doi:10.11887/j.cn.201404005 http://journal.nudt.edu.cn

亚轨道飞行器试验运载火箭的射程控制*

徐 勤[1],刘 昆[1],田继超[2],刘兴隆[2]
(1.国防科技大学 航天科学与工程学院,湖南 长沙 410073;2.北京宇航系统工程研究所,北京 100076)

摘 要:运载火箭试验靶场就是用于火箭发射试验的专门场区,包括陆域、海域、空域等。靶场安全问题比较复杂、涉及范围广,火箭进入外层空间前不允许穿越外国领域或必须保证距国境线有一定的安全距离,其残骸落区不允许在外国领域。在我国,受到国土范围限制,又要实现洲际运载火箭全程飞行试验的要求,实际中通常采取"高弹道"、"低弹道"等特殊弹道的飞行试验来代替全程飞行试验的策略。通过对两类特殊亚轨道飞行器的飞行试验火箭的弹道特点描述,开展射程控制分析,研究基于我国国境进行亚轨道飞行试验的靶场安全控制方法。射程控制,对于低弹道可以采用控制俯仰程序角速度方法,而对于高弹道可以采用控制俯仰程序角方法。

关键词:再入;突防;射程;控制
中图分类号:TP316 **文献标志码**:A **文章编号**:1001-2486(2014)04-0022-05

Range safety control of suborbital vehicle

XU Qin[1], *LIU Kun*[1], *TIAN Jichao*[2], *LIU Xinglong*[2]
(1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;
2. Beijing Institute of Aerospace Systems Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: The test range for launch vehicle is intended for certain launch missions, while land, sea area and airspace are all included. The safety issues of test range are complicated and involve many factors. Before rockets´entry to the outer space, it is forbidden to cross foreign territory or the safety distance have to be guaranteed to the boundary. In addition, falling zones for the re-entry are prohibited from being in the foreign region. In China, with the restriction of territory and to meet the requirements of intercontinental rockets' full-range flight test, particular trajectory schemes are selected, such as "low trajectory", "high trajectory", to substitute full range flights. Based on the description of the features of those two trajectories, the range control for rocket flight test was analyzed, focusing on taking suborbital vehicles as payloads, including re-entry and penetration. Based upon suborbital flight inside China's territory, the manners for test range safety control are studied. For the low trajectory flight, controlling the angular velocity of the pitch program is a useful manner of range control. For the high trajectory flight, controlling the angle of the pitch program is a useful manner of range control.

Key words: re-entry; penetration; range; control

运载火箭试验靶场是用于火箭发射试验的专门场区,包括陆域、海域、空域等。靶场安全就是火箭发射试验的安全保障,一般也包括飞行和落区安全。火箭飞行安全由地面安控系统进行实时监测和保证,关键是紧急关闭火箭发动机或炸毁火箭,以防止其落入无保护区域或其他国家领域内;在火箭各子级完成工作后的坠落区和弹着区,必须保证人员和设施的安全。

靶场安全是涉及范围很广的复杂问题。由于涉及国家重要的战略资源,其布局无疑会对国际关系产生重要影响:火箭进入外层空间前不穿越外国领域或距国境线有一定安全距离,残骸落区不在外国领域等。以色列沙维特航天发射场地处地中海东岸,考虑靶场安全问题,只能向西北逆地球自旋方向发射;日本的种子岛就因为发射噪音对渔场的影响,发射时间受到严格的限制;美俄的洲际运载火箭都在公海上进行全射程试验,其中美国太平洋夸贾林试验靶场是西海岸西部试验靶场至今还在使用的洲际运载火箭的弹着区之一[1]。美国MX导弹武器系统在1983~1989年的19次飞行试验分为四个阶段,其中第二阶段为再入、突防飞行器研制验证进行试验[2-4]。美俄

* **收稿日期**:2013-08-23
基金项目:国家部委资助项目
作者简介:徐勤(1972—),男,江苏江都人,博士研究生,E-mail:wwwjjjmmm1180@sina.com;
刘昆(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:liukun@nudt.edu.cn

