

文章编号:1000-8055(2011)01-0167-06

双座弹射救生系统轨迹发散特性分析

毛晓东, 林贵平, 郁 嘉

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 为了研究双座弹射救生系统的轨迹发散特性,以 MSC. EASY 5 为基础平台进行了求解器设计,并以此为基础对轨迹发散特性进行了仿真计算分析,包括轨迹发散性能评估、轨迹发散对弹射轨迹高度及座椅稳定性的影响。分析结果表明,轨迹发散技术能够有效避免低速弹射时双座间的轨迹干涉,虽然在一定程度上降低了弹射轨迹高度并对座椅稳定性有略微的影响,但是提高了双座弹射救生系统的综合救生性能,研究结果对工程应用具有理论指导意义。

关 键 词: 弹射救生系统; 轨迹发散; 轨迹干涉; 仿真计算; 性能评估

中图分类号: V244.21⁺2

文献标识码: A

Analysis of trajectory divergence characteristics for double-seat escape system

MAO Xiao-dong, LIN Gui-ping, YU Jia

(School of Aeronautics Science and Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to analyze the trajectory divergence characteristics for double-seat escape system, a solver was designed based on MSC. EASY 5 fundamental platform in this research. Subsequently, the trajectory divergence characteristics were numerically calculated and analyzed with the solver, including trajectory divergence performance evaluation, analysis of the influence of divergence on trajectory height and seat stability. The analysis results show that the trajectory divergence technology could effectively prevent the double-seat from interference at low speed. Although the trajectory height is somewhat reduced and the seat stability is affected a little, the integrated performance of the double-seat escape system is improved. The results provide a theoretical guidance for the engineering application.

Key words: escape system; trajectory divergence; trajectory interference; simulation calculation; performance evaluation

双座型军机,包括歼击机和轰炸机的弹射救生系统相对于单座型弹射救生系统有其特殊点。由于弹射座椅出舱后需完成一系列规定的动作,如稳定自由飞、开救生伞等,必须保证两台座椅之间不产生轨迹干涉,如果发生座椅相撞或救生伞纠缠等情况,将会严重威胁飞行员的生命安全。因此,如何确保双座弹射救生系统在弹射后不发生

轨迹干涉便成为了工程人员研究中亟需解决的问题。目前国外所采用的解决方法主要有二种:其一,使双座弹射座椅之间存在一定的延迟弹射时间,使两台弹射座椅在飞行方向上产生一定的距离以避免轨迹干涉;其二,在弹射座椅弹射离机之后通过轨迹发散技术对其轨迹进行修正。轨迹发散技术即在前后两台座椅上安装推力方向相反的

收稿日期:2009-11-19; 修订日期:2009-12-21

作者简介:毛晓东(1984—),男,辽宁大连人,博士生,主要从事安全救生方向研究。

轨迹发散火箭,通过改变人椅系统的偏航角和滚转角,使两台座椅向相反的方向产生侧向发散.美国先进的第三代弹射座椅 ACES-II 同时采用了上述两种方法^[1].延迟弹射时间可使双台座椅在中高速弹射时能够产生足够的安全距离以避免轨迹干涉.但是在低速弹射时,延迟弹射时间已不能产生足够的安全距离,这时必须通过轨迹发散技术使两台座椅之间产生侧向发散距离以保证座椅之间的安全.

在国内双座弹射救生系统中,广泛采用了增加前后座椅延迟弹射时间的方法来增加两台座椅之间的距离,这就使得该弹射救生系统不能满足低速弹射时的安全救生.虽然少数型号的双座弹射救生系统采用了轨迹发散技术,但是并没有针对轨迹发散特性进行系统的研究.

本文以某型双座弹射救生系统为例,首先在 MSC.EASY 5 软件平台上创建了基于弹射座椅结构的模块化仿真模型,并以此为基础开展了轨迹发散特性的仿真计算分析.研究结果对我国双座弹射救生系统研发具有重要的理论指导意义.

