

文章编号:1674-8190(2014)02-154-05

带伞空降风洞试验中稳定伞的模拟研究

惠增宏, 侯金玉, 熊超, 张彬乾

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘要: 为了更加真实地模拟空降初期过程,在国内率先对带伞空降风洞试验中稳定伞的模拟方法进行研究,包括稳定伞相似参数的确定、阻力系数的模拟。主要讨论一种在伞模型末端系配重并进行自由落体试验的方法来测量伞阻力系数,并通过在伞顶开孔来调整伞阻力系数,最后采用调整后的伞模型进行风洞试验验证。结果表明,该方法可精确测量伞阻力系数,改变伞顶孔大小能有效调整伞阻力系数,且伞顶开孔可使稳定伞的下落过程更稳定;试验结果符合真实空降时近机身复杂绕流运动流场特性,与空降视频中空降轨迹发展规律相一致,表明所论述的稳定伞模拟技术是可行的。

关键词: 带伞空降;风洞试验;稳定伞模拟;阻力系数;视觉测量;流场

中图分类号: V211.753

文献标识码: A

Simulation Study of Stable Parachute in Wind Tunnel Tests with Airborne Parachutes

Hui Zenghong, Hou Jinyu, Xiong Chao, Zhang Binqian

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to simulate the initial process of airborne parachute more truly, the simulation method of stable parachutes in airborne parachute wind tunnel tests is presented, which is the first presentation in China, including figuring out the similar parameters and simulating the drag coefficient. It mainly discusses a method to measure drag coefficient by fastening counterweights onto the end of parachute and doing the free fall tests. Which adjusts the drag coefficient by opening holes on the top of the stable parachute model, and finally uses the adjusted model to make experimental verification in wind tunnel tests. The method can accurately measure the drag coefficient, and opening holes on the top of the stable parachute can effectively adjust the drag coefficient and make the falling of parachutes more stable. The results of wind tunnel tests results agree with the complex flow field characteristics near the fuselage, and are in line with the airborne trajectories law on video. It shows that the simulation technology of stable parachutes is feasible.

Key words: airborne parachute; wind tunnel test; simulation of stable parachute; drag coefficient; vision measurement; flow field

0 引言

近年来,空降作战以其准确突然、猛烈突击、远程机动等特点成为世界主要强国在处理各种危机

和突发事件中优先考虑和使用的军事手段。在进行大型运输机型号研究和设计时,空降安全性和效率往往是型号研制者关注的重点和难点。

目前,对空降性能的研究手段主要有数值仿真^[1-4]、飞行试验^[5-6]和风洞试验^[5-6]。其中,一种先进的基于变形空间域的网格生成法在模拟空降人员尾舱门空降中得到了较为可信的结果,并对尾舱门附近的流场特性进行了预测。2003年美国航空

收稿日期:2013-07-09; 修回日期:2013-12-27

基金项目:西北工业大学科技创新基金(2010KJ0101)

通信作者:惠增宏, huizh@nwpu.edu.cn

航天总局对某机型空降人员空降时遇到的尾流漩涡情况进行了风洞试验和飞行试验研究,其结果表明漩涡的强度和位置对于空降人员的安全有很大的影响^[7]。

数值仿真技术由于要进行很多假设和边界条件限制,虽可以给出一些指导性的结论,但与真实的飞行状态还有较大的差距。飞行试验要求较成熟的技术积累,且试验成本高、危险性大,目前国内尚不具备这一条件。以往的空降风洞试验往往受试验条件及技术的限制,对试验模拟量做了很多简化,例如进行不带伞空降模拟^[8]。这些试验虽然得到了迎角、侧滑角、风速在一定范围内变化时空降人员模型的离机轨迹规律,但是和真实情况还有一定的差距。为了更加真实地模拟空降情况,进行带伞空降风洞试验显得十分必要。

带伞空降试验中主要研究主伞打开前稳定伞的状态,因此本文针对缩尺稳定伞的模拟,首先讨论稳定伞相似参数的确定以及阻力系数的模拟,然后提出一种在伞模型末端系配重并进行自由落体试验的方法来测量伞阻力系数,并通过在伞顶开孔来调整伞阻力系数,最后进行风洞试验验证。

