

文章编号:1674-8190(2020)06-789-07

基于冲量定理的高速空投假人最大动载计算模型研究

程炜¹, 杨春信¹, 柯鹏², 马坤昌^{3,4}, 高春鹏^{3,4}, 戚晓玲^{3,4}

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

(2. 北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100191)

(3. 航空工业航宇救生装备有限公司, 襄阳 441003)

(4. 航空防护救生技术航空科技重点实验室, 襄阳 441003)

摘要: 假人高速空投试验旨在评估开伞过程中人体所受最大动载, 由于该试验重复性差、成本高, 有必要建立计算模型为系统设计提供理论依据。基于冲量定理建立最大动载计算模型, 计算特定空投条件下假人最大动载; 选取某典型假人高速空投系统作为算例, 开展基于多体动力学的系统仿真, 并根据仿真结果确定计算模型的关键参数, 给出最大动载计算模型的数学表达式。结果表明: 本文模型可以快速有效确定假人最大动载, 评估救生伞系统安全性, 具有较高的工程应用价值。

关键词: 救生伞; 假人动载; 高速空投; 多体动力学仿真; 冲量定理

中图分类号: V244.21⁺6

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2020.06.005

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Research on the Maximum Dummy Overlord Calculation Model of High-speed Airdrop Based on the Theorem of Impulse

CHENG Wei¹, YANG Chunxin¹, KE Peng², MA Kunchang^{3,4}, GAO Chunpeng^{3,4}, QI Xiaoling^{3,4}

(1. School of Aeronautical Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

(2. School of Transportation Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

(3. AVIC Aerospace Life-support Industries, Ltd., Xiangyang 441003, China)

(4. Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Life-support Technology, Xiangyang 441003, China)

Abstract: The purpose of the dummy high-speed airdrop test is to evaluate the maximum overload on the human body during the process of opening the parachute. Due to the poor repeatability and high cost of the test, it is necessary to establish a calculation model to provide theoretical basis for the system design. Based on impulse theorem, the maximum dummy overload calculation model is established to calculate the maximum dummy overlord quickly under a certain airdrop condition. The typical high-speed airdrop system is selected as the instance to conduct the system simulation based on multi-body dynamics. The key parameters of the calculation model are determined by simulation results, and the mathematical expressions of the maximum dummy overlord calculation model are given. The results show that the calculation model can quickly and effectively determine the maximum dummy overlord, evaluate the safety of the life-saving parachute system, and has high engineering application value.

Key words: life-saving parachute; dummy overlord; high-speed airdrop; multibody dynamics simulation; theorem of impulse

收稿日期: 2019-12-17; 修回日期: 2020-01-20

基金项目: 航空科学基金(20172951021)

通信作者: 柯鹏, p.ke@buaa.edu.cn

引用格式: 程炜, 杨春信, 柯鹏, 等. 基于冲量定理的高速空投假人最大动载计算模型研究[J]. 航空工程进展, 2020, 11(6): 789-795.

CHENG Wei, YANG Chunxin, KE Peng, et al. Research on the maximum dummy overlord calculation model of high-speed airdrop based on the theorem of impulse[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(6): 789-795. (in Chinese)

0 引言

救生伞是弹射救生系统的关键装备之一,国军标 GJB 232—87 要求,开伞过程中人体脊柱所受冲击力不应超过该标准的耐受界限^[1]。目前工程上对开伞动载的评定以风洞实验和空投试验为主。风洞实验可测物理量更多,但受约束较多,无法真实还原降落伞实际工作状态,且更偏向于对伞气动特性和伞衣结构的研究^[2-4]。空投试验更能真实反映系统的工作状态,但对于假人高速空投问题,由于假人复杂的气动外形使得开伞时刻的姿态差异巨大,导致动载测量结果波动复杂,试验结果的重复性很差^[5-6]。此外,高速空投试验的成本高,考虑到飞机和天气的因素,其试验条件也很难完全重复。