1 弹射过程数学模型

弹射座椅的弹射过程非常复杂,分为清除弹射通道阶段、出舱阶段、空中自由飞阶段、救生伞拉直阶段、救生伞充气张满阶段和稳降阶段,各阶段需分别建立数学模型.

空中自由飞阶段是从离机开始,到救生伞射出为止,是最重要也最复杂的一个阶段,也是发散火箭作用的阶段.因此,本文只列出自由飞阶段的数学模型,其他阶段数学模型详见参考文献[2-6].

为了简化方程,提出如下基本假设^[3]:

- 1) 假定人椅系统是一个刚体;
- 2) 假定人椅系统对称,即人椅系统的重心在纵向对称平面内;
- 3) 忽略飞机对人椅系统气动特性的干扰影响;
- 4) 忽略地球科氏加速度影响,并假定地球重力加速度是常量;
- 5) 采用准定常假设,人椅系统在任意瞬间所受的力和力矩均由该瞬间所处的运动状态决定,并且认为瞬间的运动状态不变.

$$\mathbf{L}_{bg} = \mathbf{L}_{gb}^T = \begin{pmatrix} \cos \theta \cos \phi & \cos \theta \sin \phi & -\sin \theta \\ \sin \phi \sin \theta \cos \phi - \cos \phi \sin \theta & \sin \phi \sin \theta \sin \phi + \cos \phi \cos \theta & \sin \phi \cos \theta \\ \cos \phi \sin \theta \cos \phi + \sin \phi \sin \theta & \cos \phi \sin \theta \sin \phi - \sin \phi \cos \theta & \cos \phi \cos \theta \end{pmatrix} \quad (5)$$

人椅系统的运动可分为质心的平动和绕质心的转动.其动力学及运动学方程如下:

$$\begin{bmatrix} \frac{dV_{k,xb}}{dt} \\ \frac{dV_{k,yb}}{dt} \\ \frac{dV_{k,zb}}{dt} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_{zb} V_{k,yb} - \omega_{yb} V_{k,zb} \\ \omega_{xb} V_{k,zb} - \omega_{zb} V_{k,xb} \\ \omega_{yb} V_{k,xb} - \omega_{xb} V_{k,yb} \end{bmatrix} + \frac{1}{m} \begin{bmatrix} F_{s,xb} \\ F_{s,yb} \\ F_{s,zb} \end{bmatrix} + \mathbf{L}_{bg} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} \frac{dx}{dt} \\ \frac{dy}{dt} \\ \frac{dz}{dt} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_{k,xg} \\ V_{k,yg} \\ V_{k,zg} \end{bmatrix} = \mathbf{L}_{gb} \begin{bmatrix} V_{k,xb} \\ V_{k,yb} \\ V_{k,zb} \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\begin{bmatrix} I_x \frac{d\omega_{xb}}{dt} - I_{xz} \frac{d\omega_{zb}}{dt} \\ I_y \frac{d\omega_{yb}}{dt} \\ I_z \frac{d\omega_{zb}}{dt} - I_{zx} \frac{d\omega_{xb}}{dt} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (I_z - I_y) \omega_{yb} \omega_{zb} - I_{zy} \omega_{xb} \omega_{yb} \\ (I_x - I_z) \omega_{zb} \omega_{xb} + I_{zx} (\omega_{xb}^2 - \omega_{zb}^2) \\ (I_y - I_x) \omega_{xb} \omega_{yb} + I_{zy} \omega_{yb} \omega_{zb} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} M_{s,xb} \\ M_{s,yb} \\ M_{s,zb} \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\begin{bmatrix} \frac{d\phi}{dt} \\ \frac{d\theta}{dt} \\ \frac{d\psi}{dt} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_{xb} + \tan \theta (\omega_{yb} \sin \phi + \omega_{zb} \cos \phi) \\ \omega_{yb} \cos \phi - \omega_{zb} \sin \phi \\ \frac{\omega_{yb} \sin \phi + \omega_{zb} \cos \phi}{\cos \theta} \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中 $\mathbf{V}_k$ 为人椅系统航迹速度; $\mathbf{F}_s$ 为人椅系统受到的合外力; ω 为人椅系统绕体轴的角速度; $\mathbf{M}_s$ 为人椅系统受到的合力矩; ϕ, θ, ψ 分别为偏航角、俯仰角和滚转角; 下标 b, g 分别表示本体坐标系和地球坐标系; $\mathbf{L}_{bg}$ 为地球坐标系到本体坐标系的变换矩阵, $\mathbf{L}_{gb}$ 则为本体坐标系到地球坐标系的变换矩阵.