1 相似参数的确定

由于材料的限制,伞绳直径和伞衣厚度相对于伞衣直径为微小量(近似为零),缩尺稳定伞模型要完全做到与实物几何相似是十分困难的。因此,通常只能保证模型伞衣直径、伞绳长度与实物几何相似,伞绳直径和伞衣厚度则不是按缩比来缩小,而是依据伞绳的强度和伞阻力系数来确定。

取人伞系统为研究对象,试验采用动力相似法,用 II 定理可推出试验的相似参数有:伞衣直径与伞绳长度比 $\lambda = D_0/l$, 质量比 $R_m = m/\rho D_0^3$, 雷诺数 $Re = \rho v D_0/\mu$, 马赫数 $Ma = v/a$, 弗劳德数 $Fr = v^2/gD_0$ 。其中, D_0 为伞衣直径、 l 为伞绳长度、 m 为人伞系统质量、 ρ 为空气密度、 v 为人伞系统运动速度、 μ 为空气粘性、 g 为重力加速度、 a 为音速。

伞衣直径与伞绳长度比通过模拟伞衣直径和伞绳长度即可模拟;通常空降高度为 200~800 m, 其空气密度和风洞空气密度接近,可认为密度为常

量,故质量比通过模拟人伞系统质量和伞衣直径即可模拟;雷诺数主要影响稳定伞的阻力特性,研究表明传统稳定伞在其雷诺数大于 10^5 时,阻力特性几乎与雷诺数无关,故在满足风洞阻塞度要求的前提下,选择合适的缩尺比保证伞模型的雷诺数大于 10^5 即可,而不需要精确模拟雷诺数;马赫数在低速试验中可不作考虑;而弗劳德数是表征重力对流动影响的相似准则,在空降下落过程中必须予以重点考虑。

试验中模拟的相似准则及由这些相似准则导出的部分流场相似关系如表 1 所示,下标 s 和 m 分别表示真实流场和模拟流场, $k_1 = l_s/l_m$ 为模型缩尺比。

表 1 低速空投空降风洞试验相似准则及流场相似参数

Table 1 Similarity criteria and similar flow field parameters of low speed airborne wind tunnel tests

相似参数	关系式
弗劳德数(Fr)	$\frac{v_m^2}{g_m l_m} = \frac{v_s^2}{g_s l_s}$
人伞重量(G)	$G_m = \frac{G_s}{k_1^3}$
惯性矩(J)	$J_m = \frac{J_s}{k_1^5}$
速度(v)	$v_m = \frac{v_s}{\sqrt{k_1}}$
姿态角(θ)	$\theta_m = \theta_s$

2 伞阻力系数的模拟

由于真实伞选用柔性和透气性的编织材料,试验中需考虑伞模型的刚度和透气量是否需要模拟。

虽然刚度对伞阻力系数影响不大,但对伞的充气时间、开伞动载等有明显影响^[9-11],故需要对伞的刚度进行模拟,一般选择重量和柔性在一定范围内的材料以保证伞模型的刚度和真实伞相等或接近。伞衣透气量是稳定伞一个十分重要的参数,对伞的阻力、稳定性、开伞动载及开伞特性都有明显的影响,故需要模拟伞的透气量。伞衣的总透气量包括伞衣织物透气量和伞衣结构透气量;织物透气量为一定的压差下,单位时间内通过单位面积织物的空气的体积。试验前需根据真实伞衣织物透气量随压差变化的特征曲线,并在保证模拟伞刚度的材料范围内选择合适的稳定伞织物材料。结构透

气量主要由伞衣开孔等导致伞衣结构发生变化而产生,故模拟结构透气量时需伞模型伞顶开孔。

试验结果^[9]表明选择丝绸、棉作为伞材料与实际伞的刚性和织物透气量较吻合。经大量研究及试验发现,通过测量伞阻力系数,与实际伞阻力系数进行对比,进而调整伞顶孔面积,并再次测量调整后的伞阻力系数,如此反复直到伞模型和实际伞阻力系数在试验要求的误差范围内,此时认为伞的结构透气量得到了模拟。

