

DOI:10.16356/j.1005-2615.2023.02.005

稳定伞作用下对救生伞开伞动载影响研究¹

高春鹏¹, 姚裕², 官本和¹, 王颖伊¹, 余强¹, 张鑫华¹

(1. 航空工业航宇救生装备有限公司, 襄阳 441003; 2. 南京航空航天大学航空学院, 南京 210016)

摘要: 在救生伞高速空投试验过程中, 由于救生伞系统在做非均加速非定常运动的同时又受到假人姿态的影响, 常规空投试验获取的开伞动载数据往往离散度较大, 无法真实反映救生伞的开伞性能。本文针对救生伞的前置体影响特性, 提出了一种采用增加稳定伞的方法对假人自由飞阶段的姿态进行控制, 并对不同工况下假人运动过程进行了仿真分析, 通过 3 种工况的空投试验验证研究假人姿态对开伞动载的影响, 对开伞时间、开伞速度、开伞动载、假人角速度以及速度损失等试验数据的相关性进行了分析。研究表明假人姿态控制对开伞程序没有影响, 与不控制假人姿态试验程序相比更接近于该型救生伞前置体的实际工况。从试验数据结果分析, 假人姿态控制后可以改善开伞动载数据的离散性, 提高开伞动载试验数据的真实性, 最大开伞动载数据可以减小 8.9%。

关键词: 救生伞; 空投试验; 姿态控制; 开伞动载

中图分类号: V19

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2023)02-0209-08

Influence to Life-Saving Parachute Opening Shock Under Action of Stable Parachute

GAO Chunpeng¹, YAO Yu², GUAN Benhe¹, WANG Yingyi¹, YU Qiang¹, ZHANG Xinhua¹

(1. AVIC Aerospace Life-Support Industries, Ltd., Xiangyang 441003, China; 2. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In the parachute high-speed airdrop test, the parachute is affected by the attitude of the dummy while doing non-uniform acceleration and unsteady motion. The parachute opening dynamic load data obtained from the conventional airdrop test are often discrete, which can not truly reflect the parachute opening performance. According to the influence characteristics of the front body of the parachute, this paper proposes a method of adding a stable parachute to control the attitude of the dummy in the free flight stage, and the motion process of dummy under different working conditions is simulated and analyzed. By using airdrop test of three working conditions, this paper researches the dummy attitude effect on opening shock of parachute, and analyses the test data to obtain the relationship between dummy attitude and opening time, opening speed, opening shock, opening speed loss of parachute, dummy angular velocity. The results show that dummy attitude control does not affect the parachute opening procedure. Compared with the situation without controlling dummy attitude, it is closer to the actual parachute opening procedure in front body for this type life-saving parachute. Based on the results analysis, it is concluded that dummy attitude control can improve the discreteness and the validity of opening shock data, and the maximum parachute opening shock data can be reduced by 8.9%.

Key words: parachute; airdrop test; attitude control; parachute opening shock

收稿日期: 2022-05-30; 修订日期: 2022-07-18

通信作者: 高春鹏, 男, 高级工程师, E-mail: 154885672@qq.com。

引用格式: 高春鹏, 姚裕, 官本和, 等. 稳定伞作用下对救生伞开伞动载影响研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2023, 55(2): 209-216. GAO Chunpeng, YAO Yu, GUAN Benhe, et al. Influence to the life-saving parachute opening shock under action of stable parachute[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2023, 55(2): 209-216.

救生伞是供乘员在飞行器上应急逃生时使用的降落伞^[1],特别是在军用飞机中,救生伞已经成为救生系统的重要组成部分,是挽救机上人员生命的最后一道屏障。在救生伞的设计和研发过程中,目前主要通过风洞试验^[2]、空投试验^[3]和数值仿真^[4]的方法来获取其相关气动性能和开伞动载^[5-7]。其中空投试验作为救生伞开伞动载性能获取的一种手段已被广泛采用,然而在空投试验,特别是高空空投试验过程中,由于救生伞系统在做非均加速非定常运动的同时又受到前置体姿态的影响,常规空投试验获取的开伞动载数据往往离散度较大,无法真实反映救生伞的开伞性能,对救生伞的研制带来较大的困难。因此,有必要针对救生伞空投试验过程中的假人姿态翻滚进行有效的控制,寻找更为合理优化的试验方法,为型号研制提供数据支撑。