前后座椅的数学模型完全相同,只是发散火箭的推力方向相反,使得两台弹射座椅受到大小相同方向相反的力和力矩,从而实现轨迹的发散。发散火箭的点火时间与主火箭包相同。

2 仿真求解器设计与验证

2.1 求解器设计

在数学模型的基础上,进行求解器设计,通过适当的前处理和后处理界面,充分发挥算法的通用性和有效性^[7-13]。

以 MSC. EASY 5 为仿真平台进行二次开发,根据弹射座椅的结构特点进行物理模块划分,分为人椅系统、弹射筒、火箭包、稳定伞、气动力数据库、主救生伞、程序控制器等基础模块,以此为基础搭建最终的仿真模型。

求解器计算流程方面,分别开发弹射各阶段的仿真模型,对其进行串联求解。当通过阶段结束判断条件判断该阶段结束时,给出阶段结束标示,结束该阶段计算,同时将本阶段末值写入对应配置文件中,作为下一阶段初始计算参数供求解器调用。

对于双座弹射救生系统,按照弹射流程,依次对后座、前座进行求解计算。在前后座椅轨迹计算的基础上,通过前后座椅干涉计算程序,计算弹射全过程两台座椅之间的距离变化曲线,作为分析研究轨迹发散特性的依据。

2.2 试验验证

为了验证数学模型和求解算法的准确性,将仿真计算结果与文献[2]中弹射座椅地面弹射试验进行对比。试验状态参数如表1所示,对比结果曲线如图1、图2和图3所示。

表1 试验状态参数表

Table 1 Experimental condition parameters

序号	试验速度/ (km/h)	弹射质量/ kg	火箭包偏心距/ mm
1	0	213.5	-0.8
2	253.5	182.7	5.8
3	1331.59	189.2	9.9

由图1~图3的对比曲线可以看出,仿真计算值与地面弹射试验的数据吻合得比较好,过程趋势完全相同。虽然还存在一定的误差,但考虑到弹射试验中数据测量的难度和数学模型的简化,

计算结果基本上能够满足工程需要,可以作为轨迹发散特性分析研究的依据。

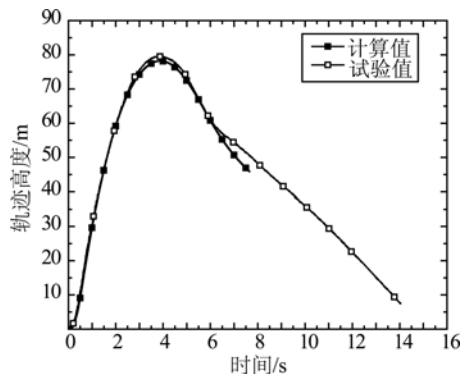


图1 0 km/h 弹射时计算与试验对比图

Fig.1 Comparison of computational result and experimental data at 0 kilometers per hour

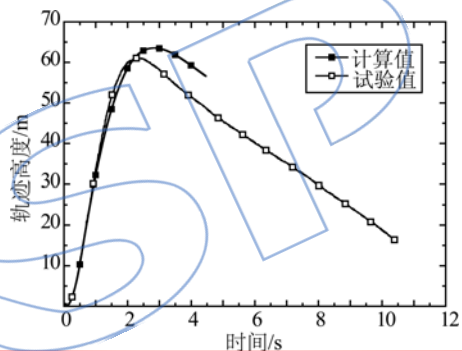


图2 253.5 km/h 弹射时计算与试验对比图

Fig.2 Comparison of computational result and experimental data at 253.5 kilometers per hour