采用在伞模型末端系配重物构成物伞模型,并对该物伞模型进行自由落体试验的方法来测量伞阻力系数,并通过改变伞顶孔大小的方法对伞阻力系数进行调整。

2.1 试验原理

伞在降落过程中所受的阻力为

$$D = C_d \cdot \frac{1}{2} \rho v_{(t)}^2 \cdot S \quad (1)$$

式中: C_d 为伞阻力系数; ρ 为空气密度; $v_{(t)}$ 为伞下降速度; S 为伞衣参考面积。

设常数 $k = \frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot C_d$,因此式(1)可写为

$$D = k \cdot v_{(t)}^2 \quad (2)$$

对物伞模型应用牛顿第二定律可得

$$G - D = ma \quad (3)$$

将式(2)代入式(3),可得

$$G - k \cdot v_{(t)}^2 = m \frac{dv}{dt} \quad (4)$$

式(4)为下降速度 v 对于下降时间 t 的微分方程,初始条件为 $v_{(t=0)} = 0$ 。通过解此微分方程可以得到下降速度 v 关于下降时间 t 的含参数 k 的表达式,记为 $V_{(t)}$,则 t_1 时刻模型下降的高度为

$$h_{(t=t_1)} = \int_0^{t_1} V_{(t)} dt \quad (5)$$

代入 t_1 和对应的 $h_{(t=t_1)}$ (为了方便, t_1 取下降总时间, $h_{(t=t_1)}$ 取下降高度),式(5)即为含参数 k 的方程。解此方程即可求出 k ,最后由常数 k 的定义式 $C_d = 2k / (\rho \cdot S)$ 解出伞阻力系数。

2.2 试验方法

在伞模型下悬挂球型铅块,从一定高度进行零

初始速度的投放试验(伞模型初始状态为张开状态),测量物伞模型的下降时间,最后通过给出初始阻力系数反推自由落体高度,再与实际高度对比,根据其差值重新给阻力系数赋值,直到推算出的高度与实际高度近似相等,试验中伞模型允许的阻力系数相对误差为 $\pm 10\%$,这时的赋值阻力系数即可认为是伞的实际阻力系数。

2.3 试验结果

阻力系数测量试验分三组(1、2组未开伞顶孔,第3组开有伞顶孔)进行,每组试验条件和试验结果如表2所示。采用高速录像记录判读法和秒表计时法对下降时间进行多次测量,并在多次试验中剔除不符合 3σ 法则的数据,最后取平均值。

表2 阻力系数调整试验状态结果

Table 2 Results of drag coefficient adjustment tests

组别	物伞系统质量(m)/kg	物伞系统重量(G)/N	下落高度(h)/m	下落时间(\bar{t})/s	稳定伞阻力系数(C_d)
1	0.010 85	0.106 33	2.622	0.899	1.58
2	0.008 35	0.082 83	2.622	0.784	1.52
3	0.010 85	0.106 33	2.622	0.804	0.68

前两组试验改变了物伞系统的质量用以验证试验的重复性,两组的相对误差为 3.79% ,表明试验重复性较好。将第3组试验的伞阻力系数测量结果与前两组进行对比,可以看出伞顶孔对伞阻力系数的影响非常显著,并且从拍摄录像中可以观察到开有伞顶孔可使稳定伞的下降过程更加稳定。本次试验模拟的真实稳定伞阻力系数为 0.72 ,第3组试验的伞阻力系数调整结果为 0.68 ,相对误差为 5.6% ,满足试验要求。

3 风洞试验验证

试验中的高速摄像系统光源由两个功率为 $2\ 000\ W$ 的卤光灯提供,高速摄像机型号为 HG-100 K,其拍摄分辨率可达 $1\ 024 \times 768$ 像素,拍摄速度为 $500\ \text{fps/s}$,拍摄时长为 $2.4\ \text{s}$ 。为了能够清楚、完整地拍到空降人员模型的空降轨迹,试验中两台摄像机分别位于载机模型的侧面和后面。1号摄像机放在模型左侧风洞某一位置,镜头光轴与

风洞中心线成一定角度,其拍摄的图片如图 1 所示;2 号摄像机放在飞机模型后方风洞内某一位置,镜头光轴与风洞中心线基本平行,其拍摄的图片如图 2 所示。采用双目视觉技术对同一时刻的两张照片进行数据处理,从而得到空降人员的空降轨迹。