近几年,北京航空航天大学、国防科技大学和中国航空救生研究所等国内科研单位开展了一系列关于救生伞开伞动载影响因素的研究。例如刘丹阳等^[8]基于小波分析理论,开展了救生伞假人高空空投开伞动载试验研究,找出了动载测量离散度大的原因,给出了开伞过载与假人姿态具有明显关联性,有利开伞姿态集中在假人角速度较小的带状区域的结论。丰志伟等^[9]开展了救生伞背带分离系统对假人动载的影响理论研究,建立了降落伞-背带-假人系统动力学模型,分析了背带参数对假人动载的影响。文献[10]针对救生伞飞机空投试验中因假人姿态翻滚造成的开伞动载数据离散的问题,开展了开伞程序试验技术研究,提出了一种新的救生伞包装方式用于优化空投试验开伞程序和提高空投试验数据的离散性。文献[11]介绍了开伞动载影响因子与质量比的一般规律。在试验测试方面,谢俊杰等^[12]提出了一种新的测试方案,研究了降落伞试验中假人姿态对过载测量的影响。马坤昌等^[13-14]针对救生伞高空空投试验开伞动载测试不真实的问题,提出了一种用杆式六分量天平测试救生伞开伞动载的方法,该方法可以显著减小外界因素对测试结果的影响,能更加真实地反映假人承受的开伞力情况。文献[15]介绍了一种基于导电聚合物复合材料的柔性应变传感器,该传感器可以用于测量降落伞的应变。在降落伞气动力流固耦合计算方面,程涵等^[16]基于初始矩阵修正的直接折叠法建立了降落伞的折叠模型,开展了折叠降落伞展开过程研究,并基于ALE流固耦合方法模拟了低速气流作用下降落伞的充气展开过程^[17]。杨雪等^[18]根据质点系动量定理和动量矩定理推导出一种改进的降落伞动力学模型,可对降落

伞稳降阶段进行仿真计算。张红英等^[19]首次考虑了充气过程中折叠伞衣的张开问题,建立了接近降落伞物理模型的初始充气阶段伞衣质点结构和受力方程。周伟等^[20]提出了一种基于充气距离法的开伞过载的计算方法,该方法可以较为准确地对降落伞开伞过载进行计算。

目前,在救生伞的研究过程中,由于救生伞系统开伞过程是一种复杂的流固耦合过程^[21],现有的数值仿真分析方法很难准确计算出其开伞动载,因此,一般采用空投试验直接测试开伞动载的方法进行数据的获取。本文针对空投假人姿态非稳定的问题,依据刘丹阳等的研究成果^[8]:假人在自由飞阶段的姿态变化会极大地影响充气过程开伞动载,需要对假人自由飞阶段的姿态进行控制,提出了一种采用增加一级稳定伞的方法对假人姿态进行控制,并对假人运动过程进行了流固耦合仿真分析和空投试验验证。

1 假人运动过程和姿态控制方案

救生伞系统是能够独立完成预定功能的降落伞及有关装置的总和,开伞程序包括开伞过程中拉直、充气和稳降的动作情况。中国救生伞开伞动载的判定是按GJB232—1987《人体脊柱对开伞冲击力的耐受强度》执行。因此,在救生伞研制过程中,如何在高空高速的极限条件下真实有效地测试开伞动载非常重要。常规救生伞空投试验的开伞程序(无稳定伞)是伞系统与空投假人通过脱离锁与背带连接在一起,开伞过程中假人姿态无自主控制,随气流影响而随机变化。假人的姿态会对救生伞的开伞程序和开伞动载产生较大的影响,甚至造成试验数据严重失真,无法真实反映救生伞的开伞性能。

救生伞空投开伞程序工作原理:当假人离开飞机弹舱后,通过开伞拉绳+延时开伞的方式打开引导伞,引导伞张满后拉出内伞包,拉直操纵带,依靠引导伞拉力、假人重力两者合力拉断内伞包封包绳,先拉出伞绳后拉出伞衣套,主伞系统拉直过程中内伞包及伞衣套飞离,主伞伞衣充气、张满、稳降。

在救生伞空投试验中假人的运动可以分为3个阶段:第1阶段,假人自由飞阶段,从飞机机舱投放到引导伞打开,持续时间约0.7 s;第2阶段,主伞拉直阶段,从引导伞打开到伞系统拉直,持续时间约0.5 s;第3阶段,主伞充气阶段,从伞系统拉直到主伞张满,持续时间约2.0 s。

假人姿态控制方案(有稳定伞):姿态控制方法是在假人上增加一级稳定伞,稳定伞与假人通过三

环脱离装置连接,首先把主伞伞衣装入内伞包内,然后内伞包连同主伞封包在主伞包内;稳定伞封包在单独的伞包内与主伞包并联;为了不影响主伞开伞程序,稳定伞稳定 0.5 s 后,需在伞系统拉直前与假人-主伞系统分离,有无姿态控制程序对比方案如图 1 所示。

