

文章编号:1000-6893(2010)10-1927-06

弹射救生数值仿真及不利姿态下救生性能分析

郁嘉, 林贵平, 毛晓东

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

Numerical Simulation of Ejection Seat and Analysis of Performance Under Adverse Attitudes

Yu Jia, Lin Guiping, Mao Xiaodong

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

摘要: 国内弹射座椅救生性能预测分析主要依赖地面弹射试验。由于国内相关试验设备的缺乏,不利姿态下弹射座椅的救生性能很难通过试验获得,因此国内不利姿态下弹射座椅救生性能的分析研究比较薄弱。采用数值仿真的方法对弹射座椅的救生性能进行预测和分析,针对弹射座椅弹射过程的4个阶段分别建立了数学模型,其中自由飞阶段采用四元数法代替欧拉速率方程,以解决传统的六自由度方程出现的奇异性问题。采用四阶龙格-库塔法对数学模型进行求解,计算结果与地面弹射试验结果吻合较好。在此基础上,对某新型弹射座椅的弹射姿态轨迹进行计算,分析研究了弹射座椅在不利姿态下的救生性能,得到不利姿态下弹射座椅救生性能不佳的主要原因是座椅高速稳定性差以及飞机向下的牵连速度和飞机滚转角的影响,并根据分析结果提出了改善弹射座椅不利姿态下救生性能的基本方法。

关键词: 弹射座椅; 数值仿真; 四元数法; 龙格-库塔法; 不利姿态

中图分类号: V244.21 **文献标识码:** A

Abstract: The escape performance evaluation of an ejection seat in China depends mainly on sled tests which may take a long time. Due to the limits of available experimental facilities, research of ejection seat performance under adverse attitudes is rarely done. In this article, a numerical simulation method is developed to evaluate and analyze the escape performance of ejection seats under adverse attitudes. The ejection progress fell into four phases. The mathematic models of each phase are built. The quaternion method rather than the Euler angular velocity equation is adopted in the free flight phase to resolve the singularity problem of a traditional 6 degree of freedom equation. The mathematic models are solved using four-order Runge-Kutta methods. The computational results agreed well with the sled test experiment data. The ejection seat attitude and trajectory are calculated and analyzed to study the performance of a escape system in adverse attitude conditions. The major causes of poor performance of an escape system under adverse attitude conditions are the instability of the seat at high speed and the influence of aircraft embroiling movement. Some basic methods to improve the escape performance of ejection seats under adverse attitudes are proposed according to the analysis.

Key words: ejection seat; numerical simulation; quaternion method; Runge-Kutta method; adverse attitude

弹射座椅是现代高速战斗机保证飞行员正常工作 and 作战效能并在飞机不可挽回的情况下,确保飞行员迅速弹射离机,安全获救的必不可少 的关键装备。它对提高部队快速反应和最大限度地发挥飞机的作战效能、增强飞行信心和保存飞行员生命起着十分重要的作用。随着第三、四代战斗机的出现,战斗机的机动性能得到了极大的提高,飞行包线的范围较传统的战斗机也有了明显

的扩大,这对于飞行员的安全弹射,特别是飞行包线附近不利姿态下的安全弹射增加了困难。为了改善弹射座椅在各种不利姿态下的救生性能,就必须了解弹射座椅在各种姿态下弹射的运动姿态和轨迹,只有在了解座椅弹射轨迹的基础上,才能对座椅的轨迹修正和控制进行研究,获得不利姿态下座椅弹射轨迹的控制方法,从而提高弹射座椅在不利姿态下的救生性能。此外第四代座椅自适应控制技术的研究也必须以此为基础。依靠试验手段研究座椅的运动轨迹不但需要耗费很多资金和时间,而且危险性大,很多姿态都无法进行弹

射试验,在这种情况下,计算机仿真为研究座椅在不利姿态下的弹射救生性能提供了新的途径。

国外对于弹射座椅计算机仿真的研究开展比较早,已经形成了比较系统的研究方法和手段,20世纪70年代末就已经对弹射座椅的轨迹进行了仿真^[1-2]。20世纪90年代末期,美国海军对其现役的ACES-II座椅进行了全面的数值仿真计算,对座椅的气动性能、抛盖过程、弹射过程中头盔的气动特性以及弹射过程中的姿态轨迹都做过深入分析,开发了相应的数值仿真软件,并将数值仿真技术运用于第四代座椅概念研究中^[3]。