两国在远程火箭飞行试验航区较为宽裕,不进行针对航区安全的射程控制。

我国只是在 1980 年 5 月进行过两次由我国本土发射、落区为南太平洋的火箭全程飞行试验。通常采取“高弹道”、“低弹道”等特殊弹道的飞行试验来代替全程飞行试验的策略[5]。两种弹道的射程控制通过火箭飞行控制软件实现,其实现可靠性直接关系到火箭飞行试验航区安全。

本文通过再入、突防两类特殊亚轨道飞行器的飞行试验火箭的射程控制分析,研究基于我国国境进行亚轨道飞行试验的靶场安全控制方法。

1　运载火箭的射程分析

在假设地球为均质圆球条件下,运载火箭自由飞行段弹道应在主动段终点的绝对参数 r_k,V_k 决定的弹道平面内,该平面过地球的球心,故与地球表面相截的截痕为一大圆弧。所谓被动段的绝对射程,是指在弹道平面内,从运载火箭主动段终点 k 到落点 c 所对应的圆弧长度,记为 L_{kc}。由图 1 可知:

$$L_{kc} = L_{ke} + L_{ec} \tag{1}$$

其中:L_{ke}为自由段射程,指弹道主动段终点 k 点到再入点 e 所对应的圆弧长;L_{ec}为再入段射程,指再入点 e 点到落点 c 点所对应的圆弧长。

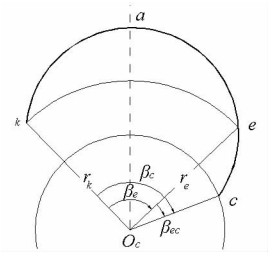


图 1　运载火箭的射程

Fig. 1　The range of launch vehicle

L_{kc},L_{ke},L_{ec}可用相应的地心角 β_c, β_e 及 β_{ec}乘上地球半径 R 而得到。因此,β_c, β_e 及 β_{ec}也可用来表示射程,称为角射程。

由文献[6],

$$\tan\frac{\beta_c}{2} = \frac{B + \sqrt{B^2 - 4AC}}{2A} \tag{2}$$

其中:

$$\begin{cases} A = 2R(1 + \tan^2\Theta_k) - \nu_k(R + r_k) \\ B = 2\nu_k R\tan\Theta_k \\ C = \nu_k(R - r_k) \end{cases}$$

可见,在给定主动段终点参数后,即可求得被动段角射程 β_c,而被动段射程则为 $L_{kc} = R \cdot \beta_c$。

当 ν_k 一定时,总可以找到一个速度倾角 Θ_k 使射程取最大值,此速度倾角称为最佳速度倾角,记为 $\Theta_{k.\,opt}$。其物理意义是,当主动段终点 k 的参数 r_k,v_k 一定,则 ν_k 一定,即 k 点的机械能为确定值,$\Theta_{k.\,opt}$是保证在同样的机械能条件下,使运载火箭的能量得到充分利用,以使射程达到最大值。$\Theta_{k.\,opt}$的另一物理意义是:当射程 β_c 和 β_e 一定,在速度倾角取为 $\Theta_{k.\,opt}$时,使所需要的 ν_k 为最小,即当 r_k 给定时,v_k 取最小值,也就是说要求运载火箭在 k 点的机械能最小。这种具有最小 ν_k 值的弹道称为最小能量弹道。

速度倾角 Θ_k 是一个远程火箭弹道中关系到火箭射程的关键飞行特征量,在火箭控制制导系统里则是通过火箭飞行俯仰程序角得以实现,而俯仰程序角的角度、角速度则是其最主要的两个特征量,控制好这两个特征量,火箭飞行的速度倾角就能够控制好,火箭射程就能得以控制。