相比于实验,理论分析和数值模拟能够快速地预测和检验不同设计参数或环境参数对开伞动载的影响,可以为系统设计的评估和优化提供重要的理论依据,对于提高系统设计水平、减少试验次数、节省设计费用和保障系统安全都有重要意义。

假人最大动载一般出现在救生伞充气过程中,因此充气过程中伞衣阻力特征是关键。理论研究通常将假人视作质点或刚体,救生伞采用充气距离或者充气时间模型,给定伞衣无量纲阻力面积变化规律,通过动力学计算确定开伞动载,例如, W. P. Ludtke^[7]给出了系统水平运动下无量纲开伞动载; K. F. Doherr^[8]将 W. P. Ludtke 的工作拓展到任意轨迹角的情况;王利荣^[9]给出另一种确定最大动载的经验方法,最大开伞动载为充满瞬间伞衣阻力的两倍,并给出了物伞系统垂直下降时的最大开伞动载计算式; J. Potvin^[10]提出基于冲量定理来分析开伞动载,并推广至多种空投条件,包括定点空投^[11]、无收口降落伞^[12]、伞群空投^[13]以及回收物有火箭驱动^[14]等,给出了系统在水平和竖直运动下开伞动载的计算式^[15],但是模型参数的确定比较困难。

基于冲量定理的开伞动载计算方法不依赖于伞充气规律的解析表达式或假设,适用于不同伞衣类型,有明确物理内涵、封闭的表达式,能快速确定关键参数影响,具有较好工程应用价值。

为此,本文在 J. Potvin 工作基础上,建立适用

于高速空投情况的假人最大动载计算模型,根据伞系统拉直速度、充气时间、速度损失因子和动载变化因子计算特定空投条件下假人的最大动载,并通过算例在某特定空投系统中进行仿真,确定模型参数。

1 假人高速空投全过程描述

整个空投试验物理过程复杂,根据作用物体及其受力特点将整个过程分为 3 个阶段进行分析。在时间轴上描述空投试验过程中的关键点和关键阶段,如图 1 所示,空投过程包括:

(1) 自由坠落阶段(出舱阶段) AB , 在 A 时刻释放假人,假人和伞包固定在一起自由坠落,只受重力和气动力的作用;

(2) 拉直阶段 BC , 在时刻 B 伞包打开,引导伞开始工作,并逐渐将伞系统从伞包中拉出,直至伞系统拉直,本试验采用的是先拉伞绳法,此过程中假人受到气动阻力、重力以及吊带的拉力的作用;

(3) 充气阶段 CD , 在时刻 C 伞系统拉直,伞衣开始充气,此过程中空气阻力极具增加,假人最大动载即发生在充气阶段。而后伞衣充满,系统稳定下降。

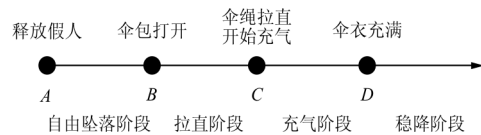


图 1 假人高速空投物理过程

Fig. 1 Physical process of dummy high-speed airdrop

根据工程经验,动载峰值一般发生在 CD 段,即充气阶段。为此,本文针对充气阶段提出一种基于冲量定理的假人最大动载计算模型。

2 基于冲量定理的假人最大动载计算模型

2.1 假人最大肩带合力计算模型

对于假人,充气时间内在轨迹方向上冲量等于开伞前后的轨迹方向上的动量变化,则:

$$mV_f - mV_i = \int_i^f F(t) dt + \int_i^f f_r(t) dt + \int_i^f W \cos\theta(t) dt \quad (1)$$

式中: m 为假人质量; V_f, V_i 分别为充气阶段结束和开始时刻的系统速度; F, f_r 分别为假人所受的肩带合力和气动力; W 为假人所受重力; $\theta(t)$ 为运动过程中系统轨迹角,系统水平运动和竖直运动分别对应于 $90^\circ, 0^\circ$ 。