中国在弹射座椅计算机仿真方面的研究比较薄弱,数值仿真技术并未广泛应用于弹射座椅的研究中,而且仿真计算主要局限于二维仿真和自由度计算。长期以来,弹射座椅的研究主要依赖地面试验和经验设计,而由于试验装置的限制,现在无法对弹射座椅不利姿态下的救生性能进行试验,因此只有采用数值仿真的方法才能对不利姿态下弹射座椅救生性能进行研究。

本文采用三维六自由度数值仿真方法对国产某型弹射座椅进行了仿真计算,并根据仿真结果对弹射座椅不利姿态下的救生性能进行研究。由于弹射座椅在空中姿态变化往往比较剧烈,采用传统的六自由度方程可能会出现奇异性问题,影响计算的准确性,因此本文将四元数方法引入弹射座椅运动数学模型代替传统的六自由度运动数学模型解决了奇异性的问题,提高了计算精度。

1 弹射过程简述

弹射座椅的弹射过程主要分为抛盖、出舱、空中自由飞、救生伞拉直、救生伞张满和稳降6个阶段,其中抛盖和稳降这2个阶段的运动状态比较简单,对整个弹射过程的影响不大,因此不考虑抛盖和稳降这2个阶段,只把出舱、空中自由飞、救生伞拉直和救生伞张满这4个阶段作为弹射座椅弹射救生的整个过程。弹射座椅弹射过程的计算主要涉及到固定坐标系和人椅系统体轴坐标系,其具体的坐标系定义及各坐标系之间的转换关系见文献^[4]。

2 弹射过程的数学模型

由于弹射过程的4个阶段受力情况不同,每个阶段弹射座椅的运动状态和运动规律都不一样,因此每个阶段需要建立不同的数学模型。

2.1 出舱阶段运动数学模型

弹射座椅出舱阶段从弹射座椅启动到座椅脱离导轨为止,在此阶段弹射座椅受到弹射筒推力、重力和导轨支撑力。由于垂直于导轨方向被约束,支力与外力分量相平衡,座椅只沿着导轨方向作直线加速运动,在人椅坐标系下的运动数学模型如下:

$$\mathbf{F}_w = [\dot{v}_{xt}/dt \quad \dot{v}_{yt}/dt \quad \dot{v}_{zt}/dt]^T = [0 \quad (n_t - \cos\phi \cos\vartheta)g \quad 0]^T \quad (1)$$

式中: v 为人椅系统速度; n_t 为弹射筒的弹射过载。

2.2 空中自由飞阶段数学模型

弹射座椅空中自由飞阶段从座椅离机开始,到救生伞射出为止。在此阶段人椅系统脱离飞机,主要受到重力、火箭包推力、气动力和稳定减速伞的拉力,人椅系统在这些力的作用下在空中作六自由度运动,其运动由刚体平动和刚体转动组成。根据人椅系统的受力,在人椅系统体轴坐标系下建立六自由度方程。

人椅系统质心动力学方程为^[5]

$$\begin{bmatrix} \frac{dv_{xt}}{dt} \\ \frac{dv_{yt}}{dt} \\ \frac{dv_{zt}}{dt} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{F_{xt}}{m} + \omega_{xt}v_{yt} - \omega_{yt}v_{xt} \\ \frac{F_{yt}}{m} + \omega_{xt}v_{zt} - \omega_{zt}v_{xt} \\ \frac{F_{zt}}{m} + \omega_{yt}v_{xt} - \omega_{xt}v_{yt} \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中: m 为人椅系统质量; ω 为人椅系统角速度; F 为人椅系统所受的力。

假设人椅系统对称,重心在纵向对称平面^[6],绕质心转动的动力学方程为^[7-8]

$$\begin{bmatrix} \frac{d\omega_{xt}}{dt} \\ \frac{d\omega_{yt}}{dt} \\ \frac{d\omega_{zt}}{dt} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\sum M_{xt} + (I_y - I_z)\omega_{yt}\omega_{zt}}{I_x} \\ \frac{\sum M_{yt} + (I_z - I_x)\omega_{xt}\omega_{zt}}{I_y} \\ \frac{\sum M_{zt} + (I_x - I_y)\omega_{xt}\omega_{yt}}{I_z} \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中: M 为人椅系统所受的力矩; I 为人椅系统转动惯量。

