

DOI:10.16356/j.1005-2615.2021.02.003

吊带非正常断裂的故障分析与优化措施

余凤华, 徐宏, 閻霞

(航空工业航宇救生装备有限公司航空防护救生技术航空科技重点实验室, 襄阳 441003)

摘要:以某项目研制过程中,减速伞提前分离故障为切入点,探讨了吊带在非正常位置受力导致的吊带断裂问题。根据相关视频资料及落地现场的检查情况,以及采集到的测试数据,对故障机理进行了全面分析,并结合减速伞下吊带静态拉伸试验及动态冲击试验结果,借鉴国内外吊带系统的相关设计经验,提出了从工作程序、结构及强度 3 方面采取措施,解决吊带在非正常位置受力导致的吊带断裂问题。

关键词:吊带;非正常断裂;故障分析;措施

中图分类号:V219

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2021)02-0182-06

Fault Analysis and Optimization Measures of Abnormal Rupture of Sling

YU Fenghua, XU Hong, GE Xia

(Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Life-Support Technology, AVIC Aerospace-Life-Support Industries Ltd., Xiangyang 441003, China)

Abstract: A severe problem that the parachute separates in advance can impede a successful rocket recovering. This paper analyzes the advanced separation and targets broken slings that function in abnormal positions under parachutes. We inspected the separation fault in field, and gleaned video and test data. Then, we conducted a simulated experiment on the parachute sling under both static tension and dynamic impact conditions, and identified the causes of the broken sling. The results inspired us to develop a scheme to prevent slings from breaking, including three measures from the perspectives of working procedure, structure and strength.

Key words: sling; abnormal rupture; fault analysis; measures

多年来,国内外学者对助推器的回收技术进行了大量研究,国外学者在此领域很早就投入研究。20 世纪中期,美国和欧洲的一些国家对 K-1 运载火箭子级回收进行相应的空投试验^[1-2]与“阿里安-5”火箭助推器的回收工作^[3]。21 世纪以来,“战神 I-X”运载火箭^[4-5]完成了一系列回收系统工作试验;美国 X-38 原型机使用翼伞进行了回收验证试验^[6]。

国内的相关研究起步较晚,但是近年来,国内学者在该领域的研究逐渐投入大量精力与时间。文献[7]针对运载火箭助推器的回收系统技术展开讨论,并提出关键建议。文献[8-12]对火箭助推器回收系统进行相关的仿真分析研究,2019 年 3 月,我国在某卫星发射中心用运载火箭,将其送入太空,成功进入

地球同步轨道。其中 2# 助推器中首次安装了伞分系统,对助推器落区控制的实施效果进行摸底。伞分系统工作过程中,减速伞下吊带意外断裂,致使减速伞提前分离,从而导致伞分系统工作异常。

经分析研究及大量试验验证,确定减速伞下吊带的断裂原因为非正常位置受力所致。后查阅大量国内外文献资料发现,对该课题的研究涉及较少,仅在《AIAA Paper-75-1388》^[13]中有所提及,且与本文所述的断裂现象及原因一致。

本文针对特定项目研制中的实际问题进行分析研究,并提出解决措施,旨在引起相关方对吊带非正常位置受力导致的断裂问题的关注及重视。

收稿日期:2020-10-15;修订日期:2021-01-15

通信作者:余凤华,女,高级工程师, E-mail: 1620545490@qq.com。

引用格式:余凤华,徐宏,閻霞. 吊带非正常断裂的故障分析与优化措施[J]. 南京航空航天大学学报, 2021, 53(2): 182-187. YU Fenghua, XU Hong, GE Xia. Fault analysis and optimization measures of abnormal rupture of sling[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2021, 53(2): 182-187.

1 减速伞提前分离故障原因分析

伞分系统的工作流程见图 1。

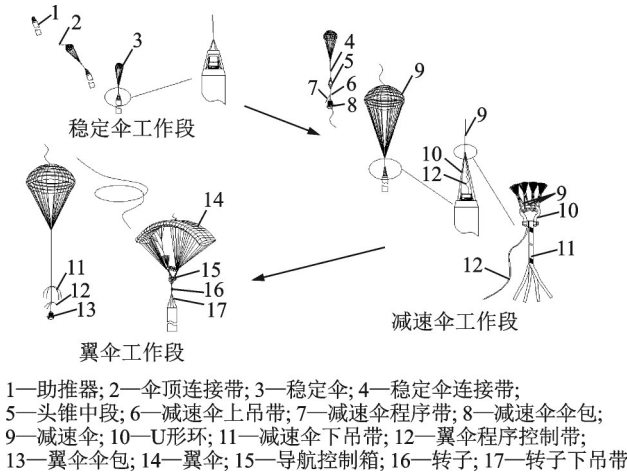


图 1 系统工作程序图

Fig.1 System working program diagram

相关信息表明,减速伞未按照预定程序,在工作 15 s 时与助推器分离,而是在工作约 8 s 时提前分离,从而导致翼伞工作异常,与助推器分离,并未实现对助推器落区的有效控制。

