

# 某型飞机双座弹射轨迹仿真分析

王伟, 封文春, 林贵平

(北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京 100191)

**[摘要]** 以 HTY-8 座椅为原型, 建立了具有轨迹发散作用的仿真模型, 通过仿真, 比较分析了发散火箭在不同冲量和不同弹射条件下对弹射轨迹的影响。仿真结果表明, 在零速度或速度较低的弹射条件下, 采用发散火箭是必要的。在中高速弹射条件下, 由于前后座椅弹射具有一定的时间差,  $X$  方向轨迹离散, 前后座椅弹射轨迹发散, 发散火箭的作用并不明显, 尚需进一步分析人椅分离后先弹射的座椅的运动轨迹。在不利姿态弹射条件下, 横滚时发散火箭作用并不明显, 俯冲时则能够起到轨迹发散作用。

**[关键词]** 弹射座椅; 双座弹射; 轨迹发散; 弹射仿真

**[中图分类号]** V244.21+2 **[文献标识码]** A **[文章编号]** 1009-1742(2010)01-0086-05

## 1 前言

串列双座弹射往往存在前后座椅(为了叙述方便, 文章所提的前后座椅是指人椅系统, 在人椅分离后则单指乘员)在弹射过程中相互干涉, 造成飞行员在弹射过程中受伤的问题。一般的解决方案是利用前后座椅的弹射时间差来避免座椅之间的干涉, 但是这就存在一个问题, 即弹射时间间隔选取多少为最优, 太短则可能起不到避免干涉的作用, 太长则在一些不利弹射条件下后弹射的乘员将处于更为不利的状态, 难以救生, 而且也会损失救生时间。另一种解决方案是采用轨迹发散火箭, 使前后座椅向不同的方向弹射, 避免座椅之间的干涉。通常是这两种方案的结合, 而不是单一采用一种方案。

文章通过仿真, 对不同弹射条件下发散火箭的冲量大小对弹射轨迹的影响进行了分析, 有助于工程应用时作为参考。

## 2 仿真模型

轨迹发散的类型, 按轨迹发散装置分类可分为动力火箭轨迹发散和侧向火箭轨迹发散; 按座椅运动姿态分类可分为偏航运动轨迹发散和座椅侧滚运

动轨迹发散。动力火箭通过推力不对称可形成侧滚式轨迹发散, 如 MK10 座椅; 也可通过不同同步点火形成偏航式轨迹发散, 如 S3S 座椅。侧向火箭可以通过制造侧滚角形成侧滚式轨迹发散, 也可制造偏航角进行偏航式轨迹发散。根据现役座椅的结构, 在实际工程应用的前提下, 仿真模型是以 HTY-8 座椅为原型, 采用侧向火箭轨迹发散方式, 在火箭包内腔侧面安装小型发散火箭而建立的。前椅安装在左侧, 后椅安装在右侧。图 1 是发散火箭在座椅上的安装示意图。图中  $F_x$  为侧向发散火箭的推力, 其方向与  $z$  轴平行;  $L_{cx}$  和  $L_{cy}$  是发散火箭推力方向分别到人—椅系统参考点的距离。

在弹射仿真中, 由于弹射过程比较复杂, 通常将弹射过程分成几个阶段, 按照各阶段的运动特点建立数学模型, 实际上弹射是一个连续的过程。在文章的仿真中, 将弹射过程分为出舱阶段、自由飞阶段、救生伞拉直阶段和救生伞张满阶段。数学模型的建立及求解可查阅参考文献[1~4]。弹射顺序是后边乘员首先弹射, 在经过一定的时间延迟后前边乘员弹射。