自由飞阶段弹射座椅受到的力和力矩主要是气动力和力矩、火箭包的推力和由推力产生的力矩以及重力所产生的力和力矩。当座椅稳定伞射出后还要加上稳定伞所产生的力和力矩。通过体轴坐标系和固定坐标系之间的方向余弦即可求得人椅系统的绝对速度和运动轨迹。

传统建立转动运动学方程的方法是欧拉角表示法,直接导出欧拉姿态角变化规律的方程,从而得到人椅系统绕质心转动的运动学方程(欧拉速率方程)为

$$\begin{bmatrix} d\vartheta/dt \\ d\psi/dt \\ d\phi/dt \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_{yt} \sin \phi + \omega_{xt} \cos \phi \\ (\omega_{yt} \cos \phi - \omega_{xt} \sin \phi) / \cos \vartheta \\ \omega_{xt} - (\omega_{yt} \cos \phi - \omega_{xt} \sin \phi) \tan \vartheta \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中: ϑ 、 ψ 和 ϕ 分别为人椅系统俯仰角、偏航角和滚转角。联立求解式(2)~式(4)可以得到人椅系统在自由飞阶段的空间姿态与绝对运动轨迹。可是式(4)不适用于姿态变化比较剧烈的运动,因为在某些特殊情况下方程会出现奇异,例如当俯仰角 $\vartheta=90^\circ$ 时,偏航角 ψ 不确定,且方程 $d\psi/dt$ 有奇异性。而弹射座椅在空中自由飞时姿态变化往往非常剧烈,如果直接使用方程式(4)来进行计算可能会产生比较大的误差^[9],为了避免这个问题,本文采用四元数法解决方程式(4)的奇异性,减少计算误差。

四元数是由一个实数单位 1 和 3 个虚数单位 i_1 、 i_2 和 i_3 组成的包含 4 个实元的超复数,如果 $q_{02} + q_{12} + q_{22} + q_{32} = 1$ 则称为单位四元数。单位四元数等价于一个圆心角 δ 或球面上的一段圆弧 AB ,由刚体的定点运动可知,球面上的一段圆弧表示刚体的某一位置,因此,对于定点运动的刚体的每一位置都可以找到与之对应的四元数,这样就可以用单位四元数来确定刚体的位置,也即刚体从一个位置到另一个位置的转动可以由绕某一轴作一次转动的四元数变换来实现,从而可以避免欧拉参数描述的旋转运动方程中出现的奇异性。通过四元数坐标变换可以得到用四元数表示的在体轴坐标系下的旋转运动学方程^[1]:

$$\begin{bmatrix} q_0/dt \\ q_1/dt \\ q_2/dt \\ q_3/dt \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{xt} \\ \omega_{yt} \\ \omega_{zt} \end{bmatrix} \quad (5)$$

四元数之间还需满足约束条件:

$$q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 = 1 \quad (6)$$

用式(6)代替式(4),即可避免奇异性。

通过四元数与欧拉角之间的转换关系式^[4]可以得到四元数所对应的欧拉角:

$$\left. \begin{aligned} \sin \vartheta &= 2(q_1 q_2 + q_0 q_3) \\ \tan \phi &= \frac{-2(q_1 q_3 - q_0 q_2)}{q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2} \\ \tan \psi &= \frac{-2(q_2 q_3 - q_0 q_1)}{q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2} \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

将这 3 个转换关系式与四元数旋转动力学方程以及六自由度方程联立可以求得人椅系统在自由飞阶段的空间姿态和轨迹。

2.3 救生伞拉直阶段及充气张满阶段的计算

救生伞拉直阶段从头靠伞箱射出、乘员和座椅的各种约束解除、人椅分离瞬间开始,到救生伞系统全长拉直为止。为了确定救生伞全长拉直时间,需要同时对乘员和伞箱进行计算,通过两者相对位移的距离确定伞系统是否完全拉直。当伞绳的拉直长度等于伞绳长度加伞衣半径时认为救生伞系统完全拉直。救生伞充气张满阶段从救生伞系统全长拉直开始到救生伞第 1 次充满为止,主要针对乘员的轨迹进行计算,在充气阶段,由于人伞系统的外形和质量在充气过程中显著地变化,使得用理论方法计算这些参数的变化非常复杂。对于充气阶段的轨迹和开伞动载的计算方法很多,但还没有一种比较完美的方法,本文采用最为常用的充气距离法进行计算,即将伞衣内部体积变化率表示为充气距离的函数,以充气距离 S 为自变量的计算方法。这两个阶段具体的数学模型见文献^[10]和文献^[11]。