2　再入飞行器试验火箭的射程控制

远程火箭的飞行弹道根据其在飞行过程中的受力情况,一般可分为三段:主动段 $O' - K'$、自由飞行段 $K' - E$ 和再入段 $E - C$,如图 2 所示。再入飞行器再入段的飞行环境,如过载、热流和总加热量等,取决于再入点 E 的弹道参数,如高度、速度和当地弹道倾角。这三段弹道,以自由飞行段飞行时间最长,约占全部时间的 80%,自由飞行段弹道是一种惯性弹道,其飞行轨道仅受地球引力的影响。从惯性空间看,当引力场为一有心力场时,自由飞行段火箭参数满足下列关系[7]:

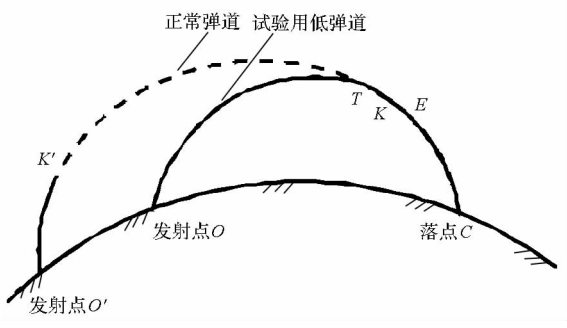


图 2　低弹道利用与正常弹道“切合”缩短射程

Fig. 2　The shortened range by the tangency between low trajectory and normal trajectory

飞行高度:

$$h = \frac{p}{1 - e\cos f} - R \tag{3}$$

飞行速度:

$$v = \sqrt{GM\left(\frac{2}{R + h} - \frac{1}{a}\right)} \tag{4}$$

飞行的当地弹道倾角:

$$\Theta = \arccos \frac{C}{(R+h)v} \tag{5}$$

其中：

$$C = (R+h_a)\sqrt{\frac{GM}{R+h_a}(2-\frac{R+h_a}{a})}$$

$$p = r_{k'}v_{k'}\cos^2\Theta_{k'}$$

$$e = \sqrt{1-v_{k'}(2-v_{k'}\cos^2\Theta_{k'})}$$

$$a = \frac{r_{k'}}{2-\gamma_{k'}}$$

$$\gamma_{k'} = \frac{r_{k'}(v_{k'})^2}{GM}$$

$$r_{k'} = R + h_{k'}$$

$$h_a = \frac{P}{1-e} - R$$

其中，$h_{k'}$、$v_{k'}$、$\theta_{k'}$ 为正常弹道主动段终点的弹道参数。

根据火箭自由飞行段弹道是惯性弹道的特点，设计一试验弹道，其主动段弹道终点与正常弹道自由飞行段的某一点（即试验弹道主动段终点）“切合”h_k、v_k、Θ_k 与真空段该点的弹道参数相等：$h_k = h$、$v_k = v$、$\Theta_k = \Theta$。当 $K \neq K'$ 时，试验弹道射程 $O-C$ 将小于正常弹道射程 $O'-C$；当 $K \neq E$ 时，试验弹道射程 $O-C$ 将达到最小值，此时试验弹道由运载火箭主动段 $O-K-E$ 和再入飞行器再入段 $E-C$ 组成，应用弹道“切合”方法，就可用一种射程有限的、能够在保证国内航区安全进行的试验弹道来模拟正常弹道的再入环境。由于这种试验弹道飞行高度低，故称为低弹道。低弹道飞行试验弹道，压低火箭主动段的飞行程序角，压低弹道高度，缩短射程，并在弹道降弧段上实施加速满足再入飞行器正常弹道下的再入模拟量要求，这是一种用较小射程模拟较大射程再入飞行器再入环境的试验弹道。低弹道飞行是以损失射程能力为代价的，要压低弹道，火箭飞行时要将发动机推力分为两部分功能，一部分推动火箭飞行，一部分压低弹道，因此射程模拟能力要受很大损失。低弹道试验一般是对再入飞行器总体方案、防热方案、结构方案、战斗部环境适应能力进行最真实的考核。