图 1 1 号摄像机拍摄得到的高速摄影图像

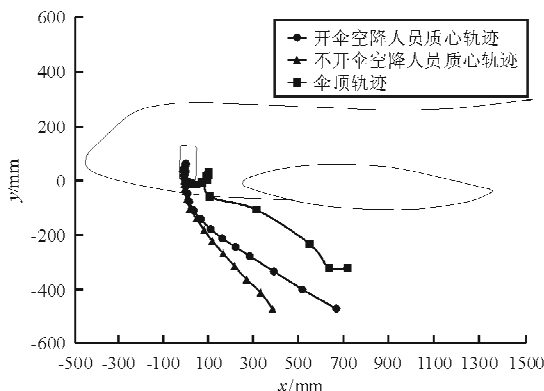
Fig. 1 High-speed photography captured by No. 1 camera



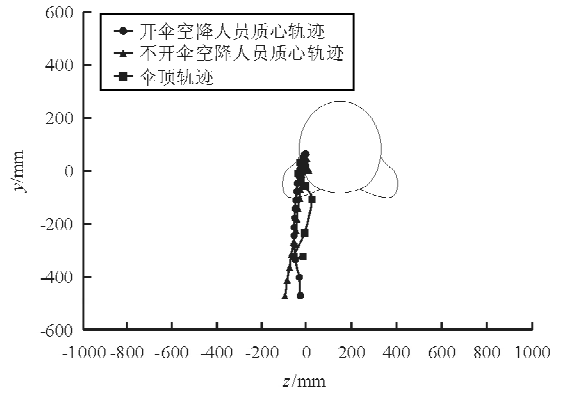
图 2 2 号摄像机拍摄得到的高速摄影图像

Fig. 2 High-speed photography captured by No. 2 camera

试验坐标系采用体轴系。不同试验状态下模型的空降轨迹如图 3~图 5 所示。



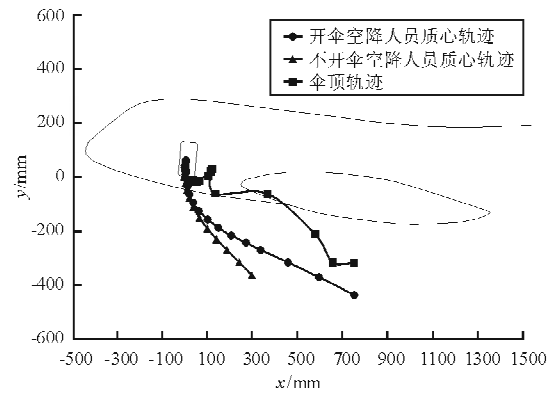
(a) 1 号摄像机视角



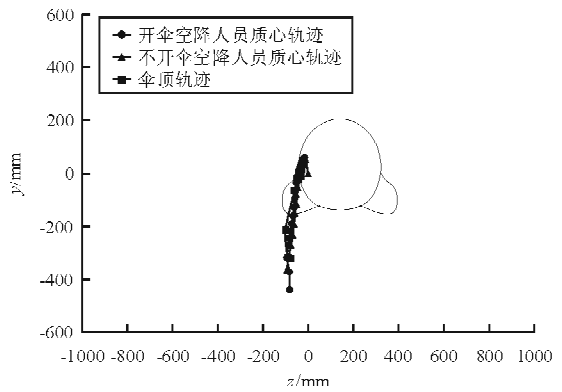
(b) 2 号摄像机视角

图 3 低速空降风洞试验中带伞试验与不带伞试验结果对比($V=22.5\text{m/s}, \alpha=2^\circ, \beta=0^\circ$)

Fig. 3 Results contrast of low-speed airborne wind tunnel tests with parachutes and without parachutes ($V=22.5\text{m/s}, \alpha=2^\circ, \beta=0^\circ$)