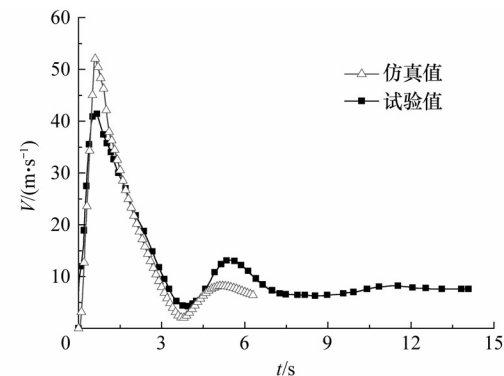
3 数学模型的求解

弹射座椅弹射过程各个阶段的数学模型均是复杂的一阶常微分方程组,需采用数值积分的方法进行求解。本文采用四阶龙格-库塔法来求解一阶常微分方程组,由于方程比较复杂,可能具有比较大的刚性,如果用定步长的方法求解可能会出现不稳定的现象,因此为了避免这种现象的出现,采用变步长的方法进行求解,积分步长为 1 ms,这样可以保证在求解刚性比较大的方程时也有比较好的稳定性。此外,四阶变步长龙格-库塔法具有 5 级代数精度,计算精度较高^[12]。将弹射座椅弹射过程各个阶段的运动数学模型按照顺序根据龙格-库塔法的计算公式进行离散求解,即可得到整个弹射过程人椅系统的姿态和轨迹。

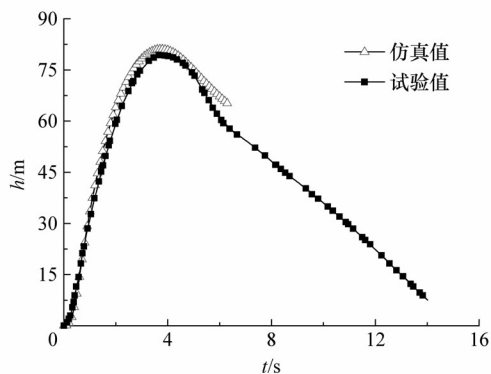
4 计算结果及分析

4.1 计算结果与试验数据对比

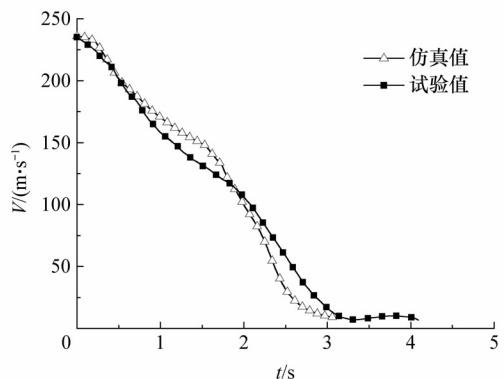
为了验证数学模型和求解结果,将计算结果与两次弹射座椅地面弹射试验的结果进行对比,两次试验的速度分别为 0 km/h 和 850 km/h,仿真结果与试验结果对比如图 1 所示。图中: V 为弹射速度; h 为弹射轨迹高度。



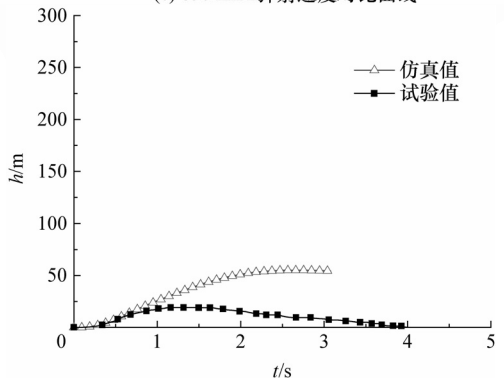
(a) 0 km/h弹射速度对比曲线



(b) 0 km/h弹射轨迹高度对比曲线



(c) 850 km/h弹射速度对比曲线



(d) 850 km/h弹射轨迹高度对比曲线

图1 0 km/h和850 km/h弹射试验与仿真对比曲线

Fig.1 Comparison of curves between experiment and simulation at 0 km/h and 850 km/h ejections