低弹道主动段飞行程序通过选择运载火箭主动段弹道的俯仰程序角 $\varphi_{cx}(t)$ 来满足主动段终点弹道参数的要求。为缩短低弹道的射程，一般将火箭低弹道主动段终点（切合点）选取在再入点 E 附近，但必须高于再入点。为满足再入飞行器再入段的热流量、总加热量和最大过载的模拟要求，对于低弹道，一般采用直接控制速度的制导关机方式。计算表明，低弹道的停火点偏导数比值要比正常弹道至少大 10 倍，而 B 函数值的增大直接导致火箭主动段飞行俯仰程序角的变化率 $\dot{\varphi}_{cx}(t)$ 增大，如式(6)所示：

$$\dot{\varphi}_{CX} = B\left(\frac{\partial L}{\partial \Theta_k}\Big/\frac{\partial L}{\partial v_k}\right) \tag{6}$$

其中：L 为射程。

某试验运载火箭在进行飞行器再入低弹道飞行试验总体方案论证过程中，综合考虑再入飞行器再入模拟量、再入攻角、落点位置及火箭级间分离能力、二级姿态控制能力、子级残骸落区安全性等要求，对火箭飞行程序角进行了优化设计，最终确定维持原一级飞行段发射宇航任务的俯仰程序角不变、二级飞行段通过俯仰程序角快速下压的方法来实现弹道的快速转弯的设计方案。二级飞行段俯仰程序角快速下压的角速度在设计的方案下，火箭主动段射程满足国境安全距离的要求，火箭的射程的控制能够满足航区安全控制要求。为确保航区安全控制要求，又进一步分析了二级飞行段俯仰程序角不同快速下压的角速度与火箭主动段射程、距离国境安全距离的仿真。分析表明：二级俯仰程序角角速度绝对值分别减少 25%、33%，火箭主动段航程则分别增加 120%、300%。由此可知，为确保航区的安全，可以采用控制火箭二级飞行段俯仰程序角速度的方案，即射程控制必须确保：$|\dot{\varphi}_{cx}| > C$，C 为根据仿真分析确定的满足航区控制的俯仰程序角角速度最小允许值。

3　突防飞行器试验火箭的射程控制

突防远程火箭的飞行弹道根据其在飞行过程中的受力情况，如图 3 所示，一般可分为三段：主动段 $O'-K'$、突防段 $K'-K1'$ 和自由飞行及再入段 $K1'-C'$。其基本射程一般取决于主动段 $O'-K'$，而突防射程一般取决于突防段 $K'-K1'$。

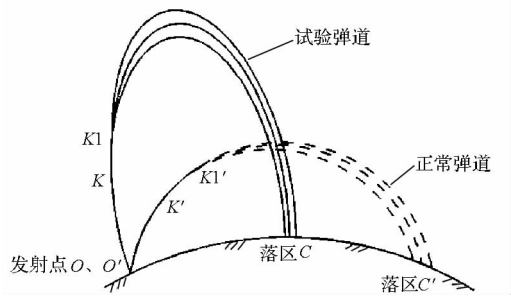


图 3　高弹道与正常弹道关系

Fig. 3　High trajectory and normal trajectory

对于前面讨论的低弹道再入飞行器飞行试验，由于其弹道最高点低、射程受制，在我国国内

进行整个飞行试验的时间不到 500s,一般只用于有再入模拟量要求的再入飞行试验。而对于需要验证姿态控制、突防性能等要求的突防飞行器试验,在保证射程满足航区安全的前提下,一般采用高弹道的飞行试验代替正常弹道的方法作为飞行试验的实施方案。相对于正常弹道,高弹道通过将火箭飞行的动能转化为提高飞行高度的势能,从而使在我国国内整个亚轨道飞行试验时间超过 2000s。高弹道飞行试验的弹道一般也分为三段:主动段 $O-K$、突防段 $K-K1$ 和自由飞行及再入段 $K1-C$,其基本射程也取决于主动段 $O-K$,而突防射程一般取决于突防段 $K-K1$。

从图 4 可以看出,高弹道飞行试验的运载火箭飞行的程序角 Φ,同弹道倾角 θ、飞行攻角 α、当地弹道倾角 Θ,有如下关系:$\Phi=\theta_S+\alpha$,$\Theta=\theta_S+\delta_S$.

