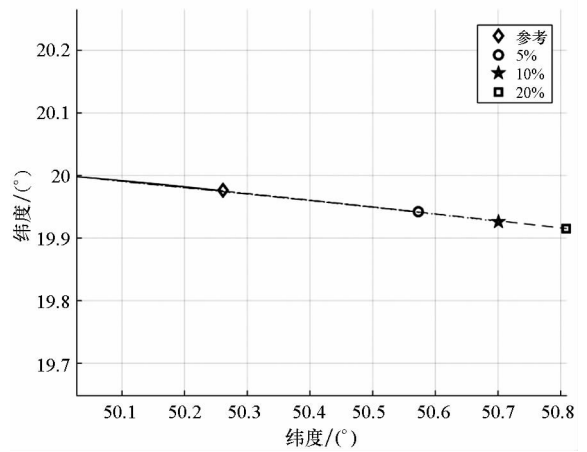


图 8 一级残骸落区分布

Fig.8 Impact area distribution of the first stage wreckage

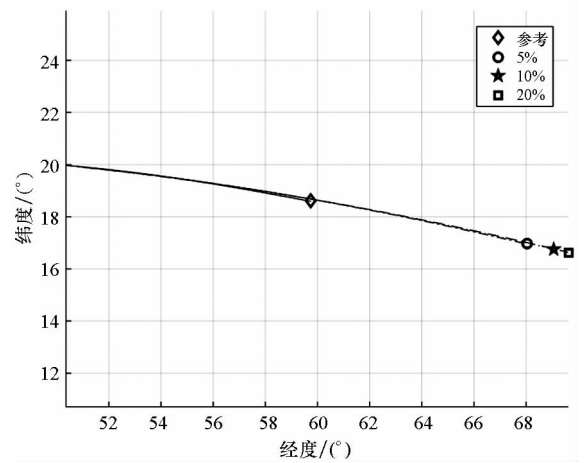


图 9 二级残骸落区分布

Fig.9 Impact area distribution of the second stage wreckage

5 结论

本文研究了面向高海拔发射场大动压模拟条件下的试验弹道设计问题,主要结论如下:

1) 针对传统弹道设计未能考虑发射场实际特点等不足,引入零攻角无控残骸再入模型,并建立了残骸落区边界计算模型,为考虑残骸落区约束的试验弹道设计建立了基础;

2) 最大动压一般出现在一级,其主要影响参数是一级最大负攻角,随着该攻角的增大,弹道形态被“压低”,最大动压也逐渐提高,同时调整二、三级俯仰程序角与发射方位角可以保证试验弹道满足弹头落点约束;

3) 对于大动压模拟试验任务,原有落区条件已经不能满足新的残骸落点要求,必须以新的残骸落点为落区中心重新划定落区范围。

参考文献 (References)

- [1] 固体弹道导弹系列编委会. 固体弹道导弹系列: 导弹总体设计与试验[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2009.
Solid Trajectory Missile Series Editorial Committee. Solid trajectory missile series: missile conceptual design and experiment[M]. Beijing: China Astronautic Press, 2009. (in Chinese)
- [2] 宗群, 田苓, 窦立谦. 基于 Gauss 伪谱法的临近空间飞行器上升段轨迹优化[J]. 宇航学报, 2010, 31(7): 1775 - 1781.
ZONG Qun, TIAN Ling, DOU Liqian. Ascent phase trajectory optimization for near space vehicle based on Gauss pseudospectral method[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(7): 1775 - 1781. (in Chinese)
- [3] Betts J T. Survey of numerical methods for trajectory optimization [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1998, 21(2): 193 - 207.
- [4] Vinh N X. Optimal trajectories in atmospheric flight [J]. Space Mankind's Fourth Environment, 1982: 449 - 468.
- [5] Lu P, Pan B F. Highly constrained optimal launch ascent guidance[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33(2): 404 - 414.
- [6] Lu P, Zhang L J, Sun H S. Ascent guidance for responsive launch: a fixed-point approach [C]//Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 2006.
- [7] 雍恩米, 陈磊, 唐国金. 飞行器轨迹优化数值方法综述[J]. 宇航学报, 2008, 29(2): 397 - 406.
YONG Enmi, CHEN Lei, TANG Guojin. A survey of numerical methods for trajectory optimization of spacecraft[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(2): 397 - 406. (in Chinese)
- [8] Koch P N, Evans J P, Powell D. Interdigitation for effective design space exploration using iSIGHT [J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2002, 23(2): 111 - 126.
- [9] 宋保维, 李楠. iSIGHT 在多目标优化问题中的应用研究[J]. 火力与指挥控制, 2008(S2): 133 - 135.
SONG Baowei, LI Nan. Application research of iSIGHT in solving multi-objective design optimization problems[J]. Fire Control and Command Control, 2008(S2): 133 - 135. (in Chinese)
- [10] 陈克俊, 刘鲁华, 孟云鹤, 等. 远程火箭飞行动力学与控制[M]. 北京: 国防工业出版社, 2014.
CHEN Kejun, LIU Luhua, MENG Yunhe, et al. Launch vehicle flight dynamics and guidance[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2014. (in Chinese)
- [11] 陈克俊. 载人飞船上升段轨道的 Newton 迭代设计法[J]. 国防科技大学学报, 1992(2): 66 - 71.
CHEN Kejun. Newton iterative design approach for manned spacecraft ascent trajectory[J]. Journal of National University of Defense Technology, 1992(2): 66 - 71. (in Chinese)
- [12] 杨希祥, 江振宇, 张为华. 基于粒子群算法的固体运载火箭上升段弹道优化设计研究[J]. 宇航学报, 2010, 31(5): 1304 - 1309.
YANG Xixiang, JIANG Zhenyu, ZHANG Weihua. A particle swarm optimization algorithm based solid launch vehicle ascent trajectory optimum design[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(5): 1304 - 1309. (in Chinese)
- [13] Chen G, Xu M, Wan Z M, et al. RLV reentry trajectory multi-objective optimization design based on NSGA2 algorithm[C]//Proceedings of AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, 2005: 267 - 270.
- [14] 杨丁, 辛万青, 杨小龙. 一种多目标约束下的主被动段弹道联合优化方法[J]. 导弹与航天运载技术, 2009(5): 1 - 5.
YANG Ding, XIN Wanqing, YANG Xiaolong. An united optimization method for boost-glide trajectory design subject to multi-objective restraint [J]. Missiles and Space Vehicles, 2009(5): 1 - 5. (in Chinese)
- [15] 李振华, 鲜勇, 雷刚, 等. 应用种群熵粒子群优化算法的上升段交会弹道优化设计[J]. 导弹与航天运载技术, 2015(6): 96 - 99.
LI Zhenhua, XIAN Yong, LEI Gang, et al. Launch vehicle ascent rendezvous trajectory optimum design based on population entropy based particle swarm optimization [J]. Missiles and Space Vehicles, 2015(6): 96 - 99. (in Chinese)
- [16] 马树微, 李静琳, 陈曦, 等. 多级固体运载火箭分级多学科优化设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2016(3): 542 - 550.
MA Shuwei, LI Jinglin, CHEN Xi, et al. Stage-wise multidisciplinary design optimization for multi-stage solid launch vehicle [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016(3): 542 - 550. (in Chinese)