

文章编号: 1672-9897(2007)04-0049-04

阻力伞及气囊气动特性风洞试验技术研究

杨贤文¹, 廖翼兵², 张德宇³, 刘伟¹, 师建元¹, 白本奇¹

(1. 中国空气动力研究与发展中心, 四川 绵阳 621000; 2. 航宇救生装备有限公司, 湖北 襄樊 441003; 3. 中国航天科工集团第十七研究所, 北京 100038)

摘要: 对阻力伞、气囊等柔性减速器进行了风洞试验研究。采用高速摄像清晰地记录了阻力伞在 $M = 1.0$ 条件下的开伞过程、气囊在 $M = 6.0$ 条件下充气过程的外形变化, 准确地测得了气囊在 $M = 6.0$ 条件下充气过程的阻力时间历程, 且气囊充气过程外形变化的时间历程与阻力时间历程相符。此外, 对阻力伞高速风洞试验的堵塞度影响进行了研究。结果表明, 通过研究, 为柔性减速器的气动特性测试建立了新的试验技术。

关键词: 降落伞; 气囊; 风洞试验

中图分类号: V211.74

文献标识码: A

Wind-tunnel studies on the aerodynamics of drag parachutes and airbags

YANG Xian-wen¹, LIAO Yi-bing², ZHANG De-yu³, LIU Wei¹, SHI Jian-yuan¹, BAI Ben-qi¹
(1. China Aerodynamics Research & Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China; 2. Aerospace Life-Support Industries, Ltd., Xiangfan Hubei 441003, China; 3. The 17th Research Institute, CASIC, Beijing 100038, China)

Abstract: Wind-tunnel experiments have been performed to study the aerodynamics of flexible decelerators such as drag parachutes and airbags. The deployment process of a drag parachute at $M = 1.0$ and the deformation of an airbag during the inflation at $M = 6.0$ were recorded using high-speed camera. The time history of the drag was shown to match the shape change of the airbag very well. The blockage effects of the drag parachute have been also studied. Test results show that new techniques developed in the present studies can be successfully used in studying the aerodynamics of flexible decelerators.

Key words: drag parachute; airbag; wind tunnel test

0 引言

阻力伞、气囊等柔性结构的减速器, 由于其重量轻、体积小、阻力面大等优点, 在现代航空、航天领域得到了广泛应用。为了获得阻力伞的开伞时间、气囊的充气时间及稳态阻力等决定其减阻、调姿效果的关键气动特性, 气动中心进行了相应的风洞试验技术研究, 建立的的试验设备及试验技术已成功应用于多种柔性减速器的气动特性测试。笔者简要介绍了阻力伞、气囊的风洞试验研究情况, 并给出了典型的试验

结果。

1 试验模型、设备及试验方法

1.1 试验模型

开伞试验研究的模型由主伞、引导伞和伞衣套组成。主伞为带条伞, 其名义面积为 1m^2 , 外形见图 1(a)。阻力伞高速风洞堵塞度试验研究的模型为十字型伞, 其名义面积为 0.5m^2 , 外形见图 1(b)。气囊充气试验研究的模型外形见图 1(c)。

* 收稿日期: 2007-01-24; 修订日期: 2007-08-13

作者简介: 杨贤文(1972-), 男, 江西吉安人, 副研究员。研究方向: 高速空气动力学。E-mail: xianwenyangs@yahoo.com.cn

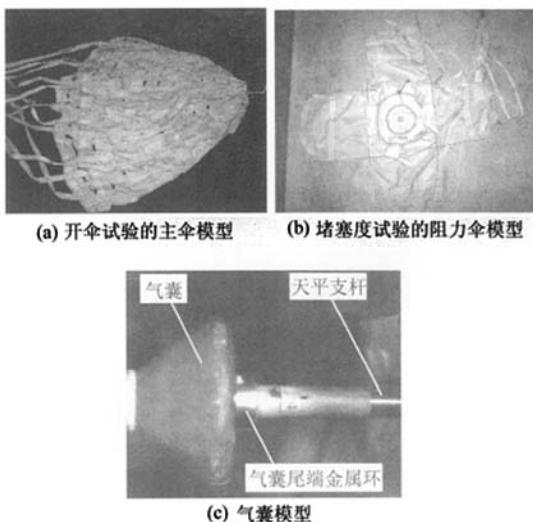


图1 试验模型

Fig.1 Test models

1.2 试验设备

阻力伞试验是在气动中心高速所 FL-26 风洞中完成的。FL-26 风洞是试验段横截面为 $2.4m \times 2.4m$ 的半回流、暂冲引射式跨声速增压风洞, 试验 M 数为 $0.3 \sim 1.2^{[1]}$ 。为了测试阻力伞阻力特性, 研制了阻力元量程为 50000N、15000N 的大载荷阻力伞天平。