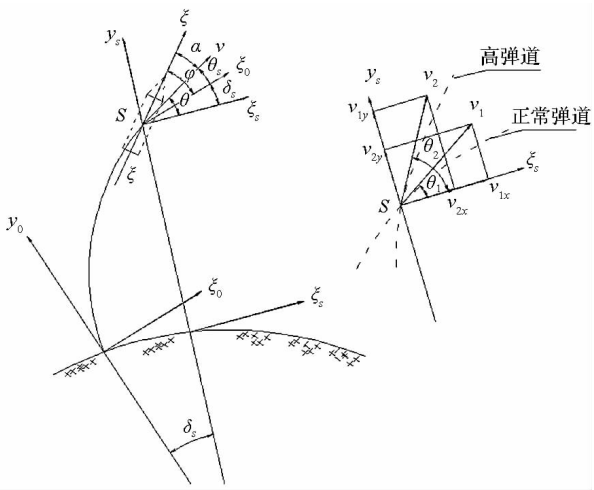


图 4　高弹道"抬高俯仰程序角"

Fig. 4　Raising the angle of the pitch program of high trajectory

提高主动段的飞行程序角 Φ,可使弹道倾角 θ 或当地弹道倾角 Θ 增大,从而使火箭射程方向的速度矢量 v_x 减少,爬高方向的速度矢量 v_y 增加。当 $v_1=v_2$,而 $\Theta_2>\Theta_1$ 时,有 $v_{2x}<v_{1x}$,$v_{2y}>v_{1y}$,这样火箭的射程减少,弹道高度增加,使突防飞行器在真空段内飞行时间增加,可实现模拟正常弹道最大射程时突防飞行器在真空段内飞行的时间[8]。

高弹道飞行试验的突防段 $K-K1$ 和自由飞行及再入段 $K1-C$ 的飞行总时间与正常弹道基本相近,航程则相对较小,但飞行器再入段的再入速度与正常弹道相比,差距较大。故高弹道飞行试验,可考核突防飞行器的姿态控制系统与突防系统的功能,例如,测定突防飞行器释放目标的能力、空域分布及姿态状况,而一般不进行再入飞行器的再入模拟试验。

对于高弹道,一般也采用直接控制速度的制导关机方式。计算表明,高弹道的停火点参数较正常弹道小,由于:

$$\Delta\varphi=90-\varphi_{CX}=C\left(\frac{\partial L}{\partial\theta_K},\frac{\partial L}{\partial V_K}\right)\tag{7}$$

其中,L 为射程,故火箭飞行俯仰程序角 $\varphi_{CX}(t)$ 的变化很小。

某试验运载火箭在进行突防飞行器高弹道飞行试验总体方案论证过程中,综合考虑了突防飞行器突防能力、落点位置及火箭级间分离能力、二级姿态控制能力、子级残骸落区安全性等要求,对火箭飞行程序角进行了优化设计。最终确定通过限制火箭主动段、突防段飞行段俯仰程序角来限制火箭射程,下面进行具体分析。

高弹道的主动段 $O-K$ 飞行过程中,相对于正常弹道的主动段 $O'-K'$,其俯仰程序角自发射点起变化幅度较小,火箭一二级分离时刻、突防飞行器分离时刻的俯仰程序角变化不到 10°,相对于正常弹道的变化均有很大幅度的降低。为确保航区安全控制要求,又进一步对火箭一二级分离时刻、火箭突防飞行器分离时刻的俯仰程序角与火箭主动段射程、距离国境安全距离进行仿真分析。分析表明:火箭一二级分离时刻俯仰程序角分别减少 3°、8°,火箭主动段航程分别增加 400km、1000km;突防飞行器分离时刻俯仰程序角分别减少 10°、30°,火箭主动段航程分别增加 400km、1000km。