1.1 视频资料分析

从助推器内部安装的摄像头所采集的视频信息来看:

- (1) 稳定伞工作段
工作程序正常。
- (2) 减速伞工作段

工作程序异常。既定工作程序是:头锥中段分离后,减速伞拉直、启动火工品工作、5 s 解除第一级收口,10 s 解除第二级收口、张满,15 s 时减速伞分

离,拉走翼伞伞包,拉出翼伞。而视频资料显示:头锥中段分离后,从减速伞的拉直到 5 s 解除第一级收口这一段工作是正常的,但到约 8 s 时,与头锥下段相连的减速伞下吊带突然断裂,减速伞提前分离。

(3) 翼伞系统工作段

工作程序异常,既定工作程序是:翼伞系统开包、开包 1 s 后翼伞拉直同时固定控制箱爆炸螺栓起爆、翼伞充气、系统提起、转子下吊带拉直受力,翼伞携带头锥下段进入稳态滑翔。由于减速伞提前分离,翼伞提前工作,开伞速度过大导致翼伞开伞力过大,翼伞与头锥下段连接的转子下吊带断裂,翼伞系统与头锥下段分离。

1.2 落地现场检查情况

根据落地现场部分残骸的照片可确认:

减速伞伞衣、伞绳完好,减速伞下吊带四合一顶部弯折处(与减速伞绳环下端的 U 形环连接处)断裂,减速伞分离用爆炸螺栓未工作(见图 2)。



(a) Separation of the lower slings from the brake parachute
(b) Lower slings of the brake parachute broken into four and the explosive bolts did not work

图 2 减速伞

Fig.2 Brake parachute

1.3 测试数据分析

测试数据的汇总及分析见表 1。

表 1 测试数据汇总及分析

Table 1 Summary and analysis of test data

序号	时间点	系统工作状态	高度/ m	速度/ (m·s ⁻¹)	俯仰角/ (°)	过载 (未滤波)/g	角速度/ (°·s ⁻¹)	分析
1	474.2	端头帽分离						
2	475.5	稳定伞拉直	10 580	118.8	-44.4	$a_x=-1$ $a_y=3.8$ $a_z=2.5$	$\omega_x=300$ $\omega_y=103.4$ $\omega_z=-100$	从测试数据看,稳定伞工作段,各动作按既定时序完成,达到了将系统高度降到 6 000 m 以内,速度减到小于 100 m/s 的指标要求,起到了调姿稳定的作用
3	522.2	头锥中段分离	5 713	76.74	35.9	$a_x=2.76$ $a_y=3.02$ $a_z=2.97$	$\omega_x=-150$ $\omega_y=-60.68$ $\omega_z=52$	
4	529.2	减速伞下吊带断裂,减速伞与头锥下段提前分离			53.61	$a_x=8.24$ $a_y=-5.06$ $a_z=4.35$	$\omega_x=-150$ $\omega_y=-132.9$ $\omega_z=101.8$	减速伞工作异常。原定工作程序为 5 s 解除一级收口、10 s 解除二级收口,15 s 减速伞分离。由于约 8 s 时减速伞下吊带的突然断裂(断裂位置是与 U 形环连接处,即下吊带四合一顶部弯折处)而使减速伞提前分离,未完成将系统减速至 30 m/s 以内的要求
5	532.2	翼伞拉直时翼伞下吊带断裂,翼伞与头锥下段分离	4 973	72.95	21.67	$a_x=17.63$ $a_y=-14.74$ $a_z=12.04$	$\omega_x=-100$ $\omega_y=-265$ $\omega_z=-154$	由于减速伞提前分离,翼伞开伞速度过大(实际速度为 73 m/s,远大于 30 m/s 的设计要求),致使翼伞开伞力过大