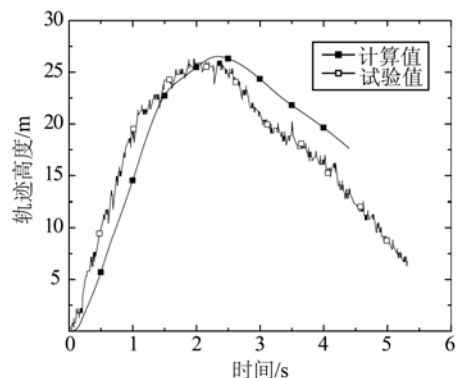


图3 1331.59 km/h 弹射时计算与试验对比图

Fig.3 Comparison of computational result and experimental data at 1331.59 kilometers per hour

3 轨迹发散特性分析

3.1 轨迹发散性能评估

轨迹发散技术的根本目的在于解决低速弹射时两台座椅弹射轨迹的干涉问题。因此,首先对加

装发散火箭后的轨迹发散性能进行评估。

3.1.1 座椅干涉准则

为了考核前后座椅是否发生干涉,首先从数值的角度确定发生干涉的准则。由于座椅在弹射过程不同阶段的包络半径不同,因此需要分阶段讨论。

阶段1:后座弹射起动—后座自由飞结束。在该阶段,由于两台座椅救生伞都未射出,因此座椅间最小安全距离为0。

阶段2:后座射出救生伞—前座射出救生伞。在该阶段,由于只有单台座椅射伞,所以包络半径为救生伞伞绳长度(6 m)加伞衣名义半径(4.37 m),考虑到部分余量,最小安全距离可按12 m考虑。

阶段3:前座射出救生伞—着陆。该阶段,两台座椅均已射出救生伞,因此,包络半径为阶段2的2倍,即最小安全距离24 m。

由此准则可得弹射全过程的最小安全距离曲线,只要弹射过程中两台弹射座椅间的距离在该安全曲线的上方,即两台座椅不会发生干涉。

3.1.2 发散性能评估结果

在没有加装发散火箭时,可得不同弹射速度下座椅间的距离曲线如图4所示。在无发散火箭时,当弹射速度大于75 km/h时,座椅间的距离大于最小安全距离。但是当弹射速度小于75 km/h时,座椅间的距离小于安全距离,座椅间可能发生干涉,出现救生伞纠缠等情况。由此也证明在低速弹射时,必需通过发散火箭增加侧向发散距离,避免干涉的发生。

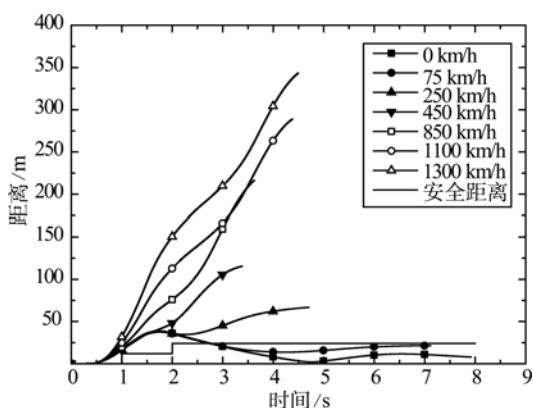


图4 无发散火箭时前后座椅不同速度下的距离曲线
Fig. 4 Distance curve of double seats at different velocities without divergence rocket

考虑0 km/h弹射时座椅间的侧向发散距离曲线及重心距离曲线如图5、图6所示。安装发

散火箭会使两台座椅产生明显的侧向发散距离,且随着火箭包总冲的增加,侧向发散距离也随之增大。考虑两台座椅重心的距离,当发散火箭总冲大于70 N·s时即可保证两台座椅之间的距离大于安全距离,不会发生干涉。考虑到一定的安全裕度和具体的工程情况,最终取发散火箭总冲为110 N·s。