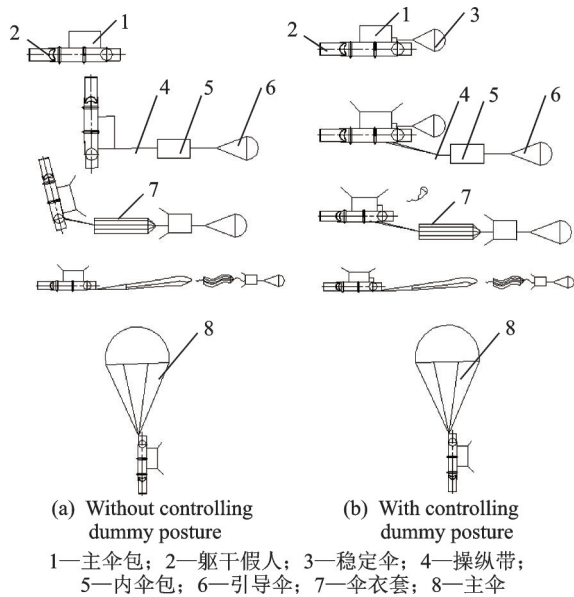


Fig.1 Comparison of attitude control in different procedures

2 仿真分析

以 A 型救生伞、钢制躯干假人以及假人有无姿态控制方案建立模型,对假人自由飞阶段进行流固耦合仿真计算假人姿态角,对主伞拉直阶段用双质点动力学方法进行仿真计算拉直速度,对主伞充气阶段的运动过程进行流固耦合仿真计算开伞动载。

2.1 假人自由飞仿真

假人自由飞仿真计算分两种状态,系统总质量为 107 kg,海拔高度 4 500 m,速度 180 m/s,仿真计算从假人空投下算起,2.5 s 内结束。

状态 1:有稳定伞,稳定伞为平面圆形伞,阻力特征为 0.175 m^2 ;状态 2:无稳定伞。

坐标系定义如图 2(a)所示,原点与假人质心初始位置重合, x 轴方向为飞机飞行方向, z 轴方向垂直向上, y 轴方向按右手法则确定。

用 Lsdyna 软件的任意拉格朗日-欧拉(Arbitrary Lagrangian-Eulerian, ALE)求解器对假人运动过程进行流固耦合仿真。模型参数设置:假人使用 *MAT_RIGID 卡片,单元形式为全积分 S/R 体。伞衣使用 *MAT_FABRIC 卡片,单元形式为全积分 Belytschko-Tsay 薄膜。伞绳、加强带使用 *MAT_CABLE_DISCRETE_BEAM 卡片,单元

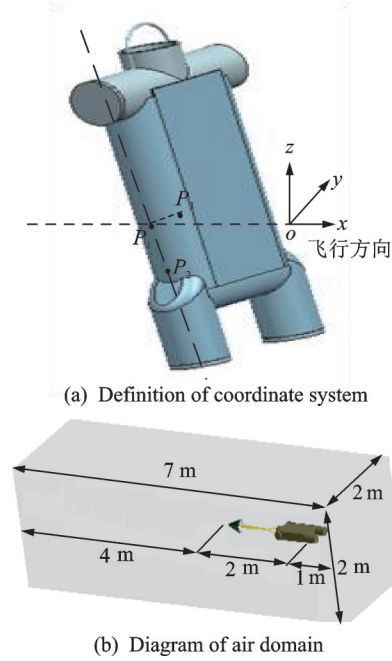


图 2 坐标系定义和空气域示意图

Fig.2 Diagram of coordinate system and air domain

形式为离散绳索。空气使用 *MAT_NULL 卡片,单元形式为单点积分多材料单元。降落伞和假人网格尺寸统一为 0.03 m,图 2(b)为有稳定伞时的空气域示意图,空气域尺寸为 $2 \text{ m} \times 2 \text{ m} \times 7 \text{ m}$,空气网格数量约为 82 万个。无稳定伞时采用相同的空气域和网格,假人在空气域中的位置不变。假人、稳定伞与空气的流固耦合用 *CONSTRAINED_LAGRANGE_IN_SOLID 卡片进行设置。输出参数有假人质心速度分量和假人上 3 个特殊点 P_1 、 P_2 、 P_3 的坐标,如图 2(a)所示。点 P_1 为质心,点 P_2 在假人轴线上,点 P_3 在假人横线上, $P_3P_1 \perp P_1P_2$, O 是坐标原点, x 、 y 、 z 表示 3 个方向。

假人 3 个姿态角定义如下:

(1) 偏航角 ψ :假人轴线在水平面上的投影线与 ox 轴之间的夹角。若 ox 轴逆时针方向转至假人轴线在水平面投影,则 ψ 为正。

(2) 俯仰角 θ :假人轴线与水平面之间的夹角。当假人轴线向上方倾斜时, θ 为正。

(3) 横滚角 γ :假人对称面与包含假人轴线的铅垂平面之间的夹角。当点 P_3 在水平面投影位于 P_1P_2 在水平面投影的右边时, γ 为正。

假人迎角 α 定义为假人轴线与质心速度方向的夹角。设假人的 3 个姿态角为偏航角 ψ 、俯仰角 θ 和横滚角 γ ,迎角为 α ,点 P_1 、 P_2 和 P_3 的坐标分别为 (x_1, y_1, z_1) 、 (x_2, y_2, z_2) 和 (x_3, y_3, z_3) ,点 P_1 的速度分量为 v_x 、 v_y 和 v_z ,其中点 P_1 为质心,点 P_2 在假人轴线上, $P_3P_1 \perp P_2P_1$ 。而假人轴线和质心速度向量的夹角即假人的迎角。

通过 P_1 、 P_2 和 P_3 三点的速度分量参数,根据式(1~4)可以计算出假人的偏航角 ψ 、俯仰角 θ 、横滚角 γ 、迎角 α 的信息。

$$\tan\psi = \frac{y_2 - y_1}{x_2 - x_1} \tag{1}$$

$$\sin\theta = \frac{z_2 - z_1}{\sqrt{(x_2 - x_1)^2 + (y_2 - y_1)^2 + (z_2 - z_1)^2}} \tag{2}$$

$$\cos\gamma = \frac{(z_3 - z_1)\sqrt{(x_2 - x_1)^2 + (y_2 - y_1)^2 + (z_2 - z_1)^2}}{\sqrt{(x_2 - x_1)^2 + (y_2 - y_1)^2} \sqrt{(x_3 - x_1)^2 + (y_3 - y_1)^2 + (z_3 - z_1)^2}} \tag{3}$$

$$\cos\alpha = \frac{v_x(x_2 - x_1) + v_y(y_2 - y_1) + v_z(z_2 - z_1)}{\sqrt{v_x^2 + v_y^2 + v_z^2} \sqrt{(x_2 - x_1)^2 + (y_2 - y_1)^2 + (z_2 - z_1)^2}} \tag{4}$$

两种状态假人在 2.5 s 内的姿态角和迎角仿真计算结果如图 3 所示,姿态控制方案假人姿态变化如图 4 所示。

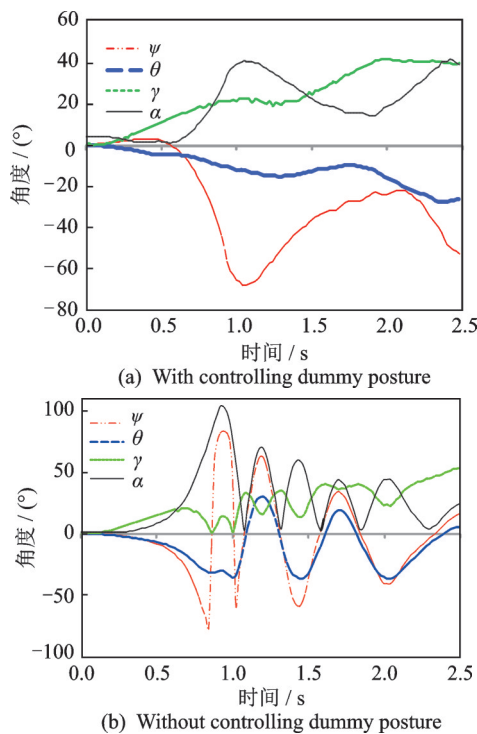


图3 假人姿态角和迎角曲线

Fig.3 Curves of dummy attitude angle and attack angle

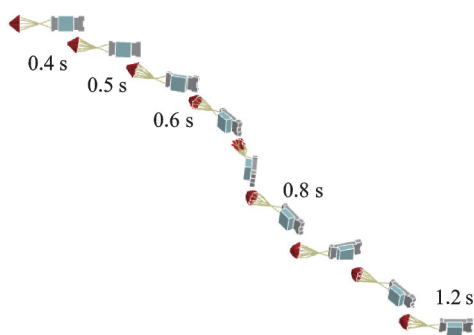


图4 采用姿态控制方案假人姿态变化图

Fig.4 Dummy attitude change diagram using control attitude scheme

通过仿真计算结果可以看出,对假人姿态进行控制后可以有效地改善假人的姿态角和迎角,偏

航角可以减小 19.3%,俯仰角可以减小 24.5%,滚转角可以减小 26.1%,迎角可以减小 51.5%,可以降低假人姿态变化频率。

2.2 主伞拉直阶段仿真

主伞拉直阶段仿真计算分 3 种工况,有/无稳定伞两种状态,系统总质量为 107 kg,仿真计算从假人空投下算起,伞系统拉直结束。工况 1:海拔高度 1 000 m,速度 140 m/s。工况 2:海拔高度 4 500 m,速度 180 m/s。工况 3:海拔高度 6 500 m,速度 165 m/s。