1.4 综合分析

本次伞分系统首飞,通过对视频信息、落地现场照片及测试数据的分析,可知故障现象为:减速伞一分四下吊带在一级收口解除后发生四合一顶部弯折处断裂,导致后续的工作时序异常,翼伞系统提前工作,开伞力过大,拉断了控制箱爆炸螺栓和翼伞与头锥下段连接的转子下吊带,导致翼伞系统与头锥下段分离,工作失效。

1.5 故障原因分析

采用全面质量管理的“人、机、料、法、环”五大要素法对“减速伞下吊带四合一顶部弯折处断裂”这一故障原因进行分析,排除了减速伞下吊带强度设计不足、减速伞下吊带材料及生产过程不符合质量控制程序、减速伞下吊带缝合部强度损失,导致吊带强度降低3个故障原因,有可能造成减速伞下吊带断裂的原因有以下两个:

(1) 减速伞工作段,角速度过大,助推器姿态不稳定,产生的载荷可能大大超过了预期值。

由表1可知,减速伞下吊带断裂时,箭体3个方向的过载值原始数据为 $a_x=8.24g$, $a_y=-5.06g$, $a_z=4.35g$,过载值过大,由于测试位置及未滤波等因素的影响,此数据只能仅供参考。另外,与减速伞下吊带上端连接的U形环的破坏强度为18 t;与减速伞下吊带下端单点连接的爆炸螺栓转接件承载能力为6.5 t,此两处均未破坏;进一步证明,减速伞下吊带的断裂不是由于载荷过大造成的。故该故障原因可以排除。

(2) 减速伞工作段,角速度过大,助推器姿态不稳定,导致减速伞吊带非正常位置受力,使吊带强度遭到较大破坏。

助推器结构由头锥、氧化剂箱、箱间段、燃烧剂箱、后过渡段、尾段、尾翼、发动机等部件组成,自身的气动稳定性不佳,其几何外形见图3。

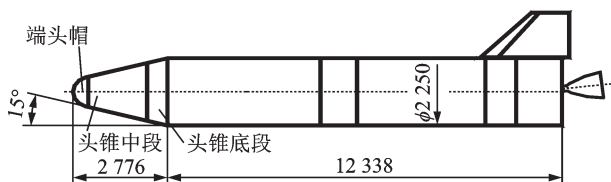


图3 助推器外形尺寸

Fig.3 Size of booster

减速伞工作初始状态参数的理论值与实际值对比见表2。

从表1提供的测试数据看,经过稳定伞的稳定调姿及减速作用,助推器的旋转摆动呈明显收敛趋势,但由于助推器几何外形(见图3)自身的气动稳定性不佳,经长时间仅靠稳定伞减速到头锥中段分

表2 减速伞工作状态参数

Table 2 Parameters of working conditions of brake parachute

序号	初始工作条件	理论	实际
1	头锥中段分离时刻海拔高度/km	6	5 713
2	减速伞开伞时刻发射系下的速度/($m \cdot s^{-1}$)	合速度100	合速度74
3	头锥中段分离时刻姿态(角速度)/($(^{\circ}) \cdot s^{-1}$)	$\omega_x=0$ $\omega_y=0$ $\omega_z=0$	$\omega_x=-150$ $\omega_y=-60.68$ $\omega_z=52$
4	姿态角:箭体轴与速度方向的夹角(箭体轴是由助推器尾部指向头部)/($^{\circ}$)	0	35.9

离时,仍达不到表2角速度为零的理论状态。由表2可看出,减速伞实际开始工作时,助推器姿态不够稳定;另外,由于减速伞系统长度较长,环缝型减速伞充气较慢,因此,从头锥中段分离稳定伞失效,到减速伞一级收口状态张满这段长约2 s时间内,助推器没有伞的作用,再加上自身角速度的作用,对系统工作状态很不利。由表1可看出,稳定伞分离时,系统的角速度值为 $\omega_x=-150(^{\circ})/s$ 、 $\omega_y=-60.68(^{\circ})/s$ 、 $\omega_z=52(^{\circ})/s$,而减速伞下吊带断裂,减速伞与头锥下段提前分离时,系统的角速度值为 $\omega_x=-150(^{\circ})/s$ 、 $\omega_y=-132.9(^{\circ})/s$ 、 $\omega_z=101.8(^{\circ})/s$,y轴和z轴方向的角速度增加了近一倍,说明在没有伞作用的2 s内助推器姿态更不稳定,这对减速伞的工作是十分不利的,容易发生吊带与承力金工件非正常位置受力的情况,导致吊带强度大幅降低。