研制的开伞试验模型支撑系统(见图 2)主要包括侧壁支架和锥柱体两部分。在锥柱体内部安装了 1 台阻力元量程为 50000N 的阻力伞天平, 锥柱体尾段为主伞舱, 引导伞舱位于主伞舱外部。为了给高速摄像提供充足的照明, 试验段分别安装了 4 台大功率光源。

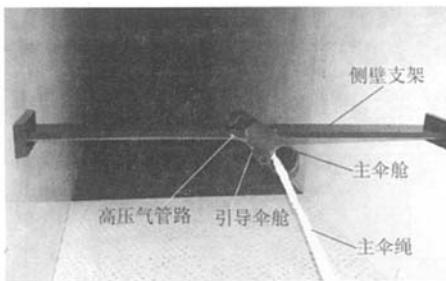


图2 开伞试验装置

Fig.2 Parachute deployment test fixture

阻力伞高速风洞堵塞度试验研究的模型支撑系统见图 3, 整流罩内部安装了 1 台阻力元量程为 15000N 的阻力伞天平, 阻力伞通过转子与天平连接。

气囊充气试验是在气动中心高速所 FL-31 风洞

中完成的。FL-31 风洞是下吹引射暂冲式常规高超声速风洞, 现有出口直径为 0.5m 的喷管 6 副, 试验名义马赫数 M_n 为 5、6、7、8、9、 $10^{[2]}$ 。该试验采用尾支撑方式支撑气囊模型, 试验过程中, 选用 5N6-24F 天平测量模型的阻力。

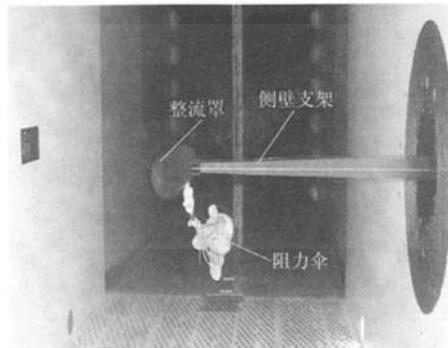


图3 阻力伞堵塞度试验装置

Fig.3 Test fixture for studying blockage of the parachute

1.3 试验方法

开伞试验按以下方法进行: 在试验过程中, 当风洞试验段内的气流达到规定的流场条件时, 引导伞舱内引入高压气, 受高压气作用, 引导伞从引导伞舱内快速弹出, 在引导伞及试验段内气流的作用下, 主伞展开并张满。采用天平记录主伞稳态工作状态时的阻力。在整个动态试验过程中, 采用高速摄像机对整个动态过程进行高速摄像。

阻力伞高速风洞堵塞度试验按以下方法进行: 在试验过程中, 记录流场建立情况, 并测量阻力伞的阻力。

气囊充气试验按以下方法进行: 当风洞试验段内的气流达到规定的流场条件时, 气体发生器产生气体使气囊膨胀。采用高速摄像对整个充气过程气囊外形变化进行拍摄, 并采用天平进行连续采数。

2 试验结果与分析

2.1 阻力伞开伞试验

图 4 给出了在马赫数 $M = 1.0$ 、速压 $q = 70000Pa$ 流场条件下拍摄的开伞试验高速摄像典型照片, 高速摄像速度为 250 帧/秒。照片 No.581 ~ No.630 记录了引导伞从引导伞舱弹出、伞衣套和主伞被引导伞拉出、主伞衣充气直至完全张满的整个动态开伞过程。通过对高速摄像照片判读可知: 整个开伞过程历时 0.2s, 其中引导伞从引导伞舱弹出至与主伞分离(见