仿真时把假人-伞系统分为伞和假人 2 个质点,每个质点的受力包括重力和气动力。用双质点动力学方法对 3 种工况进行仿真,仿真计算结果见表 1。

表 1 仿真计算结果

Table 1 Simulation results

状态	工况 1 拉直速度 / (m · s ⁻¹)	工况 2 拉直速度 / (m · s ⁻¹)	工况 3 拉直速度 / (m · s ⁻¹)
有稳定伞	111.4	146.3	141.3
无稳定伞	114.2	150.4	145.6

从表 1 仿真计算结果可以看出,不同工况条件下 2 种状态的拉直速度基本相差不大,说明增加稳定伞控制假人姿态的方法不会影响主伞的拉直速度等性能。

2.3 主伞充气阶段仿真

仿真计算分 2 种工况,系统总质量为 107 kg,伞轴线与水平面角度为 10°,海拔高度为 4 500 m,充气速度为 2.2 节对应工况计算的拉直速度。仿真计算从引导伞开伞算起,1 s 内结束,其他条件如下,工况 1:有稳定伞,充气时系统姿态如图 5(a) 所示。工况 2:无稳定伞,充气时系统姿态如图 5(b) 所示。

用 Lsdyna 软件对两种工况进行流固耦合仿真,模型参数设置与 2.1 节基本相同,仿真得出伞的流固耦合力即开伞动载。

仿真计算结果如图 6 所示,通过仿真计算结果表明,假人的姿态对开伞动载影响是比较大的,最

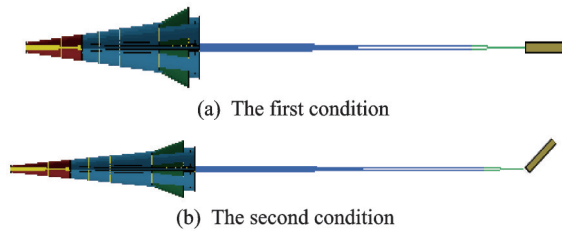


图 5 充气时系统初始姿态

Fig.5 Initial system attitude during inflating

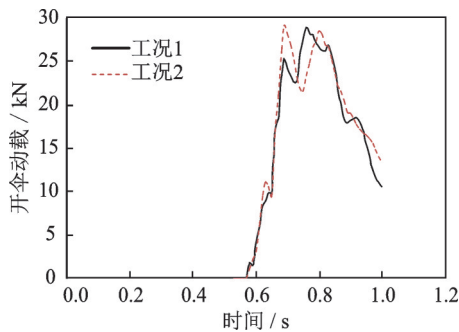


图 6 不同工况开伞动载曲线

Fig.6 Opening shock curve under different working conditions

大开伞动载有 3.8 kN 的差异,工况 1 比工况 2 开伞动载第 1 峰值可以减小 13.2%,第 2 峰值相当,说明增加稳定伞后对开伞动载有减小的趋势。

对于开伞动载对应的时间,仿真计算数据和实际空投存在差异,这是因为仿真是从引导伞开伞算起,出现最大开伞动载 0.2 s 后截止,实际空投引导伞打开时间是按假人离机约 0.7 s 后的时刻算起。

3 试验验证

为了进一步验证假人姿态控制对救生伞开伞动载的影响并对比仿真结果,通过低空低速空投试验验证假人姿态控制方法的可行性和对开伞程序的影响,通过低空高速和高空高速空投试验验证假人姿态控制方法对开伞动载的影响。

3.1 低空低速空投试验验证

低空低速空投试验,验证有无稳定伞两种状态假人角速度变化、稳定伞开伞程序和主伞充气阶段的开伞动载情况。

试验共获取了 18 组开伞时间及开伞动载等数据,低空低速空投试验两种状态开伞程序典型试验照片如图 7 所示,低空低速试验数据如表 2 所示,其空投条件为:载机运五,速度 50 m/s,相对高度 120 m,系统总质量 107 kg,开伞方式为开伞拉绳直接打开引导伞。由于在试验过程中无法测试假人的质心位置的速度,且无法换算假人姿态角和迎角,因此空投试验仅提供角速度数据,如表 3 所示,

表中数据均为平均值(下同)。通过试验结果表明,稳定伞开伞程序正常,不影响救生伞的开伞程序;从试验数据上分析,姿态控制状态下开伞动载、假人俯仰角速度和横滚角速度有明显改善趋势。



(a1) Stable 0.5 s time (a2) Stable parachute departure time
(a) Low speed airdrop dummy picture with control attitude



(b1) Departure 0.5 s time (b2) Pilot parachute full time
(b) Low speed airdrop dummy picture without control attitude