仿真中乘员按第 95 百分位, 着夏装, 偏心距取  $-6.67$  mm, 发散火箭冲量分 0, 100, 120  $N \cdot s$  3 个

**[收稿日期]** 2008-11-18

**[作者简介]** 王伟(1967-), 男, 河北唐山市人, 研究员, 博士, 主要研究方向为弹射救生以及飞机机电系统设计与试验;

E-mail: ww601@263.net

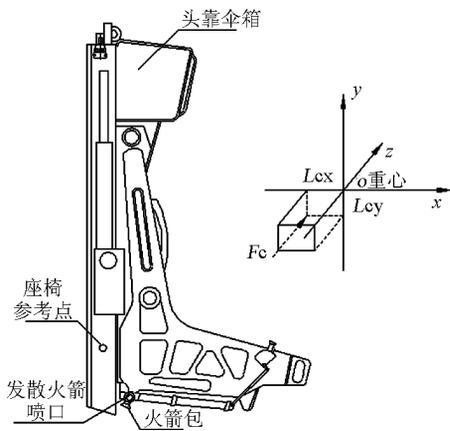


图1 仿真模型示意图

Fig. 1 Schematic diagram of simulation model

级别,发散火箭工作时间为 0.1 s,前后座椅弹射时间间隔为 0.9 s,弹射条件分为平飞状态和不利姿态两种。

### 3 平飞状态

在平飞条件下,主要分析低、中、高速度条件下发散火箭的作用,弹射时的速度按照 0, 250, 650, 1 200 km/h 4 个等级进行仿真。

图 2 是 0 速度发散火箭冲量为 0 时的弹射轨迹曲线,从图中可以看出,前后座椅的弹射轨迹是重合的,只是时间点不同而已。考虑到实际弹射因素,前后座椅极有可能发生碰撞。图 3 是速度为 250 km/h,发散火箭冲量为 0 时的仿真弹射轨迹。

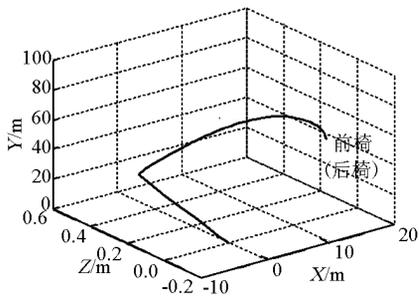


图2 速度为 0 km/h,冲量为 0 N·s 前后座椅弹射轨迹曲线

Fig. 2 0 km/h, 0 N·s impulse, trajectory of front and back seats

从图 3 中可以看出,前后座椅弹射轨迹平行,只是在  $x$  方向由于具有速度而具有一定的距离差。如果考虑到实际弹射时的复杂因素,在低速情况下, $x$  方向的距离差较小,仍有可能发生两椅相互碰撞的

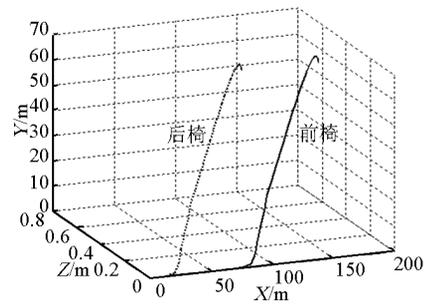


图3 速度 250 km/h,冲量为 0 N·s 前后座椅弹射轨迹曲线

Fig. 3 250 km/h, 0 N·s impulse, trajectory of front and back seats

情况。根据仿真计算,弹射时飞机的飞行速度小于 80 km/h 时干涉风险最大。

图 4 是速度为 0 发散火箭冲量为 100 N·s 时的弹射轨迹仿真曲线图。从图中可以看出,由于采用了发散火箭,前后座椅的弹射轨迹不再重合,避免了两椅相撞的可能性。

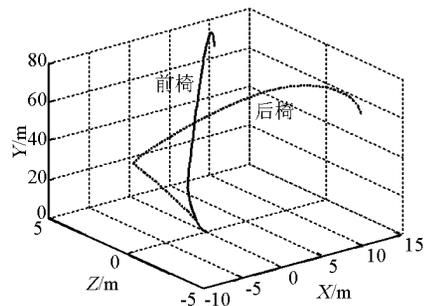


图4 速度为 0 km/h,冲量为 100 N·s 前后座椅弹射轨迹曲线

Fig. 4 0 km/h, 100 N·s impulse, trajectory of front and back seats

图 5 为速度 250 km/h,发散火箭冲量为 100 N·s 时的轨迹仿真曲线。与图 3 相比,前后座椅的轨迹不再是平行的,而是发散的。图 6 是速度为 650 km/h,冲量为 100 N·s 时的轨迹仿真曲线,与图 5 相比,虽然速度有了增加,在  $X$  方向的轨迹差距增大,但是由于气动力的影响,发散火箭的作用并不明显,前后座椅的轨迹差距没有增加多少。