通过轨迹高度和速度的对比可以看出,仿真

结果的变化趋势与试验结果基本一致,计算结果的前半段与试验结果符合较好,后半段与试验数据的差异较大,低速状态的计算结果与试验数据的吻合比高速状态更好,并且救生伞拉直张满的时间均小于试验值。造成误差的原因比较复杂,主要有:(1)救生伞拉直和张满阶段的数学模型简化较多,导致弹射后半段仿真结果的误差较大;(2)弹射座椅参数的选取很难与试验完全一致,例如弹射座椅火箭包推力大小是随弹射时的环境参数不同而变化的,但是仿真计算中火箭包的推力大小是按照火箭包推力的平均值来固定处理的,与实际弹射有一些差异;(3)仿真中用来计算弹射座椅气动力的气动参数采用的是风洞吹风试验数据,虽然比较准确,但很难与试验中的真实情况完全一致;(4)由于弹射试验的数据测量比较复杂,试验数据的测量误差也必须加以考虑。虽然多种因素造成了仿真结果的误差,但总体来说仿真结果与试验数据还是比较吻合的,能够满足工程需要,可以用来研究弹射座椅的弹射过程。

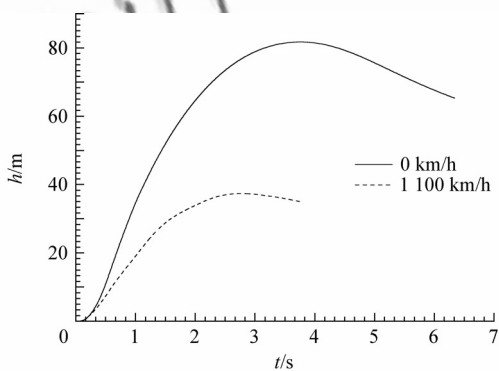
4.2 计算结果分析

为了研究在不利姿态下弹射座椅的救生性能,从国军标 GJB1800-93 中的救生性能包线表中选取几种不利姿态^[43]作为算例进行了计算。算例1是飞机在零高度零速度状态下的弹射过程;算例2是飞机表速为1100 km/h状态下的弹射过程;算例3是飞机表速为250 km/h、下沉率为50 m/s、不同滚转角($\phi=0^\circ, 45^\circ, 90^\circ, 180^\circ$)状态下的弹射过程;算例4是飞机表速为450 km/h、俯仰角为 -60° 、不同滚转角($\phi=0^\circ, 45^\circ, 90^\circ, 180^\circ$)状态下的弹射过程。

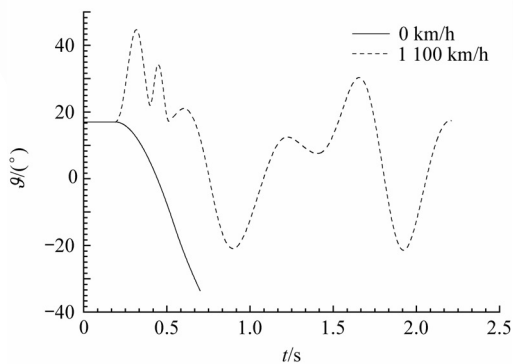
图2(a)和(b)分别给出了算例1和算例2的轨迹曲线和俯仰角变化曲线。由轨迹曲线可见,在1100 km/h的速度下弹射的轨迹曲线比在零速度下弹射的轨迹曲线低很多,说明在高速情况下,弹射座椅的救生性能将会严重下降。根据弹射座椅在自由飞阶段的受力来分析造成这种情况的主要原因是由于高速情况下弹射座椅受到的气动力显著增加,阻碍了弹射座椅向上的运动。从图2(b)的俯仰角曲线中可以看到两种情况下弹射座椅出舱以后俯仰角的变化趋势相反,这是因为在速度为零时弹射,座椅受到的气动力较小,火箭包的推力远大于气动力,因此可以克服气动力所引起的抬头力矩,使弹射