美军在为研究某型降落伞的强度问题而做的空投试验中,在第6次投放时,发生了吊带断裂问题^[13]。损伤分析表明:伞似乎正常开伞充气。就在伞完全张满时,吊带与连接环连接的位置断裂。故障发生在一具第一次使用的降落伞上。理论分析表明:吊带理论强度为135 000磅(600.1 kN)的两组吊带通过金属连接环连接(见图4),当吊带处于非正常位置受力时,吊带的破坏强度降低为44 600磅(198.3 kN),仅为理论强度的1/3。

减速伞下吊带与减速伞伞绳环的连接也是通过U形环转接的(见图5),其受力状态与文献中所述状态非常相似。因此,该故障原因不能排除。

根据故障原因分析排查,“减速伞一分四下吊带在一级收口解除后发生四合一顶部弯折处断裂”

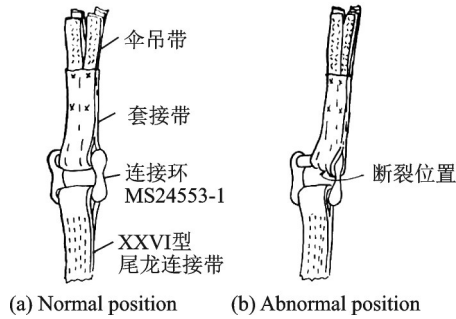


图 4 吊带损伤分析

Fig.4 Damage analysis of sling

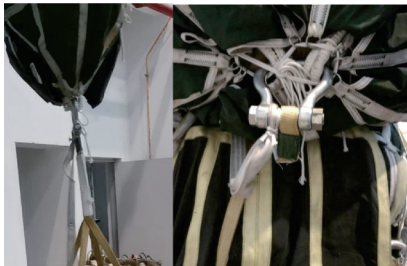


图 5 减速伞下吊带与减速伞伞绳环的连接

Fig.5 Connection between the sling and the brake parachute

的主要原因是“对助推器角速度过大,姿态不稳定认识不足,在减速伞工作段,对承力金工件非正常位置工作状态考虑不充分,导致减速伞吊带非正常位置受力,使吊带强度遭到较大破坏”。

2 非正常位置受力导致吊带断裂的机理分析与验证

项目组通过减速伞下吊带的静态拉伸试验和动态冲击试验对吊带断裂机理进行分析研究。

静态拉伸试验采用的试验件共两组,采用的试验件与首飞件状态相同。

一组是吊带正常位置受力的静拉试验(见图 6)。当载荷达到 151.9 kN 时,理论强度为 196 kN 的减速伞下吊带顶部弯折处断裂,破坏强度为理论值的 77.5%。

吊带正常位置受力时,整个带宽内的经向纤维均匀受力,平均分担施加的载荷,每一根纤维的受



图 6 吊带正常位置受力

Fig.6 Normal force of sling

力均不超过它的极限载荷。

另一组是吊带非正常位置受力的静拉试验(见图 7),U 形环倾斜一定角度,随着载荷的增加,减速伞下吊带四合一顶部弯折处出现了局部纤维断裂的情况,随后吊带继续向 U 形环低点处移动,并合包带缝线撕裂,吊带卡在 U 形环角点处,当载荷达到 88.2~106.8 kN 时,理论强度为 196 kN 的减速伞下吊带顶部弯折处全部断裂。减速伞下吊带非正常位置受力时,破坏强度仅为理论值的 50% 左右。



图 7 吊带非正常位置受力

Fig.7 Abnormal force of sling

当吊带非正常位置受力时,整个带宽内的经向纤维受力不均匀,部分纤维承担了施加的全部载荷,超过它的极限载荷,导致局部断裂,从而大大降低了吊带的整体强度,进而造成吊带全部纤维断裂。

动态冲击试验(见图 8)采用的试验件与首飞件状态相同,用以与静拉试验做对比。



图 8 动态冲击试验

Fig.8 Dynamic impact test

两次冲击试验,减速伞下吊带均是在四合一顶部弯折处出现了断裂情况,理论强度为 196 kN 的减速伞下吊带的断裂强度分别为 119.6 kN(是理论强度的 61%)和 138.2 kN(是理论强度的 70.5%)。

静拉试验和冲击试验的结果表明:减速伞下吊带承受冲击载荷时的断裂强度比静载时更小,冲击破坏强度是静拉破坏强度的 79%~91%;减速伞下吊带的强度薄弱部位是在吊带四合一顶部与大 U 形环连接处。