图 7 为速度 1 200 km/h,发散火箭冲量为 140 N·s 时的弹射轨迹曲线。从图中可以看出,在高速弹射条件下,由于气动力的影响,轨迹发散火箭的作用受到限制,虽然增大了发散火箭的冲量,但是前后座椅的轨迹发散并不明显。

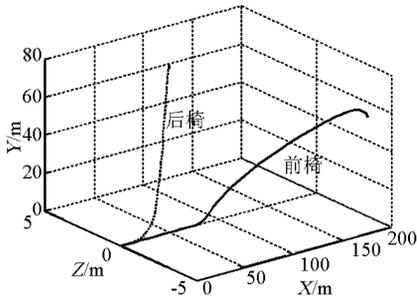


图5 速度 250 km/h, 冲量 100 N·s 前后座椅弹射轨迹曲线

Fig. 5 250 km/h, 100 N·s impulse, trajectory of front and back seats

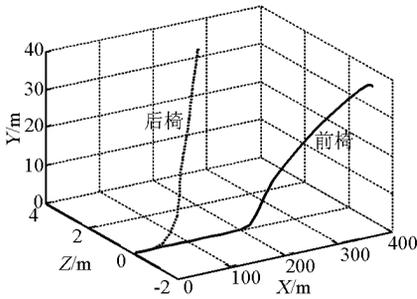


图6 速度 650 km/h, 冲量 100 N·s 前后座椅弹射轨迹

Fig. 6 650 km/h, 100 N·s impulse, trajectory of front and back seats

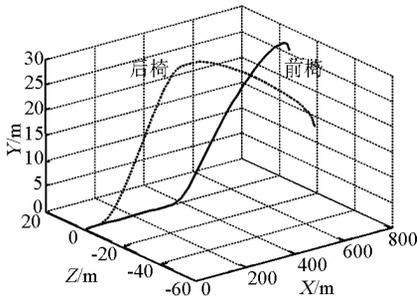


图7 速度 1 200 km/h, 冲量 140 N·s 前后座椅弹射轨迹曲线

Fig. 7 1 200 km/h, 140 N·s impulse, trajectory of front and back seats

用。根据实验数据,发散火箭冲量应小于 $110 \text{ N} \cdot \text{s}$ 。

#### 4 不利姿态

为了分析不利姿态条件下弹射发散火箭的作用,仿真时弹射速度统一取为  $450 \text{ km/h}$ ,不利姿态主要是横滚下沉和大角度俯冲。轨迹发散火箭的冲量为  $100 \text{ N} \cdot \text{s}$ 。图 8 和图 9 分别为横滚角  $60^\circ$  和  $120^\circ$ ,下沉率为  $15 \text{ m/s}$  和  $20 \text{ m/s}$  的弹射轨迹仿真曲线。图 10 为两种不利姿态弹射的 Z 方向轨迹仿真曲线。从图中可以看出,虽然前后座椅的轨迹有所发散,但是从 Z 方向弹射轨迹来看,发散火箭并没有起到明显的作用。

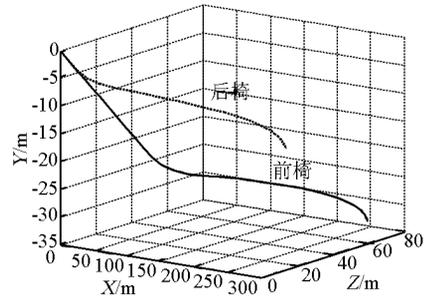


图8 横滚角  $80^\circ$ , 冲量  $100 \text{ N} \cdot \text{s}$ , 下沉率  $15 \text{ m/s}$  前后座椅弹射轨迹曲线