座椅产生低头的姿态变化;而在高速情况下,气动力大大增加,火箭包的推力已无法克服气动力的影响,在气动力抬头力矩的作用下产生抬头的姿态变化。通过以上分析可知,在高速情况下,影响座椅运动状态的主要因素是气动力,在气动力的作用下,座椅的运动状态会发生比较大的改变,而气动力与座椅的运动状态是耦合的,弹射座椅运动状态的改变会使气动力发生改变,气动力的变化反过来继续改变座椅的运动状态,在运动状态和气动力的相互影响下,座椅的姿态会变得越来越不稳定,图 2(b)的俯仰角变化正说明了这一点。此外,由于高速状态下弹射座椅程控器控制弹射救生伞的时间比较晚,因此高速状态下座椅自由飞的时间要比零速度下座椅自由飞的时间多很多,从而进一步造成了座椅运动的不稳定。由于高速状态下座椅运动非常不稳定,严重影响了轨迹高度的增加,造成弹射座椅的救生性能严重下降。

地面的,轨迹非常低,并且随着滚转角的增加,轨迹高度也随之递降,轨迹高度出现负值说明在这个高度弹射已经无法安全救生了。之所以会这样是因为这两种情况下,飞机 $-y$ 方向的速度分量都很大,在滚转角为零时,尽管弹射座椅相对于飞机的速度是向上的,但与飞机的牵连速度迭加以后,弹射座椅的绝对速度是沿 $-y$ 方向的,因此弹射轨迹是朝地面方向运动的,高度损失非常严重。当飞机姿态发生滚转之后,弹射座椅也不再是朝正上方弹射,沿 y 方向的速度分量也随之减小,导致弹射轨迹进一步降低,滚转角越大, y 方向的速度越小,轨迹高度就越低,尤其当滚转角大于 90° 以后, y 方向的速度分量变为了负值,弹射座椅向地面弹射,加上飞机本身向下的速度,高度损失急剧增加,从而导致救生失败。由此可见在低空低速大下沉率和低空大速度俯冲这两种状态下,弹射座椅的救生性能不佳。

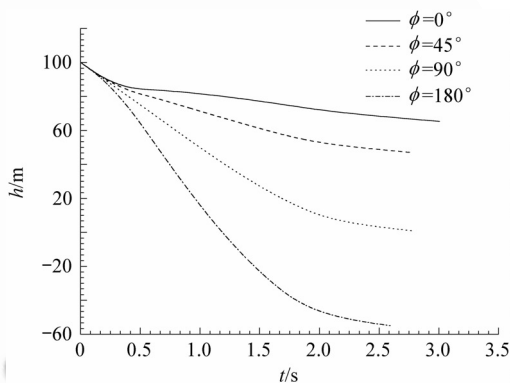


(a) 算例1和算例2轨迹曲线对比

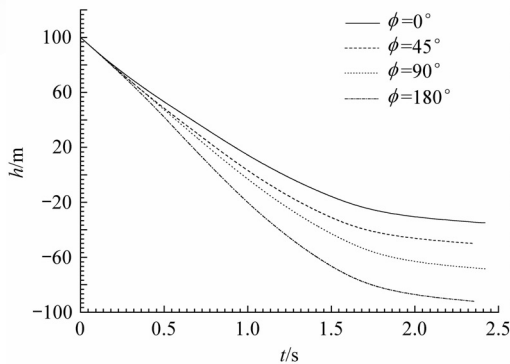


(b) 算例1和算例2俯仰角对比

图 2 算例 1 和算例 2 轨迹与俯仰角对比曲线
Fig. 2 Comparison of trajectory curves and attitude curves of case 1 and case 2



(a) 算例3轨迹曲线



(b) 算例4轨迹曲线

图 3 算例 3 和算例 4 轨迹俯曲线

Fig. 3 Trajectory curves of case 3 and case 4

图 3(a)和(b)分别给出了算例 3 和算例 4 的轨迹曲线。从轨迹曲线可以看到,弹射轨迹是向

通过对两组算例的计算结果进行分析,可以看到弹射座椅在不利姿态下弹射的 3 个特点:(1)弹射座椅在“0-0”弹射时的救生性能非常好,轨迹高度高,姿态稳定,可以保证有比较高的救生成功率;(2)高速弹射时姿态稳定性较差,救生性