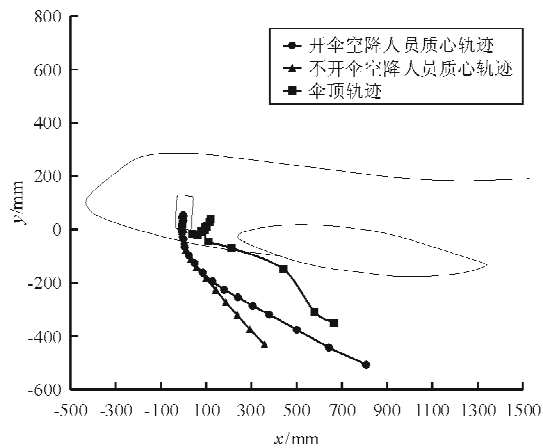
(a) 1 号摄像机视角



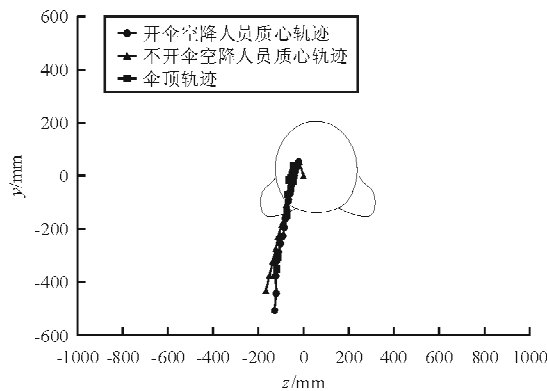
(b) 2 号摄像机视角

图 4 低速空降风洞试验中带伞试验与不带伞试验结果对比($V=22.5\text{m/s}, \alpha=6^\circ, \beta=0^\circ$)

Fig. 4 Results contrast of low-speed airborne wind tunnel tests with parachutes and without parachutes ($V=22.5\text{m/s}, \alpha=6^\circ, \beta=0^\circ$)



(a) 1号摄像机视角



(b) 2号摄像机视角

图5 低速空降风洞试验中带伞试验与不带伞试验结果对比($V=22.5\text{m/s}$, $\alpha=6^\circ$, $\beta=-6^\circ$)

Fig. 5 Results contrast of low-speed airborne wind tunnel tests with parachutes and without parachutes ($V=22.5\text{m/s}$, $\alpha=6^\circ$, $\beta=-6^\circ$)

在相同试验状态下,带伞和不带伞情况下空降人员模型运动趋势相同,不同的是带伞试验中,空降人员模型受稳定伞开伞动载及打开后气动阻力的影响,会沿气流方向迅速后移,符合流场流动和真实空降的规律。

4 结论

(1) 低速空降风洞试验中应选择合适的缩尺比以保证伞模型的雷诺数 $Re > 10^5$, 此时稳定伞模拟需重点考虑的相似参数有几何相似和弗劳德数相似,其中几何相似只需保证伞衣直径、伞绳长度满足缩比要求。此外,还需模拟稳定伞阻力系数。

(2) 采用在伞模型末端系配重并进行自由落体试验的方法可精确测量伞阻力系数,且在伞顶开孔能有效地对其进行调整。调整结果满足一般低速空降风洞试验伞阻力系数调整误差的要求(相对误差在 $\pm 10\%$ 以内)。

(3) 相同状态下带伞和不带伞空降人员模型的运动轨迹变化趋势相同,运动程度有所不同。这是由于稳定伞受开伞动载和非定常气动力作用所致,试验结果符合真实空降情况,表明文中论述的稳定伞阻力模拟技术是可行的。

参考文献

- [1] Victor Udoew, Ryan Keedy, Tayfun Tezduyar. Computational aerodynamics of a paratrooper separating from an aircraft[R]. AIAA-2001-2067, 2001.
- [2] Lauren Lobosky, Steven Sander, Mark McQuilling. Computational investigation of the unsteady flow around a parachute model[R]. AIAA-2009-3978, 2009.
- [3] Keith R Stein, Richard J Benney. Parallel computation of parachute fluid-structure interaction[R]. AIAA-97-1505, 1997.
- [4] Degani A T, Fox G C. Parallel computation of the unsteady incompressible Navier-Stokes equations using multigrids[R]. AIAA-95-1696, 1995.
- [5] Manfred Seeger, Lutz Müller, Peter K Carlsson, et al. Four-powers long term technology projects: airflow influence on airdrop and 2nd precision airdrop improvements[R]. AIAA-2005-1602, 2005.
- [6] Lawrence C Rogers, Andrew S Kididis. Parachute vortex interaction study initial wind tunnel and drop testing[R]. AIAA-97-1479, 1997.
- [7] Christopher P Webber. Testing wake vortices for formation personnel airdrop[R]. AIAA-2003-2164, 2003.
- [8] 惠增宏, 熊超, 张彬乾. 低速空降风洞试验的关键技术[J]. 航空工程进展, 2012, 3(4): 397-403.
Hui Zenghong, Xiong Chao, Zhang Binqian. Key techniques of airborne tests in low-speed wind tunnel[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2012, 3(4): 397-403. (in Chinese)
- [9] 马衍富. 降落伞伞衣织物的设计特点[J]. 产业用纺织品, 2000, 18(8): 14-18.
Ma Yanfu. Canopy fabric design features of parachute[J]. Industrial Fabrics, 2000, 18(8): 14-18. (in Chinese)
- [10] 彭勇, 程文科, 宋旭民, 等. 降落伞充气过程研究方法综述[J]. 中国空间科学技术, 2004, 6(3): 38-44.
Peng Yong, Cheng Wenke, Song Xumin, et al. Summary