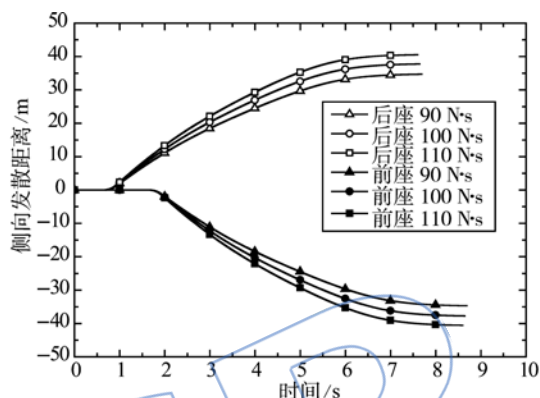


图5 0 km/h弹射不同发散火箭总冲座椅侧向发散距离曲线

Fig. 5 Lateral distance curve of double seats at different divergence rocket impulses at 0 kilometers per hour

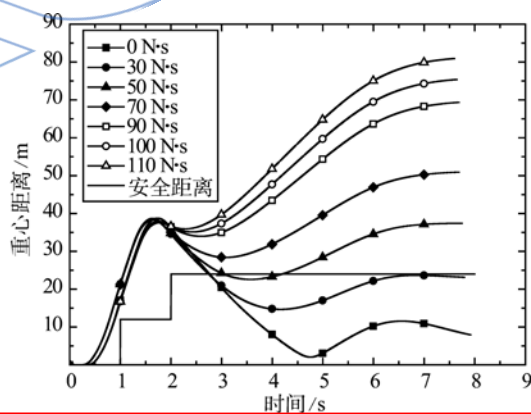


图6 0 km/h速度弹射不同发散火箭总冲前后座椅重心距离曲线

Fig. 6 Gravity center distance curve of double seats at different divergence rocket impulses at 0 kilometers per hour

由此可见,轨迹发散技术可以解决低速乃至零速度弹射时双台座椅的轨迹干涉问题,成功的将救生系统的救生包线拓宽到全速度范围。

3.2 轨迹发散对弹射轨迹高度的影响

平飞状态下不同弹射速度有无发散火箭时轨迹高度的对比曲线如图7所示。由图可见,加装发

散火箭后座椅的轨迹高度有所降低,损失了一定的安全救生高度.这是因为发散火箭使弹射座椅产生一定的滚转和偏航角,部分主火箭包的冲量用来形成座椅的侧向距离.

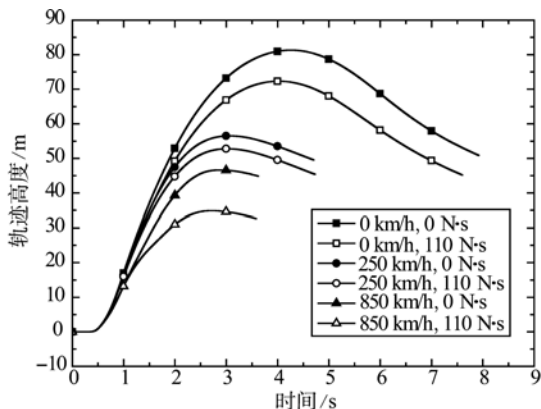


图 7 不同弹射速度时有无发散火箭轨迹高度对比图

Fig. 7 Trajectory comparison with or without divergence rocket at different ejection velocities

当弹射座椅在存在一定滚转角等不利姿态下起动弹射时,发散火箭的影响则既可能损失安全高度,也可能增加安全高度.

图 8、图 9 计算了 0 km/h 速度弹射、有无发散火箭时 90° 滚转角和 270° 滚转角时前后座椅的轨迹高度曲线.由图可以看出,在 90° 滚转角时,发散火箭的作用使前座的轨迹高度增加,后座的轨迹高度降低.在 270° 滚转角时,结果相反.