照片 No.596)过程历时 0.064s。

天平测得的主伞稳态工作状态时的阻力为 30703N。

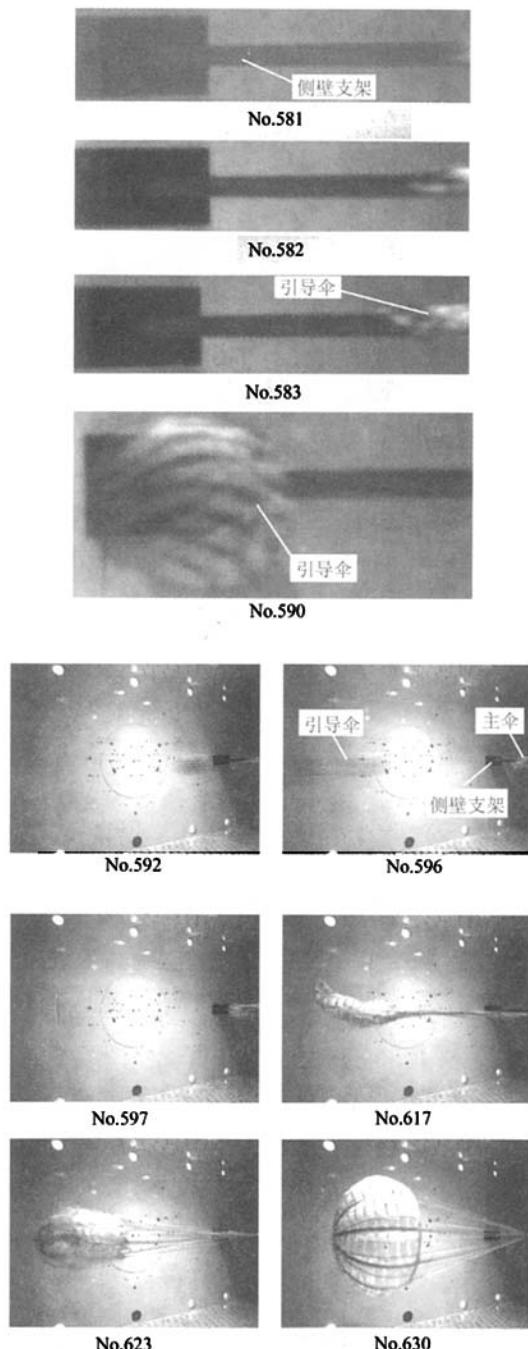


图 4 开伞过程

Fig.4 Deployment sequence of the parachute

2.2 阻力伞高速风洞堵塞度试验

图 5 给出了名义面积为 0.5m^2 的某十字型伞对高速风洞流场建立影响的试验曲线。由图可知,由于该十字型伞的堵塞影响, $M = 0.5$ 、 $M = 0.75$ 的试验段流场会分别出现 $M = 0.49 \sim 0.52$ 、 $M = 0.70 \sim 0.79$ 的变化。由此可见,对阻力伞进行亚声速风洞试验时, M 数越高, 稳定的试验段流场越不易建立。由于阻力伞的阻力特性随 M 数的变化不如刚性模型大, 试验 M 数控制精度可以低于常规试验 $|\Delta M| = 0.003$ 的控制精度, 例如, 若 M 数控制精度为 $|\Delta M| = 0.05$, 对于名义面积为 0.5m^2 的某十字型伞, $2.4\text{m} \times 2.4\text{m}$ 跨声速风洞 $M = 0.75$ 的试验段流场会很快判稳, 可以准确地测量 $M = 0.75$ 附近阻力伞的阻力特性(见图 6), 图 6 中阻力系数的参考面积为阻力伞名义面积。