(下转第164页)

- 能性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(8): 899-902.
- Wang Chuansheng, Zhang Jianyu, Bao Rui, et al. Reliability analysis on structure with multiple site damage[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(8): 899-902. (in Chinese)
- [10] 孟广伟, 赵云亮, 李锋, 等. 含多裂纹结构的断裂可靠性分析[J]. 吉林大学学报: 工学版, 2008, 38(3): 614-618.
- Meng Guangwei, Zhao Yunliang, Li Feng, et al. Reliability analysis of structures with multi-crack[J]. Journal of Jilin University; Engineering and Technology Edition, 2008, 38(3): 614-618. (in Chinese)
- [11] Sergey Shkarayev, Roman Krashanitsa. Probabilistic method for the analysis of widespread fatigue damage in structures[J]. International Journal of Fatigue, 2005, 27(3): 223-234.
- [12] 闫晓中, 王生楠, 黄汉超. 飞机结构发生多处损伤的概率分析方法[J]. 机械强度, 2012, 34(6): 881-885.
- Yan Xiaozhong, Wang Shengnan, Huang Hanchao. Probability analysis method for aircraft structures containing multiple site damage [J]. Journal of Mechanical Strength, 2012, 34(6): 881-885. (in Chinese)
- [13] 陈勃, 鲍淼, 张建宇, 等. 飞机结构耐久性/损伤容限综合分析模型[J]. 航空学报, 2004, 25(2): 133-136.
- Chen Bo, Bao Rui, Zhang Jianyu, et al. Combined analysis model on aircraft structural durability and damage tolerance [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2004, 25(2): 133-136. (in Chinese)
- [14] 赵维涛, 张旭. 基于阈值超越概率的结构耐久性与损伤容限综合分析方法[J]. 工程力学, 2011, 28(10): 52-57.
- Zhao Weitao, Zhang Xu. Combined analysis method for structural durability and damage tolerance based on threshold beyond probability[J]. Engineering Mechanics, 2011, 28(10): 52-57. (in Chinese)
- [15] 刘文琰. 概率断裂力学与概率损伤容限/耐久性[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998.
- Liu Wenting. Probabilistic fracture mechanics and probability damage tolerance/durability[M]. Beijing: Beihang University Press, 1998. (in Chinese)
- [16] Manning S D, Yang J N, Shinozuka M. USAF durability design handbook: guidelines for the analysis and design of durable aircraft structures[R]. AD-A142424, 1984.
- [17] Kuang J H, Chen C K. Use of strip yield approach for multiple site damage failure scenarios[J]. Journal of Aircraft, 2000, 37(5): 887-891.

作者简介:

杜永恩(1986—),男,博士研究生。主要研究方向:飞机结构疲劳、断裂、可靠性及损伤容限等。

王生楠(1963—),男,教授,博导。主要研究方向:飞机结构疲劳、断裂、可靠性及损伤容限等。

(编辑:马文静)

(上接第158页)

- for the research methods of parachute inflation process[J]. Chinese Space Science and Technology, 2004, 6(3): 38-44. (in Chinese)
- [11] Heinrich H G. Analysis of parachute opening dynamics with supporting wind tunnel experiments [R]. AIAA-68-0924, 1968.
- 力学测量与控制。
- 侯金玉(1988—),女,硕士研究生。主要研究方向:流体力学测量与控制。
- 熊超(1988—),男,硕士研究生。主要研究方向:实验流体力学。
- 张彬乾(1952—),男,教授,博导。主要研究方向:飞行器气动布局设计、流动控制等。

作者简介:

惠增宏(1969—),男,博士,高级工程师。主要研究方向:流体

(编辑:赵毓梅)