Fig. 8  $80^\circ$  roll angle,  $100 \text{ N} \cdot \text{s}$  impulse,  $15 \text{ m/s}$  sink rate, trajectory of front and back seats

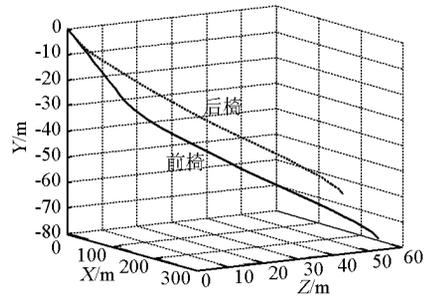


图9 横滚角  $120^\circ$ , 冲量  $100 \text{ N} \cdot \text{s}$ , 下沉率  $20 \text{ m/s}$  前后座椅弹射轨迹曲线

Fig. 9  $120^\circ$  roll angle,  $100 \text{ N} \cdot \text{s}$  impulse,  $20 \text{ m/s}$  sink rate, trajectory of front and back seats

从上述仿真结果可以看出,轨迹发散火箭的作用主要是配合弹射延迟时间,解决“0-0”弹射和低速弹射条件下的前后座椅轨迹干涉问题。轨迹发散火箭的冲量既不能太大,又不能太小。太大则可能使座椅处于不利姿态,太小则又起不到轨迹发散作

图 11 为横滚角  $80^\circ$ ,下沉率  $15 \text{ m/s}$ ,发散火箭冲量为 0 的情况下的弹射轨迹仿真曲线,与图 8 相比,发散火箭的作用并不明显。图 12 为这两种弹射条件下,前后座椅在弹射过程中重心之间相距离

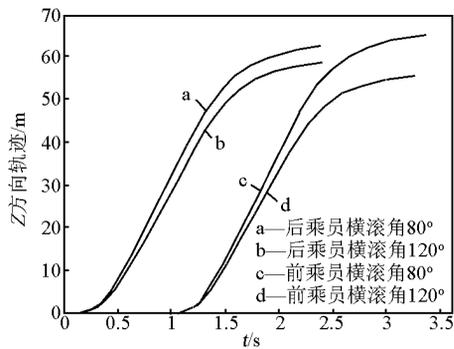


图 10 两种不利姿态前后座椅 Z 方向弹射轨迹曲线

Fig. 10 Z direction trajectory of front and back seats at two adverse attitude conditions

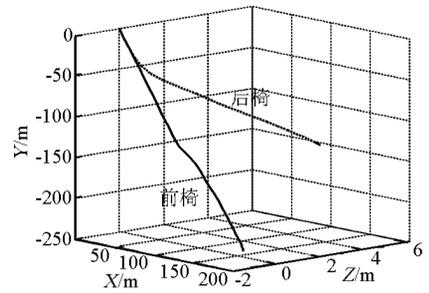


图 13 俯冲角 60° 冲量 100 N·s 前后座椅弹射轨迹曲线

Fig. 13 60° dive angle, 100 N·s impulse, trajectory of front and back seats

曲线。从图 12 可以明显看出,在横滚弹射条件下,发散火箭并不能起到轨迹发散的作用。图 13 是俯冲角为 60° 时的弹射轨迹仿真曲线,从图中可以看出,在俯冲弹射条件下,发散火箭能够起到轨迹发散的作用。

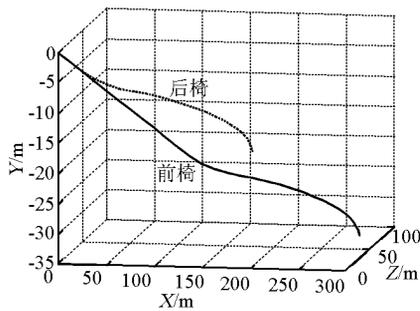


图 11 横滚角 80°, 下沉率 15 m/s, 冲量为 0 前后座椅弹射轨迹曲线

Fig. 11 80° roll angle, 0 N·s impulse, 15 m/s sink rate, trajectory of front and back seats