能下降明显;(3)在低空低速大下沉率和低空大速度俯冲这两种状态下,由于飞机牵连速度和飞机滚转角的影响,弹射座椅的救生性能急剧下降。根据这3点来看,第三代火箭弹射座椅虽然解决了“0-0”弹射时的救生,但在其他不利姿态下的救生性能不够理想。由于绝大多数的弹射都是发生在不利姿态下的,要提高救生成功率就必须提高弹射座椅在不利姿态下的救生性能。

通过前面的分析得知,造成不利姿态下救生性能不佳的主要原因是:高速状态下座椅受气动影响所引起的姿态的剧烈变化以及飞机牵连运动的影响导致高度严重损失,对于影响性能的前一个因素需要采用更好的稳定装置提高座椅在高速气流下的稳定性来解决,对于后一个因素则需采用座椅姿态控制和火箭包推力控制的方法来克服。

5 结论

(1) 采用数值计算方法进行弹射座椅弹射过程的仿真结果比较准确,可以满足弹射座椅的弹射过程研究的需要。

(2) 现役第三代弹射座椅的“0-0”弹射的救生性能比较理想,在不利姿态下的救生性能则相对较差,主要原因是座椅高速稳定性差,无法克服飞机向下的牵连速度和飞机滚转角的影响。

(3) 改善弹射座椅不利姿态的救生性能需要从提高座椅的高速稳定性、座椅姿态控制和火箭包推力控制等方法入手。

参 考 文 献

- [1] Naval Air Development Center. Escape system trajectory simulation[R]. N62269-78-C-0191, 1979.
- [2] Baum J D, Lohner R. Numerical simulation of pilot/seat ejection from an F-16[R]. AIAA-1993-783, 1993: 1-13.
- [3] United States Air Force Research Laboratory. 4th generation escape system technologies demonstration phase II final report[R]. MDC-97-K-0154, 1998.
- [4] 袁子怀, 钱杏芳. 有控飞行力学与计算机仿真[M]. 北京: 国防工业出版社, 2001.
Yuan Zihuai, Qian Xingfang. Control flight mechanics and computer simulation [M]. National Defense Industry Press, 2001. (in Chinese)
- [5] 郁嘉, 林贵平, 吴铭. 弹射座椅减速性能的数值仿真计算[J]. 航空学报, 2006, 27(6): 1033-1038.
Yu Jia, Lin Guiping, Wu Ming. Numerical simulation of deceleration performance for ejection seat[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(6): 1033-1038. (in Chinese)
- [6] 张汉滨. 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 safe lifesaving [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 1990. (in Chinese)
- [7] 方振平, 陈万春, 张曙光. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
Fang Zhenping, Chen Wanchun, Zhang Shuguang. Aircraft flight dynamics[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2005. (in Chinese)
- [8] Elson M, Lingard J S. Object orientated ejection seat model[R]. AIAA-1997-1548, 1997: 113-116.
- [9] Huang X Q. A dual euler method for solving all-attitude angles of the aircraft[R]. AIAA-1993-3589, 1993: 257-262.
- [10] 《飞机设计手册》总编委会编. 飞机设计手册第十五册生命保障和环控系统的设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 1999.
Chief Edition Committee of “Handbook of aircraft design”. Volume 15th of handbook of aircraft design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1999. (in Chinese)
- [11] 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: China Astronautic Publishing House, 1997. (in Chinese)
- [12] 何渝. 计算机常用数值算法与程序[M]. 人民邮电出版社, 2003.
He Yu. Computer common numerical algorithm and program[M]. Beijing: Posts and Telecommunications Press, 2003. (in Chinese).
- [13] 中华人民共和国国家军用标准弹射座椅型成员应急离机救生系统通用规范[S]. 北京: 国防科工委军标出版发行部, 1994.
System, aircrew emergency escape, ejection seat type general specification[S]. Beijing: P. R. C. National Military Standards, 1994. (in Chinese)

作者简介:

郁嘉(1979—) 男, 博士后。主要研究方向: 弹射救生数值仿真。

Tel: 010-82338600

E-mail: yujia@buaa.edu.cn

林贵平(1966—) 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 飞行器环境控制与安全救生。

E-mail: gplin@buaa.edu.cn

毛晓东(1984—) 男, 博士研究生。主要研究方向: 弹射救生技术。

E-mail: mxdbh@163.com

(编辑: 鲍亚平)