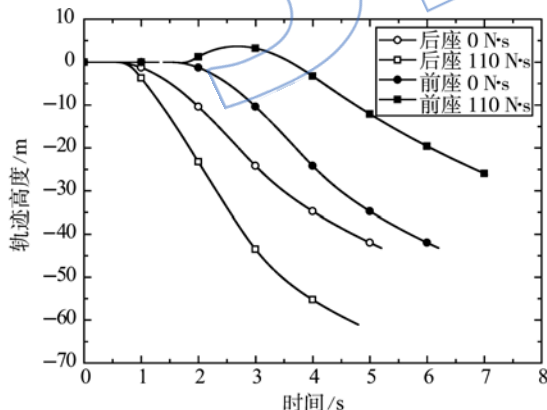


图 8 0 km/h, 90° 滚转角有无发散火箭轨迹高度图

Fig. 8 Trajectory comparison with or without divergence rocket at 0 kilometers per hour and roll angle of 90 degrees

为了综合评价各种弹射姿态下轨迹发散对安全救生高度的影响,按 GJB 1800A-2007 规定的各种弹射姿态进行了计算.计算结果表明,增加轨

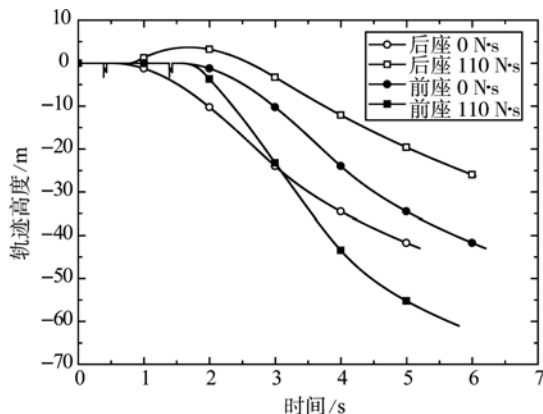


图 9 0 km/h, 270° 滚转角有无发散火箭轨迹高度图

Fig. 9 Trajectory comparison with or without divergence rocket at 0 kilometers per hour and roll angle of 270 degrees

迹发散措施在某些弹射姿态下会一定程度上损失座椅的安全救生高度.

3.3 轨迹发散对座椅稳定性的影响

增加轨迹发散火箭会产生偏航和滚转方向的力矩,必然会对座椅的稳定性产生影响.分析低速弹射和高速弹射两种情况,取发散火箭总冲 110 N·s,只列出滚转方向角速度计算结果,如图 10、图 11 所示.

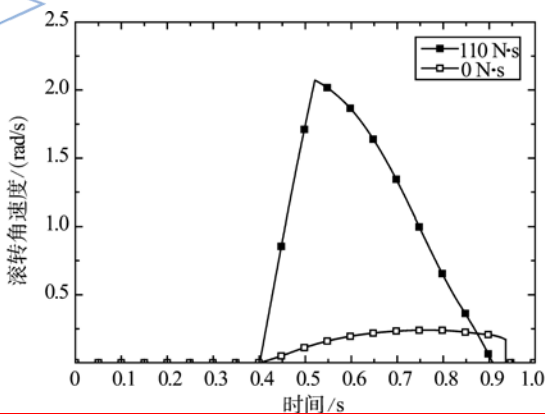


图 10 250 km/h 有无发散火箭滚转角速度对比图

Fig. 10 Angular velocity of roll with or without divergence rocket at 250 kilometers per hour

由图 10、图 11 可见,低速弹射时,有发散火箭时滚转角速度明显大于无发散火箭,高速弹射时,差异却并不明显.这是因为低速弹射时气动力矩很小,发散火箭产生的力矩占主要部分,而高速弹射时,气动力矩的影响则起主导作用.

总体来说,加装发散火箭对座椅稳定性影响不大.