对于高速空投,由于水平方向速度远大于竖直分量,且充气时间短,在此阶段内系统可视为水平运动,即 $\theta=90^\circ$ 。另外,肩带合力远大于假人所受气动阻力,忽略重力和假人气动力冲量,有:

$$mV_f - mV_i = \int_i^f F(t) dt \quad (2)$$

为了给出最大肩带合力,引入无量纲因子 I_F :

$$I_F = \int_i^f \frac{|F(t)| dt}{F_{\max}(t_f - t_i)} \quad (3)$$

式(3)表明, I_F 的值取决于充气过程中,肩带合力随时间的变化曲线的形状特征,如图 2 所示,

$I_F = \frac{S_1}{S_{OABC}}$, 为阴影部分面积与矩形面积之比。

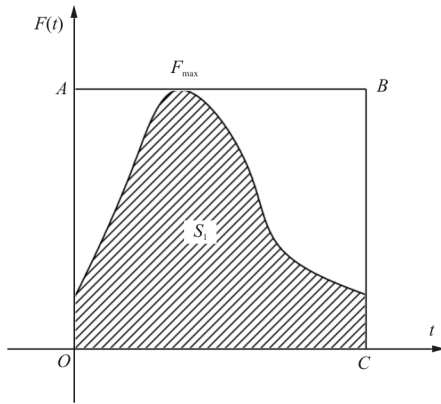


图 2 I_F 物理含义

Fig. 2 Physical meaning of I_F

由于肩带合力为负值,式(2)可简化为

$$mV_i - mV_f = F_{\max} t_m I_F \quad (4)$$

式中: t_m 为充气时间。

由式(3)~式(4)可得:

$$F_{\max} = \frac{m(V_i - V_f)}{t_m I_F} \quad (5)$$

2.2 假人最大动载计算模型

对于假人高速空投,根据国军标 GJB 232-87,在救生伞设计中应关注开伞过程中人体脊柱对开伞冲击力的耐受强度(如图 3 所示),假人动载表征假人在 Z_r 轴方向上的力^[1]。

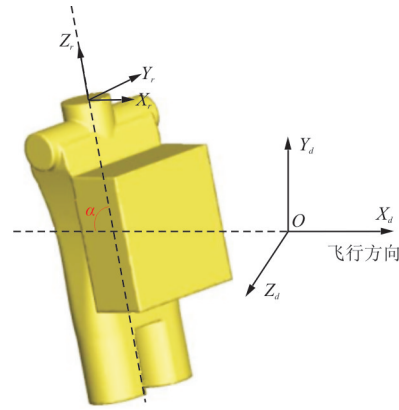


图 3 假人坐标系示意图

Fig. 3 Definition of dummy attitude

定义假人姿态角为大地坐标系 $-X_d$ 与假人 $+Z_r$ 轴夹角为 α ,由于充气过程中肩带合力可视为 $-X_d$ 方向,因此姿态角 α 也为肩带合力与 $+Z_r$ 夹角。充气过程中 Z_r 轴受力达到最大值 $F_{Z_{\max}}$ 的瞬间,有:

$$F_{Z_{\max}} = F_m \cos \alpha_m \quad (6)$$

式中: F_m 为此刻的肩带合力; α_m 为此刻假人的姿态。

为了综合考虑姿态的影响,可通过确定合适的参数 I_F^Z , 获取假人最大动载结果:

$$F_{Z_{\max}} = \frac{m(V_i - V_f)}{t_m I_F^Z} \quad (7)$$

显然, I_F^Z 是 α 和 I_F 的函数,综合表征了充气过程中肩带合力大小及假人姿态的变化规律,称该值为动载变化因子。当不考虑姿态时, $I_F^Z = I_F$, 此时 I_F^Z 如式(8)所示^[15]。

$$I_F^Z \approx 1/2 \quad (8)$$

当考虑姿态时,式(8)的近似关系不成立,必须通过其他途径确定 I_F^Z 。

对于充满速度 V_f ,文献[15]分析低速情况下可以直接用系统稳降速度计算:

$$\begin{cases} V_f \approx V_{\text{descent}} \\ V_{\text{descent}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho(CA)_d}} \end{cases} \quad (9)$$