图 7 低速空投假人图片

Fig.7 Dummy pictures in low speed airdrop procedure

表 2 低空低速试验数据

Table 2 Low altitude and low speed test data

状态	稳定伞开伞时间/s	稳定时间/s	主伞开伞时间/s	最大动载/kN
有稳定伞	0.180	1.090	1.840	4.58
无稳定伞			1.630	5.95

表 3 低空低速试验角速度数据

Table 3 Low altitude and low speed angular velocity data

状态	最大俯仰角速度/ $(^{\circ})\cdot s^{-1}$	最大偏航角速度/ $(^{\circ})\cdot s^{-1}$	最大横滚角速度/ $(^{\circ})\cdot s^{-1}$
有稳定伞	408.0	253.5	517.3
无稳定伞	456.0	255.5	631.2

3.2 低空高速空投试验验证

低空高速空投试验,验证高速情况下有无稳定伞两种状态假人角速度变化、主伞拉直阶段的拉直速度和主伞充气阶段的开伞动载情况。

试验共获取了 14 组开伞时间、拉直速度、开伞过载及角速度等数据,低空高速空投试验两种状态的试验数据如表 4 所示,其空投条件为:载机轰六,速度 160 m/s,相对高度 500 m,系统总质量 107 kg,开伞方式为延时 0.7 s 开引导伞。角速度数据如表 5 所示。其中,由于低速和高速试验载机不同的原因,开伞延迟不同,稳定伞开伞时机存在差异,所以稳定时间不一样。通过试验数据可以得出:两种状态的开伞时间和拉直速度损失值基本相当;姿态控制后假人俯仰和横滚角速度有明显下

表4 低空高速试验数据

Table 4 Low altitude and high speed test data

状态	稳定时间/s	主伞开伞时间/s	拉直速度损失/(m·s ⁻¹)	最大动载/kN
有稳定伞	0.715	1.864	7.5	15.21
无稳定伞		1.843	7.3	17.89

表5 低空高速角速度数据

Table 5 Low altitude and high speed angular velocity data

状态	最大俯仰角速度/(°·s ⁻¹)	最大偏航角速度/(°·s ⁻¹)	最大横滚角速度/(°·s ⁻¹)
有稳定伞	701.6	515.6	745.1
无稳定伞	885.2	563.3	1 005.6

降,偏航角速度有减小,说明姿态控制对假人俯仰和横滚姿态稳定效果相对较好,趋势与仿真结果基本一致;偏航角速度可以减小8.5%,俯仰角速度可以减小20.7%,横滚角速度可以减小25.9%,姿态稳定后最大开伞动载数据可以减小15.0%。

从最大开伞动载试验数据分布趋势分析,无姿态控制状态时最大动载数据标准方差为5.06;有姿态控制状态时最大动载数据标准方差为2.78,说明假人姿态控制后可以改善开伞动载数据的离散性。

3.3 高空高速空投试验验证

高空高速空投试验,验证极限高度-速度条件下,有无稳定伞两种状态假人角速度变化和主伞充气阶段的开伞动载情况。高空高速试验共获取了18组开伞时间、开伞动载和角速度等数据;高空高速空投试验两种状态开伞程序典型试验照片如图8所示,测试数据如表6和表7所示,其空投条件

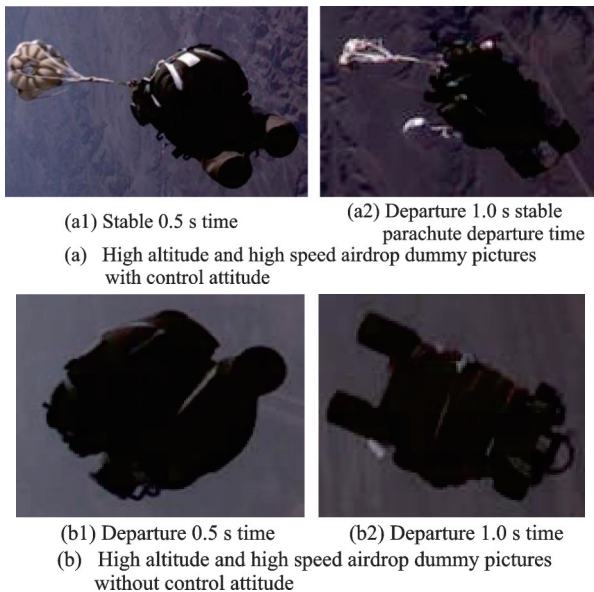


图8 高空高速空投典型照片

为:载机轰六,速度180 m/s,海拔高度4 500 m,系统总质量107 kg,开伞方式为延时0.7 s开引导伞。两种状态开伞动载对比曲线如图9所示,两种状态角速度曲线如图10所示。