高弹道的突防段 $K-K1$ 飞行过程相当于正常弹道突防段 $K'-K1'$ 飞行过程,由于高弹道主动段分离时刻飞行俯仰程序角较大,高弹道纵向突防的最大射程要远远小于正常弹道,根据仿真结果,突防飞行器突防段俯仰程序角变化 20°,火箭主动段航程仅变化不到 100km。

综上,某试验运载火箭进行高弹道飞行试验,针对射程安全,保证突防飞行器亚轨道飞行试验不出国境,可以采用控制火箭主动段一二级分离时刻俯仰程序角、主动段突防级分离时刻俯仰程序角、突防段俯仰程序角的方案进行射程控制。从控制效果看,控制火箭主动段一二级分离时刻俯仰程序角最有效,控制主动段突防级分离时刻俯仰程序角次之,而突防段俯仰程序角基本对火箭射程无影响。由此,为确保航区的安全,可以采用控制火箭一二级飞行段俯仰程序角的方案,即射程控制必须确保:$C_1<|\varphi_{cx}|<C_2$,C_1、C_2 为根据仿真分析确定的满足航区控制的俯仰程序角允

许值。

4 结束语

针对我国境内无法实现的正常弹道的洲际运载火箭飞行试验的难题,可以采取改变火箭主动段飞行程序的方法,即通过设计满足不同试验目的的飞行俯仰程序角、俯仰程序角速度实现“高弹道”、“低弹道”等特殊弹道的飞行试验来代替全程飞行试验。为有效控制再入、突防飞行器特殊弹道飞行试验的射程,再入飞行器“低弹道”试验运载火箭可以采用控制火箭俯仰程序角角速度的方式,突防飞行器“高弹道”试验运载火箭可以采用控制火箭俯仰程序角角度的方式,具体控制策略可以在火箭飞行控制软件中设置俯仰程序角角度或角速度的门槛值,采用门限判别的方案得以实现。

参考文献(References)

[1] Bruce A S. Vandenberg gears for MX test flights[R]. A/W Feb 8,1982:59.

[2] 张宗美. MX 洲际弹道导弹[M]. 北京:宇航出版社,1999:353 – 357.
ZHANG Zongmei. MX inter continental ballistic missile[M]. Beijing: Aerospace publishing Ltd, 1999: 353 – 357. (in Chinese)

[3] Browning S C, MX Stager III: A review of the design entering full scale engineering development[R]. AIAA80 – 1186,1980.

[4] Bruce A S. First USAF MX flight test verifies reentry accurcy [R]. A/W June 27,1983:24 – 25.

[5] 薛成位. 弹道导弹工程[M]. 北京:宇航出版社,2002:110 – 111.
XUE Chengwei. Ballistic missile engineering[M]. Beijing: Aerospace publishing Ltd, 2002: 110 – 111. (in Chinese)

[6] 贾沛然, 等. 远程火箭弹道学[M]. 长沙:国防科技大学出版社, 1993: 89 – 96.
JIA Peiran, et al. Long-range rocket ballistics[M]. Beijing: National University of Defense Technology Press, 1993: 89 – 96. (in Chinese).

[7] 龙乐豪. 总体设计[M]. 北京:宇航出版社,1989:329 – 330.
LONG Lehao. System design [M]. Beijing: Aerospace publishing Ltd, 1989:329 – 330. (in Chinese).

[8] 王国雄. 弹头技术[M]. 北京:宇航出版社,1989:85 – 86.
WANG Guoxiong. Warhead technology [M]. Beijing: Aerospace publishing Ltd, 1989:85 – 86. (in Chinese).