静拉试验和冲击试验的试验结果也让项目组确认故障原因是“减速伞吊带非正常位置受力,使吊带强度遭到较大破坏”。

3 减速伞吊带非正常位置受力的优化措施

根据故障机理分析,需要从程序、结构及强度3方面采取措施,以防止吊带在非正常位置受力。

3.1 减速伞工作程序优化

借鉴重装遥控空投系统的成熟技术,在减速伞下端增加一具20 m²的减速稳定伞。头锥中段分离稳定伞失效后,减速稳定伞比减速伞先拉出伞包,充气,对助推器起稳定减速作用,其拉直张满时间约0.8 s,可起到优化减速伞工作程序的作用(见图9),尽量减少助推器自身角速度再增大的趋势。



图9 减速伞工作程序
Fig.9 Working procedure of brake parachute

增加20 m²的减速稳定伞,在减速伞伞绳环下端增加4根9 m长的连接带,以保证20 m²的减速稳定伞能可靠拉直。为避免套接的方式对9 m吊带造成的强度损失,取消伞绳环,采用将64根伞绳按8根一组的方式分成8组,再分别与4根9 m吊带的8个带头缝合的方式,减少金属连接件,保证吊带强度。具体连接方式见图10。4根9 m吊带的自由端与载荷连接器连接。

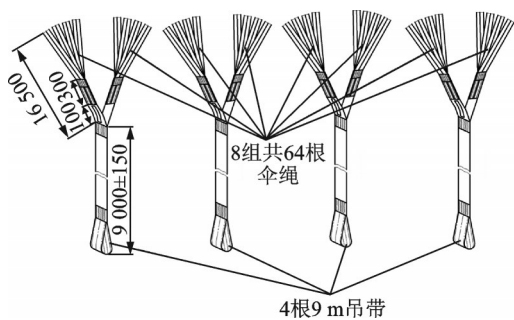


图10 伞绳及其下端9 m吊带缝合方式
Fig.10 Closure method of the rope and its 9 m sling

3.2 连接件结构改进

经讨论与分析,根据减速伞工作环境,借鉴国内外吊带连接件的相关设计经验,将减速伞下吊带的连接件U形环(见图11)改成载荷连接器(见图12),以防止吊带非正常位置受力,保证吊带强度。

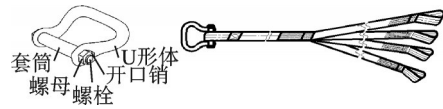


图11 U形环
Fig.11 U-shaped ring



图12 载荷连接器
Fig.12 Load connector

3.3 吊带结构及强度的适应性改进

(1) 采用4根单独吊带取代一分四吊带,以增加吊带工作的可靠性(见图13)。

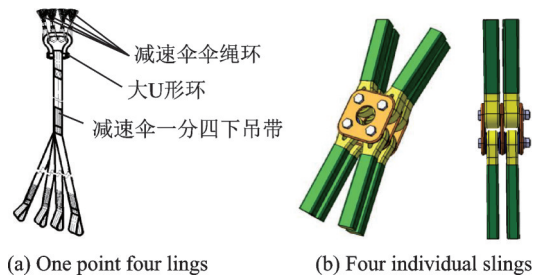


图13 吊带结构
Fig.13 Sling structure

(2) 提高单根吊带的强度,以应对姿态不稳定时单根吊带承受系统载荷的工况。将4根减速伞下吊带理论强度设计为196 kN。吊带采用双根27-5000芳Ⅲ带缝制,详细结构见图14。实际静拉强度可以达到151.9~156.8 kN。

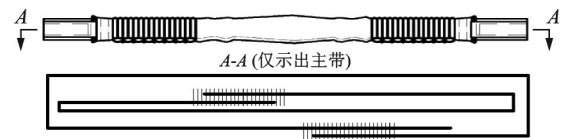


图14 减速伞下吊带详细结构
Fig.14 Detailed structure of sling under brake parachute

(3) 增加吊带长度至2.2 m,使吊带与助推器装配后的收敛角小于45°,以改善吊带的受力条件,保证吊带强度。

4 优化措施验证情况

2020年3月,采取了优化措施的伞分系统安装在一个助推器中,结合运载火箭发射某卫星任务,进行了第二次试飞试验。试验中,减速伞工作正常,减速伞下吊带完好,充分验证了优化措施的有效性。减速伞落地状态见图15。