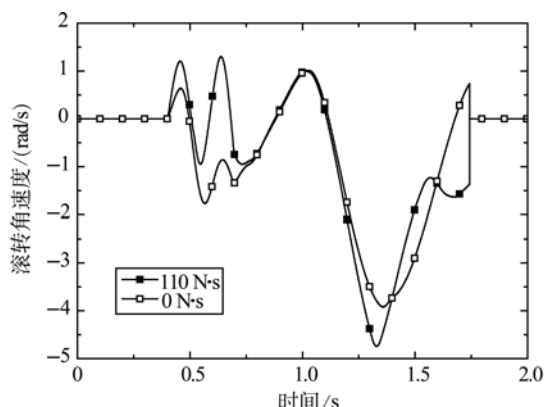


图 11 850 km/h 有无发散火箭滚转角速度对比图

Fig. 11 Angular velocity of roll with or without divergence rocket at 850 kilometers per hour

4 结 论

通过本文研究,得出结论如下:

1) 轨迹发散技术可以解决双座弹射救生系统在低速弹射时两台座椅的轨迹干涉问题,将救生系统的救生包线延伸到 0 km/h 弹射;

2) 轨迹发散技术在一定程度上损失了单台座椅的安全救生高度,但是提高了双座弹射救生系统的综合救生性能;

3) 轨迹发散技术对座椅稳定性有略微的影响,可以不予考虑;

4) 仿真求解器计算结果准确,研究结果可以作为工程应用的理论指导。

参考文献:

[1] Sadler R, McCauley D. Propulsion's contribution to the success of aircrew emergency escape systems[R]. AIAA-2003-4966, 2003.

[2] YU Jia, LIN Guiping. Numerical simulation of ejection seat performance at adverse attitude condition[R]. Reno, NV: The 45th SAFE Annual Symposium, 2008.

[3] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册(第十五册): 生命保障和环控系统[M]. 北京: 航空工业出版社, 1999.

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

ZHANG Hanbin. Aircraft escape system[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 1990. (in Chinese)

[5] 王利荣. 降落伞理论与应用[M]. 北京: 宇航出版社, 1997.

WANG Lirong. Theory and application of parachute[M]. Beijing: Space Press, 1997. (in Chinese)

[6] 肖业伦. 航空航天器运动的建模——飞行动力学的理论基础[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2003.

XIAO Yelun. Modeling of spacecraft's movement — theory foundation of flight dynamics[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2003. (in Chinese)

[7] Elson M, Lingard S J. Object orientated ejection seat model [R]. AIAA-97-31357, 1997.

[8] Ma D, Obergefell L, Rizer A, et al. Biodynamic modeling and simulation of the ejection seat/occupant system[R]. AFRL-HE-WP-TR-2000-0080, ADA380710, 2000.

[9] Dufour P B, McGillivray S R, Paul B. Explicit dynamics simulation of ejection sequence and analysis of seat support structure for F-15 aircraft[R]. AIAA-2007-2213, 2007.

[10] Baum J D, Löhner R. Numerical simulation of pilot/seat ejection from an F-16[R]. AIAA-93-0783, 1993.

[11] Ma D, Obergefell L A. Validation of the EASY 5-ATB ejection seat/occupant model with high-speed sled test[R]. Atlanta, GA: The 37th SAFE Annual Symposium, 1999.

[12] 王聪, 王利恒. 弹射救生系统通用模块化仿真模型[J]. 计算机仿真, 2006, 23(10): 27-30.

WANG Cong, WANG Liheng. General model simulation of aircrew escape system[J]. Computer Simulation, 2006, 23(10): 27-30. (in Chinese)

[13] 余莉, 明晓, 张治华. 弹射座椅性能分析软件研制[J]. 南京理工大学学报, 2005, 29(1): 13-16.

YU Li, MING Xiao, ZHANG Zhihua. Development of performance analysis software for ejection seat system[J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology, 2005, 29(1): 13-16. (in Chinese)