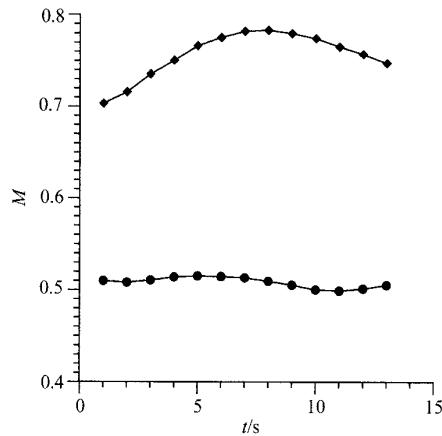


图 5 M 数随时间的变化曲线

Fig.5 M versus time

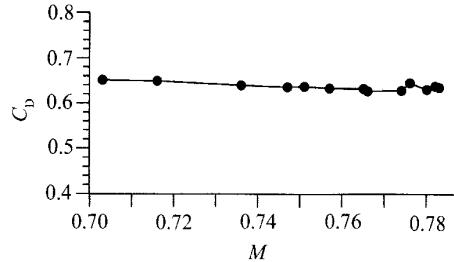


图 6 阻力系数 C_D 随 M 数的变化曲线

Fig.6 C_D versus M

2.3 气囊充气试验

图 7 给出了气囊充气试验中高速拍摄的典型照片, 高速摄像速度为 250 帧/秒, 试验 M 数为 6.0。对

高速摄像结果进行回放可知:照片 No.697~No.704,气体发生器对气囊充气,气囊发生膨胀,且向前膨胀较明显,此阶段历时约0.032s;照片No.704~No.800,气体发生器停止对气囊充气,气囊外形基本无变化;照片No.800~No.1000,气体发生器继续对气囊充气,气囊向前膨胀更明显,此阶段历时约0.8s;此后,气囊外形基本不变,表明气体发生器充气完毕,气囊进入稳态工作状态。

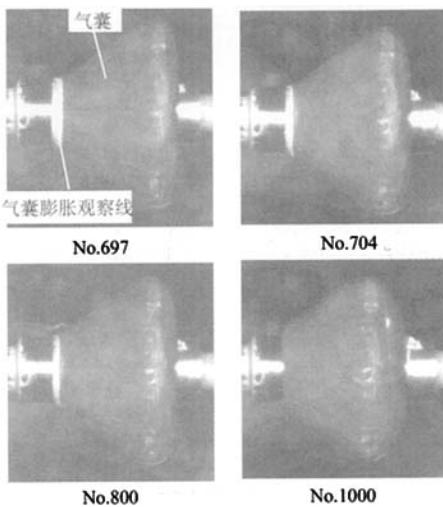


图7 气囊充气过程照片($M=6.0$)

Fig. 7 Photographs showing the process of inflating airbag with air ($M = 6.0$)

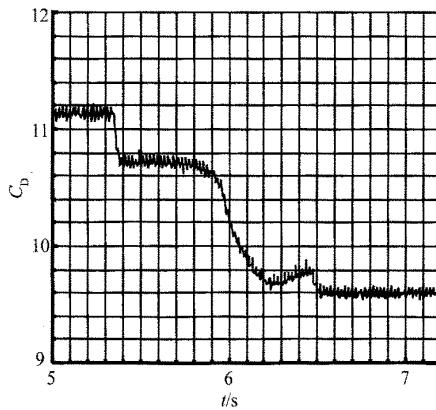


图8 C_D 随时间的变化曲线($M=6.0$)

Fig. 8 C_D versus time ($M = 6.0$)

上述两阶段的气囊膨胀过程在气囊模型阻力曲线(图8)中得到体现,当天平采数5.3s后,由于气囊膨胀、迎风面积减小,气囊阻力系数迅速下降,由11.1下降至10.7,此阶段历时约0.03s;当天平采数5.7s后,由于气囊再次膨胀、迎风面积再次减小,阻力系数再次下降,由10.7下降至9.6,此阶段历时约0.8s。

阻力系数 C_D 按下式计算

$$C_D = F/(qA) \quad (1)$$

式中: F 为天平测得的气囊阻力, q 为试验速压, A 为气囊尾端金属环截面积。

3 结 论

通过研究,可得出以下结论:

(1) 在开伞试验、气囊充气试验中,通过高速摄像,清晰地记录了开伞过程及气囊充气过程,从而准确地获得了柔性减速器进入稳态工作状态所需时间;

(2) 在气囊充气试验中,准确地获得了气囊充气过程的阻力时间历程,且与高速摄像拍摄的气囊充气过程外形变化的时间历程能够较好地对应。由此可知,通过测力曲线也能准确地确定柔性减速器进入稳态工作状态所需时间;

(3) 通过风洞试验,能够准确地获得柔性减速器的阻力;

(4) 对阻力伞进行亚声速风洞试验时, M 数越高,稳定的试验段流场越不易建立。

致谢:在本项试验技术研究中,与航宇救生装备有限公司联合开展了开伞试验技术研究,与航天科工集团第十七研究所联合开展了气囊模型气动特性试验技术研究,对他们的支持表示感谢。

参考文献:

- [1] 王维新,张福香,谢艳,等. FL-26风洞性能与使用[R]. CARDC-2,2003.
- [2] $\phi 0.5\text{m}$ 高超声速风洞性能与使用[R]. CARDC-2,1990.