式中: W 为伞物系统质量; $(CA)_d$ 为稳降时的伞衣阻力特征。

对于假人救生伞高速空投,稳降速度和充满速度相差很大。由于拉直速度 V_i 为充气时刻初速度更容易获取,应用更加方便,因此定义速度损失因

子 η :

$$V_f = V_i - \eta V_i \quad (10)$$

η 衡量了充气前后的速度损失效应。由此可以得到假人最大动载计算模型为

$$G = F_{z_{\max}} / mg = \frac{\eta V_i}{I_F^z t_m g} \quad (11)$$

式(11)中充气时间 t_m 由试验录像分析或计算中的特定充气模型决定。

本文模型应用思路如图 4 所示,首先基于基础状态点的系统仿真或者空投试验获取假人动载变化曲线、速度变化曲线以及充气时间等基础数据,然后确定速度损失因子 η 和动载变化因子 I_F^z 等模型参数,最后可以应用本文模型预测更多状态点的假人最大动载。

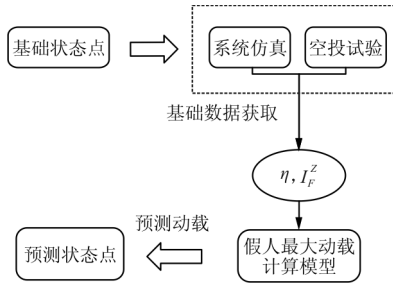


图 4 冲量定理模型应用思路

Fig. 4 Idea and application for the impulse theorem model

3 动载计算模型的应用

针对某特定空投系统,算例采用特定状态点的多体动力学仿真作为基础数据。算例中计算假人初始姿态角和转速均为零,称为零零姿态。

3.1 开伞过程的多体动力学建模

假人自释放至伞衣充满依次经历自由坠落(出舱)、降落伞拉直及伞衣充气三个阶段,本文动力学建模基于文献[16]的模型和方法展开,建立了拉直阶段质点弹簧模型和开伞阶段假人一救生伞系统两刚体动力学仿真模型。此外,拉直速度的计算则参考了文献[17]的结果,采用匀减速过程模拟空投起始到开始拉直的自由落体过程。

拉直阶段动力学仿真模型如图 5 所示,采用先拉伞绳法,将伞物系统处理为由若干个阻尼弹簧相连的集中质量结点。



图 5 拉直阶段仿真模型

Fig. 5 Simulation model of deployment process

充气阶段的动力学仿真模型如图 6 所示,伞和假人均均为刚体,伞气动力采用充气时间法^[9]给出。

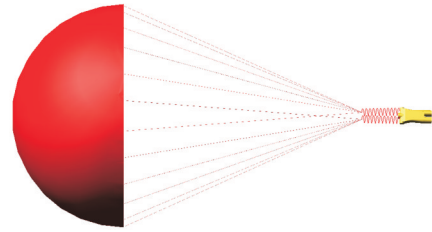


图 6 充气阶段仿真模型

Fig. 6 Simulation model of inflation process

假人气动系数通过 CFD 获得^[16]。

3.2 计算参数及工况

3.2.1 仿真参数

拉直计算采用的救生伞各部分质量及长度参数如图 7 所示。

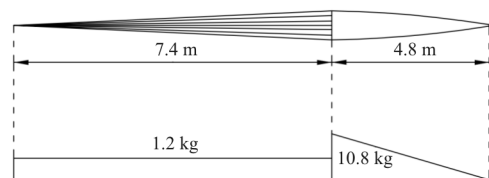


图 7 伞衣伞绳质量及长度

Fig. 7 Mass and length of parachute lanyard and canopy

引导伞拉力计算公式如下:

$$F_{y_s} = \frac{1}{2} \rho V_{y_s}^2 A_{y_s} C_{y_s} \quad (12)$$

式中: V_{y_s} 为引导伞速度; A_{y_s} 为引导伞面积, 本文取 0.78 m^2 ; C_{y_s} 为引导伞阻力系数, 本文取 0.75 。

本文采用充气时间法^[9]模拟充气过程中气动阻力变化。试验确定的伞衣阻力特征曲线如图 8 所示。

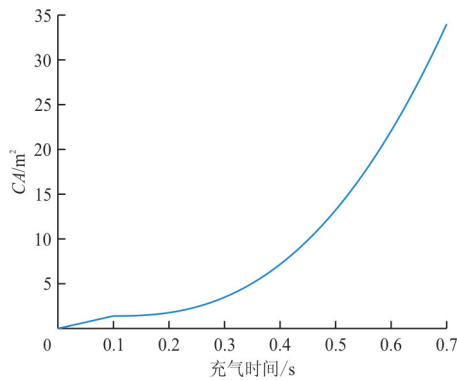


图 8 伞衣阻力特征

Fig. 8 Drag characteristic of parachute canopy

充气过程中附加质量 m_f 的计算为

$$m_f = k_f \rho (CA)^{3/2} \quad (13)$$

式中: ρ 为空气密度; k_f 为附加质量系数, 取 0.41。

3.2.2 假人质量及空投速度

根据工程经验, 假人动载对空投速度更敏感, 在假人质量范围 $75 \text{ kg} \leq m \leq 150 \text{ kg}$ 内取 4 个点; 空投速度范围缩小并取密, 重点考察 $590 \text{ km/h} \leq v \leq 660 \text{ km/h}$, 取 8 个点, 共计 32 个工况点。工况点如图 9 所示。

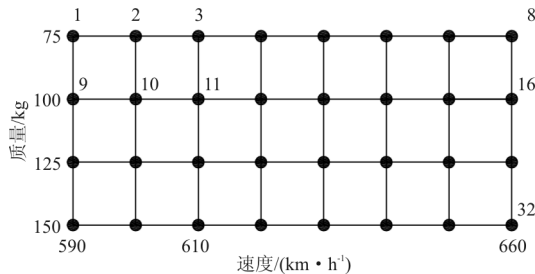


图 9 仿真工况点示意图

Fig. 9 Diagram of simulation condition

为了验证本文模型的有效性, 取矩形内部任意 4 个点作为最大动载计算模型的预测点, 其余 28 个点作为确定模型参数的基础状态点。

3.3 多体动力学仿真结果及分析

对工况在 4 km 空投高度下模型进行计算, 不同质量下的假人最大动载关于空投速度的变化曲线如图 10 所示, 可以看出: 随着空投速度的增大, 假人最大动载整体上也随之增大, 同一速度下假人最大动载也是关于质量正相关的。个别工况点未

表现出最大动载与速度的正单调关系, 可能原因在于仿真对充气过程模拟的局限性上。

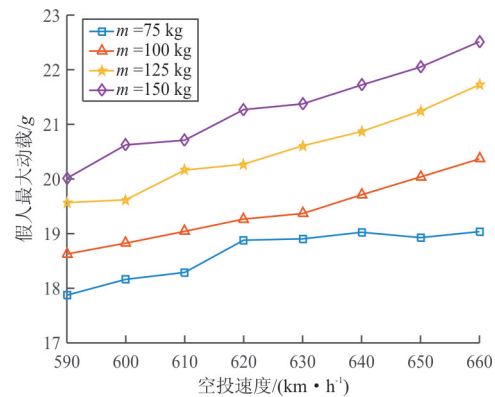


图 10 最大动载关于空投速度变化曲线

Fig. 10 Peak value of opening load variations with airdrop speed

图 8 所示的伞衣阻力特性规律是在来流方向始终与伞轴线方向一致的情况下得到的, 在实际运动中, 由于救生伞有姿态波动, 来流速度并不一定始终与轴线同向, 甚至可能出现瞬时速度与轴线垂直的情况, 此瞬间充气过程将中断。本仿真基于图 8 所示的伞衣阻力特性规律, 并未考虑以上几点。

3.4 冲量定理动载计算模型参数确定

3.4.1 速度损失因子 η

根据仿真结果, 在本工况下 η 大约取值为 66.67%~75%, 具体值与空投质量相关。为了获取不同质量下的 η 值, 采用如下假设: 对于同一具伞, 在充气过程中系统损失的动能一致, 则假人质量越大, 其速度损失越小, 即充满时刻速度应越大, 即速度损失因子关于质量呈负相关, 因此可以对质量、速度损失因子(如表 1 所示)作线性插值得到不同质量下速度损失因子 η 。