表6 高空高速试验数据

Table 6 High altitude and high speed test data

状态	稳定时间/s	主伞开伞时间/s	最大动载/kN
无稳定伞		2.013	22.93
有稳定伞	0.812	2.350	20.88

表7 高空高速角速度数据

Table 7 High altitude and high speed angular velocity data

状态	最大俯仰角速度/(°·s ⁻¹)	最大偏航角速度/(°·s ⁻¹)	最大横滚角速度/(°·s ⁻¹)
无稳定伞	1 323.3	788.0	1 509.2
有稳定伞	667.2	700.3	1 139.3

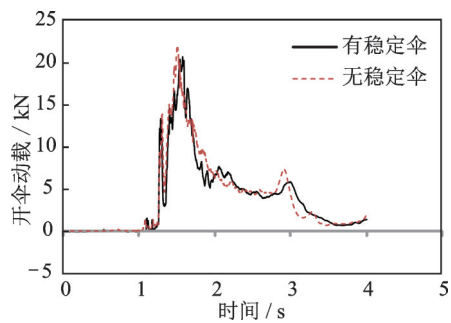
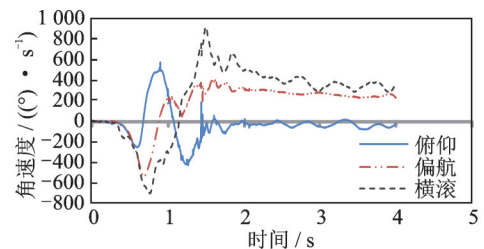
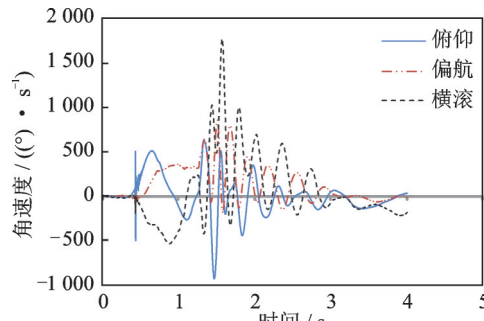


图9 高空高速开伞动载试验对比曲线

Fig.9 Comparison curve of parachute opening shock in high altitude and high speed test



(a) Angular velocity curve with stable parachute



(b) Angular velocity curve without stable parachute

图10 角速度曲线

Fig.10 Angular velocity curve

通过试验数据可以得出:姿态控制状态的开伞时间略大,开伞动载和角速度等数据均小于姿态不控制状态,其中,偏航角速度减小了11.1%,俯仰角速度减小了48.8%,横滚角速度减小了24.5%。结果说明稳定假人姿态对假人俯仰和横滚姿态稳定效果较好,趋势与低空高速验证结果基本一致;假人姿态控制后最大开伞动载数据可以减少8.9%。

高空高速空投试验的最大开伞动载试验数据分布趋势与低空高速空投试验和仿真计算结果基本一致;高空高速实际空投拉直动载大于仿真计算值,而开伞动载小于仿真计算值,伞衣充气过程中仿真计算有2个明显的峰值,实际空投过程中第2个峰值不明显,两者存在差异的原因可能是在仿真计算时将许多边界条件理想化导致的,如:仿真计算时假人姿态变化过程无法真实建模,伞衣充气时的不均匀性无法真实建模等。

4 结 论

本文主要针对救生伞高速空投试验过程中开伞动载受前置体假人姿态影响较大的问题,对假人运动过程进行了动力学分析,提出了一种对假人自由飞阶段姿态进行控制的方法,并对假人姿态控制与否的2种方案对开伞动载的影响进行了流固耦合分析。将计算结果与空投试验结果进行了对比,结果表明:在极限高度速度条件下,姿态控制方法可以使偏航角速度减小11.1%,俯仰角速度减小48.8%,横滚角速度减小24.5%,最大开伞动载减少8.9%。由此可见,本文提出的假人姿态控制方法可以有效减小开伞动载试验数据,从而更加真实地考核救生伞开伞动载性能,对后续新型救生伞的设计研究有参考意义。

参考文献:

- [1] 王利荣.降落伞理论与应用[M].北京:宇航出版社,1997.
WANG Lirong. The theory and application of parachutes[M]. Beijing: China Astronautic Press, 1997.
- [2] 余莉,明晓,胡斌.降落伞开伞过程的试验研究[J].南京航空航天大学学报,2006,38(2):176-180.
YU Li, MING Xiao, HU Bin. Experimental investigation in parachute opening process[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2006, 38(2): 176-180.
- [3] JOHNAON X, YAKIMEOKO O, KAMINER I, et al. On the development and pre-flight testing of the affordable guided airdrop system for G-12 cargo parachute: AIAA-2001-2060[R]. Reston: AIAA, 2001.
- [4] 张红英,刘卫华,童明波,等.降落伞初始充气阶段数值模拟[J].南京航空航天大学学报,2009,41(2):207-211.
ZHANG Hongying, LIU Weihua, TONG Mingbo, et al. Numerical simulation of parachute initial inflation phase[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2009, 41(2): 207-211.
- [5] DOHERR K-F. Extended parachute opening shock estimation method: AIAA_2003-2173 [R]. Reston: AIAA, 2003.
- [6] 龚文轩.降落伞附加质量与开伞动载[J].航空学报,1995,16(1):84-86.
GONG Wenxuan. Parachute added mass and opening forces[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1995, 16(1): 84-86.
- [7] BRINKMAN J C. Development and testing of a new reefing system to reduce parachute opening shock characteristics during seat ejection: ADA395743[R]. Dayton: Systems Research Labs, 1992.
- [8] 刘丹阳,贾月红,杨春信,等.救生伞假人高速空投开伞动载试验[J].航空学报,2014,35(6):1623-1632.
LIU Danyang, JIA Yuehong, YANG Chunxin, et al. Experiment in parachute-opening shock of life-saving parachute and dummy high-speed airdrop[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(6): 1623-1632.
- [9] 丰志伟,张国斌,张青斌,等.救生伞背带分离系统对假人动载的影响[J].国防科技大学学报,2019,41(6):45-49.
FENG Zhiwei, ZHANG Guobin, ZHANG Qing, et al. Influence of webbing subsystem of survival parachute on the dynamic load of the dummy[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2019, 41(6): 45-49.
- [10] 高春鹏,马坤昌,洪淼,等.基于空投试验的救生伞开伞程序技术研究[J].测控技术,2016,35(7):372-375.
GAO Chunpeng, MA Kunchang, HONG Miao, et al. Research on the emergency escape parachute's opening procedure based on airdrop test[J]. Measurement & Control Technology, 2016, 35(7): 372-375.
- [11] POTVIN J. Universality consideration for graphing parachute opening shock factor versus mass ratio[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(2): 528-538.
- [12] 谢俊杰,王雷.降落伞试验中假人姿态对过载测量影响的研究[J].信息通信,2016(7):117-119.
XIE Junjie, WANG Lei. The study in the parachute test overload is affected by posture[J]. Information & Communications, 2016(7): 117-119.
- [13] 马坤昌,高春鹏,张召明,等.六分量天平在救生伞空投试验中的应用研究[J].测控技术,2016,35(9):11-14.
MA Kunchang, GAO Chunpeng, ZHANG Zhaom-

- ing, et al. Application research on six-component balance in emergency escape parachute airdrop test[J]. *Measurement & Control Technology*, 2016, 35(9): 11-14.
- [14] 杨浩, 姚裕, 李冬强. 假人空投试验六分量天平研究[J]. *南京航空航天大学学报*, 2015, 47(1): 167-172.
YANG Hao, YAO Yu, LI Dongqiang. Study on six-component balance for dummy airdrop test[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2015, 47(1): 167-172.
- [15] COCHRANE C, LEWANDOWSKI M, KONCAR V. A flexible strain sensor based on a conductive polymer composite for in situ measurement of parachute deformation[J]. *Sensors*, 2010(10): 8291-8303.
- [16] 程涵, 余莉. 折叠降落伞展开过程研究[J]. *航天返回与遥感*, 2012, 33(2): 1-4.
CHENG Han, YU Li. Study on unfolding process of folding parachute[J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2012, 33(2): 1-4.
- [17] 程涵, 余莉. 基于ALE的降落伞充气过程数值仿真[J]. *南京航空航天大学学报*, 2012, 44(3): 290-293.
CHENG Han, YU Li. Numerical simulation of parachute inflation process based on ALE[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2012, 44(3): 290-293.
- [18] 杨雪, 余莉. 一种改进的降落伞动力学模型[J]. *南京航空航天大学学报*, 2016, 48(4): 481-485.
YANG Xue, YU Li. Improved dynamic model on parachutes[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2016, 48(4): 481-485.
- [19] 张红英, 刘卫华, 秦福德, 等. 降落伞充气过程中伞衣外形及流场变化研究[J]. *空气动力学学报*, 2011, 29(3): 288-294.
ZHANG Hongying, LIU Weihua, QIN Fude, et al. Study on the canopy shape and the flow field during parachute inflation process[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2011, 29(3): 288-294.
- [20] 周伟, 曹煜国, 封卫忠. 基于充气距离法的开伞过载计算方法[J]. *中国科技信息*, 2019(22): 39-40.
ZHOU Wei, CAO Yuguo, FENG Weizhong. Calculation method of parachute opening overload based on inflation distance method[J]. *China Science and Technology Information*, 2019(22): 39-40.
- [21] TAKIZAWA K, TEZDUYAR T E. Computational methods for parachute fluid-structure interactions[J]. *Archives of Computational Methods in Engineering*, 2012(19): 125-169.

(编辑: 刘彦东)