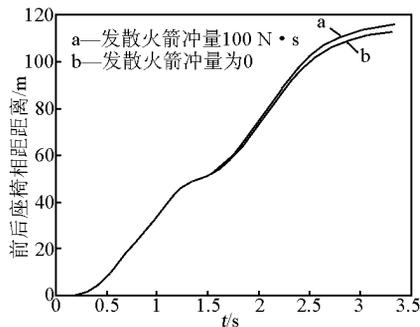


图 12 前后座椅重心轨迹相距距离曲线

Fig. 12 Distance curve of two seats gravity

从上述仿真结果可以看出,虽然轨迹发散火箭

在某些不利姿态条件下起到了一定的轨迹发散作用,但是在另一些条件下则起不到应有的作用。因此,针对不利姿态弹射,弹射延迟时间和轨迹发散火箭并不是改善救生性能、减小干涉风险的有效措施,多模态控制或自适应控制才是改善低空不利姿态救生性能的有效措施。

## 5 结语

通过仿真,初步分析了双座弹射中轨迹发散火箭的作用,由仿真结果可以初步得到以下结论:

1) 在 0 速度或低速弹射条件下,仅依靠前后座椅的弹射时间间隔难以避免两椅相撞的可能性,轨迹发散火箭是必要的补充。

2) 在中、低速弹射条件下,轨迹发散火箭可以起到轨迹发散的作用。

3) 在不利姿态弹射条件下,横滚弹射时发散火箭的作用并不明显,俯冲弹射时发散火箭能起到轨迹发散的作用。弹射延迟时间和轨迹发散火箭并不是改善救生性能、减小干涉风险的有效措施,多模态控制或自适应控制才是改善低空不利姿态救生性能的有效措施。

4) 在高速弹射条件下轨迹发散火箭的作用不大,但由于弹射时飞行速度较大,前后座椅重心轨迹间距增大,也可避免前后座椅的干涉。

5) 轨迹发散火箭的有效工作方式是大冲量、短时间,但是冲量太大则会损失弹射救生高度。根据实验结果,火箭冲量一般小于 110 N·s。

当然,弹射条件复杂多变,在弹射过程中受到多种因素的影响,而且在建立仿真数学模型时作了一定的简化,因此,轨迹发散火箭的作用尚需进一步通过实验来验证。仿真结果可以作为实验的补充和参

考,因为费用昂贵,实验条件有限,不可能做太多的弹射状态。为了明确轨迹发散火箭的作用还需要做更多的研究工作。

#### 参考文献

[1] 张汉簇. 飞行器安全救生[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,1990

[2] 飞机设计手册总编委会. 飞机设计手册第15册[M]. 北京:航空工业出版社,1999

[3] 封文春,林贵平. 四元数在弹射仿真中的应用[J]. 北京航空航天大学学报,2006,32(8):881-884

[4] 封文春. 弹射座椅多参数多模态控制规律设计与仿真[D]. 北京:北京航空航天大学,2006

## Simulation analysis of dual-seat ejection trajectory in a type flight

Wang Wei, Feng Wenchun, Lin Guiping

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

[**Abstract**] The simulation mode of ejection seat with track separate rocket based on the HTY-8 seat was presented in this paper. Through simulation, the affection of track separate rocket to the ejection track at the different rocket impulses and various ejection conditions were analyzed. The results showed that the rocket was needed at the condition of zero or lower velocity. However, the function of track separate rocket was inconspicuous at the ejection condition with velocity. The paths of  $X$  direction were separated because the front and aft crew member ejection had certain time interval. The front seat movement track after the crewmember and seat separation was needed to analysis in order to research the function of track separate rocket at the condition with velocity. Under the condition of adverse attitude, the function of rocket was unobvious at roll condition; however, rocket could separate the ejection path at pitch condition.

[**Key words**] ejection seat; dual-seat ejection; track separate; ejection simulation