表 1 不同质量下的速度损失

Table 1 Velocity loss under different mass

质量 m/kg	速度损失因子 $\eta/\%$
75	75.00
150	66.67

为了统一量纲, 引入无量纲质量 ϵ ,

$$\epsilon = \frac{m - m_{\min}}{m_{\max} - m_{\min}} \quad (14)$$

由式(14)可知, $0 \leq \epsilon \leq 1$, 取值 0 和 1 分别对应

最小质量 75 kg 和最大质量 150 kg。 η 的线性插值结果为

$$\eta = -\frac{1}{12}\epsilon + \frac{3}{4} \quad (0 \leq \epsilon \leq 1) \quad (15)$$

3.4.2 动载变化因子 I_F^z

令动力学仿真动载为 S , 为了衡量不同 I_F^z 下, 最大动载模型计算动载 G 与动力学仿真动载 S 的差异, 引入 δ 。

$$\delta = \sum_{i=1}^{28} \left| \frac{G_i - S_i}{S_i} \right| \quad (16)$$

式中: 下标 i 为第 i 个基础状态点结果; δ 为所有工况点下本文模型与仿真基础数据的相对误差和。

按照式(16)得到 δ 关于 I_F^z 的变化曲线如图 11 所示。

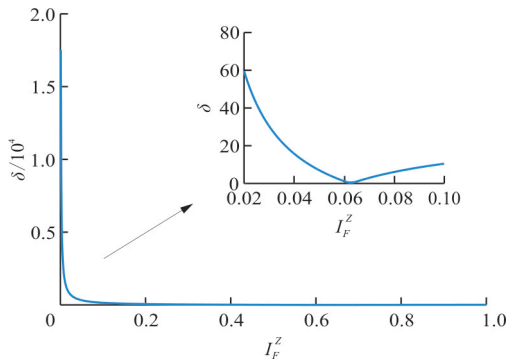


图 11 δ 关于 I_F^z 变化规律 ($0 < I_F^z < 1$)

Fig. 11 δ variations with I_F^z ($0 < I_F^z < 1$)

当 $I_F^z = 0.626$ 时, δ 达到最小值 0.533 2, 此时最大动载计算模型与多体动力学仿真结果最为接近, 因此取 $I_F^z = 0.626$ 为模型参数。确定参数 η 和 I_F^z 的最大动载计算模型与仿真结果的对比图如图 12 所示。

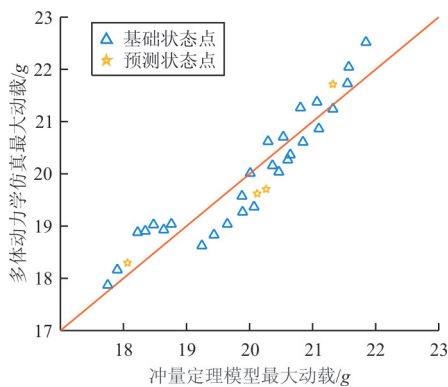


图 12 多体动力学仿真与冲量定理模型计算结果对比

Fig. 12 Comparison of multi-body dynamics simulation and theorem of impulse result

从图 12 可以看出: 在基础状态点上, 确定参数后的最大动载模型计算结果与多体动力学结果吻合度较好; 同时, 在预测点上, 模型结果与仿真结果也有较好的吻合度, 说明本模型是有效的。基于本节分析, 给出本算例下, 假人动载的冲量定理模型计算式为

$$G = \frac{V_i}{0.626 t_m g} (0.75 - 0.083\epsilon) \quad (17)$$

4 结 论

(1) 基于定量系统仿真或者空投试验确定速度损失因子和动载变化因子后, 本文模型可以快速确定最大动载, 具有较好的工程应用价值。

(2) 在零姿态下, 假人动载关于空投速度和假人质量均正相关, 与试验和仿真结果一致。

(3) 需要指出的是, 目前模型选用了拉直速度作为计算参数, 并不直观, 所采用的匀减速模型也存在一定误差, 后续可对出舱过程进一步研究, 以空投速度为模型参数, 应用更方便。