图 15 第二次试飞中的减速伞

Fig.15 Brake parachute in the second flight

5 结 论

本文以某项目研制过程中,减速伞提前分离故障为切入点,探讨了吊带在非正常位置受力导致的吊带断裂问题。并根据相关视频资料及落地现场的检查情况,以及采集到的测试数据,对故障机理进行了全面分析,并结合减速伞下吊带静态拉伸试验及动态冲击试验,借鉴国内外吊带系统的相关设计经验,提出了从工作程序、结构及强度 3 方面采取措施,解决吊带在非正常位置受力导致的吊带断裂问题。

该项目的后续飞行试验中减速伞下吊带完好,充分验证了解决非正常位置受力导致吊带断裂问题的改进措施是有效的。

吊带非正常位置受力导致的断裂问题研究既有效地解决了项目研制中的故障问题,又为后续产品的研制提供新的思路和设计经验,具有较高的借鉴和参考价值。

参考文献:

- [1] ROBERT M, ANTHONY T. A status report on the development of the kistler aerospace K-1 reusable launch vehicle [C]//Proceedings of AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. Boston, USA:[s.n.], 2001.
- [2] LEDSINGER A, OLDS R. Optimized solutions for kistler K-1 branching trajectories using multidisciplinary design optimization techniques[J]. Journal of Spacecraft & Rockets, 2015, 39(3): 420-429.
- [3] RYSEV O, ANDRONOV R. Methodology of design and development of ariane-5 booster recovery system [C]//Proceedings of 13th Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference. Clearwater Beach, USA:[s.n.], 1995.
- [4] PAUL T, BRETT S, CLYDE G, et al. Ares I-X separation and reentry trajectory analyses[C]//Proceedings of AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. Portland, USA:[s.n.], 2011.
- [5] RON K, JOHN H, DEAN W. Ares I first stage booster deceleration system: an overview[C]//Proceedings of 20th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. Seattle, Washington, USA:[s.n.], 2009.
- [6] SMITH J, BENNETT T, FOX R. Development of the NASA X-38 parafoil landing system[C]//Proceedings of 15th Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference. Toulouse, France:[s.n.], 1999.
- [7] 汪小卫,张普卓,吴胜宝,等. 运载火箭子级回收技术研究[J]. 航天返回与遥感, 2016, 37(3): 19-28.
WANG Xiaowei, ZHANG Puzhuo, WU Shengbao, et al. Recovery technology of launch vehicle stage[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2016, 37(3): 19-28.
- [8] 江琳. 火箭助推器回收系统初步设计及仿真研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2009.
JIANG Lin. Preliminary design and simulation study of rocket booster recovery system[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2009.
- [9] 滕海山. 运载火箭分离体可控翼伞精确回收系统技术研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2017.
TENG Haishan. Research on the techniques of precise recovery system for the controllable parafoil of launch vehicle separate bodies[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2017.
- [10] 冯韶伟,马忠辉,吴义田,等. 国外运载火箭可重复使用关键技术综述[J]. 导弹与航天运载技术, 2014(5): 82-86.
FENG Shaowei, MA Zhonghui, WU Yitian, et al. Survey and review on key technologies of reusable launch vehicle abroad[J]. Missiles and Space Vehicles, 2014(5): 82-86.
- [11] 蒋万松,荣伟,滕海山,等. 火箭助推器翼伞回收动力学仿真与试验分析[J]. 航天返回与遥感, 2017, 38(3): 13-23.
JIANG Wansong, RONG Wei, TENG Haishan, et al. Dynamical simulation and test analysis for booster recovery with parafoil system[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2017, 38(3): 13-23.
- [12] 张涛,徐倩,李聃,等. 基于大型翼伞可控回收的箭体结构与分离方案设计[J]. 导弹与航天运载技术, 2020(2): 11-15.
ZHANG Tao, XU Qian, LI Dan, et al. Launch vehicle structure design and separation technology based on controllable recovery using large-scale parachute system[J]. Missiles and Space Vehicles, 2020(2): 11-15.
- [13] 第三机械工业部第六情报技术网. AIAA PAPER-75-1388[C]//第五届气动力减速系统会议录. 北京: 第三机械工业部出版社, 1980: 83-84.
- [14] 尤因 E G, 纳克 T W, 比克斯比 H W. 回收系统设计指南[M]. 北京: 航空工业出版社, 1988: 131-132.
- [15] 降落伞技术导论编写组. 降落伞技术导论[M]. 北京: 国防工业出版社, 1977: 331-334.
- [16] 王利荣. 降落伞理论与应用[M]. 北京: 宇航出版社, 1977.