参考文献

- [1] 国防科学技术工业委员会. 人体脊柱对开伞冲击力的耐受强度: GJB 232-87[S]. 北京: 国防科工委军标出版发行部, 1987.
The Commission of Science, Technology and Industry for National Defense of the PRC. The tolerance of human spine to impact resulted from opening of parachute: GJB 232-87 [S]. Beijing: Military Standard Publishing Department of Commission of Science Technology and Industry for National Defense, 1987. (in Chinese)
- [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. (in Chinese)
- [3] 余莉, 张鑫华, 李水生. 降落伞伞衣载荷的性能试验[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(10): 1178-1181.
YU Li, ZHANG Xinhua, LI Shuisheng. Experimental on canopy payload performance of parachute[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(10): 1178-1181. (in Chinese)
- [4] 徐宏, 曹义华. 降落伞典型开伞过程的试验研究[J]. 飞行力学, 2012, 30(1): 74-78.
XU Hong, CAO Yihua. Experimental investigation in typical parachute opening process[J]. Flight Dynamics, 2012, 30(1): 74-78. (in Chinese)

- [5] 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. (in Chinese)
- [6] 刘丹阳, 贾月红, 杨春信, 等. 救生伞假人高速空投开伞动载实验[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. (in Chinese)
- [7] LUDTKE W P. Effects of canopy geometry on the infinite mass opening shock factor of a cross parachute with a W/L ratio of 0.264; NOLTR-73-157[R]. Maryland: Naval Ordnance Laboratory, 1973.
- [8] DOHERR K F. Extend parachute opening shock estimation method[C]// 17th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference. California: AIAA, 2003: 2173.
- [9] 王利荣. 降落伞理论与应用[M]. 北京: 宇航出版社, 1997: 221-223.
WANG Lirong. Theory and application of parachute[M]. Beijing: China Astronautics Publishing House, 1997: 221-223. (in Chinese)
- [10] POTVIN J. Universality considerations for graphing parachute opening shock factor versus mass ratio[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(2): 528-538.
- [11] POTVIN J. Momentum-impulse balance and parachute inflation: fixed-point drops[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(3): 1026-1029.
- [12] POTVIN J. Momentum-impulse balance and parachute inflation: disreefing[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(2): 691-694.
- [13] POTVIN J. Momentum-impulse balance and parachute inflation: clusters[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(2): 687-691.
- [14] POTVIN J. Momentum-impulse balance and parachute inflation: rocket-propelled payloads[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(3): 1039-1041.
- [15] POTVIN J, PEEK G. Testing without load cells can opening shock be estimated from Video data only[C]// 19th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference. Williamsburg: AIAA, 2007: 2551.
- [16] HAN Y H, LIU D Y, JIA Y H, et al. Simulation research in measurement of opening overload of life-saving parachute in dummy high speed airdrop[C]// 23th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conferences. Florida: AIAA, 2015: 2104.
- [17] JIA Y H, WANG Y W. Simulation of trunk dummy separation in parachute opening shock test[C]// 22th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference. Florida: AIAA, 2013: 1368.

作者简介:

程 炜(1989—),男,博士研究生。主要研究方向:空降空投仿真计算,不确定性分析。

杨春信(1965—),男,博士,教授。主要研究方向:空降空投、环控与热控、防除冰、多相流等。

柯 鹏(1979—),男,博士,副教授。主要研究方向:人机与环境工程系统仿真、飞行器适航技术。

马坤昌(1964—),男,硕士,研究员级高级工程师。主要研究方向:降落伞空降空投试验技术。

高春鹏(1981—),男,学士,高级工程师。主要研究方向:降落伞空降空投试验技术。

戚晓玲(1976—),女,学士,高级工程师。主要研究方向:空降空投仿真技术。

(编辑:丛艳娟)