

运载火箭助推器伞控回收方案及安全性分析

徐倩¹, 郭凤明¹, 苏玲², 陈彬¹, 张宏剑¹

(1. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076; 2. 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076)

摘要: 近年来民营航天公司在火箭回收技术上取得了巨大的突破和成功, 受到了广泛关注, 各国各种先进回收技术和方案也在验证中, 我国也已加速开展回收方案论证和试验验证。提出了一种简单可靠、子系统成熟、成本低廉且具备快速搭载飞行试验演示验证条件的回收方案, 该方案采取伞降减速、翼伞落点控制及支腿着陆防护的方式回收助推器, 可以作为我国火箭回收工程实践的第一步, 为后续回收技术研究和实践积累经验和数据。通过助推器分离仿真分析、再入过程气动计算及姿态仿真计算表明助推器回收方案不影响主飞行任务安全性, 再入回收过程可控, 具备工程实施的可行性。

关键词: 助推器; 回收; 安全性; 演示验证

中图分类号: V525

文献标志码: A

文章编号: 2096-4080 (2017) 03-0009-07

Recovering Scheme of Launch Vehicle Boosters Using Steerable Parachutes and the Safety Study

XU Qian¹, GUO Feng-ming¹, SU Ling², CHEN Bin¹, ZHANG Hong-jian¹

(1. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China;

2. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: In recent years privately-funded aerospace companies have achieved great success in reusable launch vehicle design and manufacturing, which have drawn extensive public attention and driven us to speed up the recovering schematic design and experimental verification. A scheme for recovering of boosters is proposed, which uses parachutes to reduce the descending velocity and then uses steerable parachutes to control the drop point, and finally, uses support legs to protect the boosters while landing. The scheme is simple, reliable and cost-efficient, the subsystems of which are mature. Further, it can be soon carried for demonstration and testing in a launch mission. The scheme is proper to be a first step for engineering practice of our launch vehicle recovering. It will provide experience and data for the following recovering study and practice. After performing booster separation simulation, aerodynamic calculation and attitude simulation, it is proven that the scheme has no effect to the safety of the launch mission, and, the reentry process is controllable and the scheme is qualified for implementation.

Key words: Booster; Recover; Safety; Demonstration and verification

收稿日期: 2017-04-05; 修订日期: 2017-07-11

基金项目: 中国科协青年人才托举工程 (2016QNRC001-YESS20160107)

作者简介: 徐倩 (1985-), 女, 博士, 工程师, 主要从事飞行器结构总体设计。E-mail: 18911848750@189.cn

0 引言

随着民营航天公司的涌现和商业航天的迅速发展,航天发射领域的竞争已然愈演愈烈,唯有降低发射成本才是生存之道。航空领域的单次飞行成本之所以可以大幅降低,正是因为其可重复使用性能。运载火箭的回收和重复使用也是降低发射成本的有效途径。美国民营航天公司 SpaceX 的 Falcon 9 火箭一级和 Blue Origin 公司的 New Shepard 火箭成功回收和复用^[1]在国际上引起了广泛关注,公司后继产品甚至还在方案验证阶段就已经吸引了不少用户订单,一定程度上推动着整个航天界对火箭回收和重复使用的探索。我国长征系列运载火箭在设计上均继承一次性火箭的设计思路,为保持商业发射的竞争力,急需推出可行的重复使用方案,并尽快开展火箭回收的演示验证试验。

本文给出一种现阶段具备工程可行性的运载火箭助推器回收方案,即利用降落伞减速加翼伞有控滑翔着陆,支腿落地支撑的方式,可以实现助推器返回速度和落点的有效控制。与 SpaceX 的 Falcon 9 火箭^[2]相同,现阶段开展火箭回收方案试验验证的思路也是利用现行发射任务搭载回收系统,在分离后开展回收演示试验。搭载演示验证试验的关键是不影响主动段飞行任务,保证分离安全。本文建立多体动力学仿真模型,分析增加回收系统后助推器分离的安全性,验证了在现行发射任务中搭载助推器回收演示试验的可行性。

1 火箭回收方案现状及借鉴性

各国研制中的运载火箭(或运载器)回收方案呈现出多样化的特点,有部分可重复使用的(PRLV),也有完全可重复使用的(FRLV)。按照入轨方式分,有单级入轨的(SSTO),也有两级或多级入轨的(TSTO);起降方式有水平起降(HTHL)、垂直起降(VTVL);水平起飞垂直降落(HTVL)以及垂直起飞水平降落(VTHL);使用的发动机有传统的火箭发动机(RBCC),也有混合动力的吸气式火箭发动机(TBCC)^[3],见图1。

各型火箭具体采取的形式也是多种多样^[4],例如:美国 DARPA 提出的“XS-1”空天飞行器和 2016 年实现首飞的印度“RLV-TD”可重复使

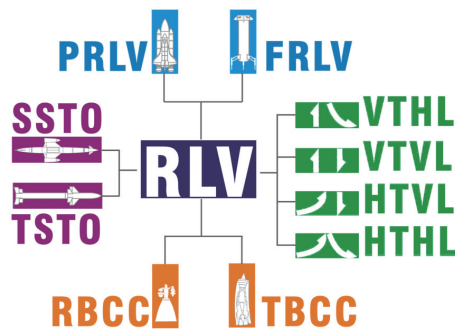


图1 火箭回收方案分类

Fig. 1 Classification of launch vehicle recovering schemes

用技术验证机,二者均是带翼式飞行器,采用垂直发射水平返回的回收方案;英国的“Skylon”单级入轨空天飞机利用“佩刀”吸气式火箭发动机进行水平起降;西班牙的“Bloostar”环形运载器使用高空气球发射,空射平台可重复使用;欧洲空客的“Adeline”则是一款研制中的可飞回式的一级发动机和电子设备;美国民营航天公司 SpaceX 的“Falcon 9”、BlueOrigin 的“New Shepard”及后续将推出的“Falcon H”和“New Glenn”都是采用垂直起降方案的运载器。

在众多回收方案中,水平降落方式按航天飞机的模式成本较高,其余方案难度也较大,仍在验证过程中。垂直起降技术虽对于火箭的姿控系统、发动机性能和箭体结构都有着很严苛的要求,但有成功的经验可以借鉴,具备可行性。我国正在对这些难点进行各个突破,提出多种方案并展开论证设计。自“十一五”阶段起,我国就针对运载火箭子级伞控回收方案开展了课题研究和单机性能飞行试验验证,伞控回收总体技术取得了重大突破。因此,本文提出利用有较成熟应用经验、低成本的伞降技术开展火箭的子级回收。

2 伞降回收技术

伞降回收方案虽在近年来热门的回收方案中不多见,但它工程实现难度小,且有着成熟的技术可借鉴,早在返回式卫星和人造飞船返回时就已有应用^[5],航天飞机以及阿里安5等运载火箭的助推器也都采用伞降减速,最终溅落海上的回收方案^[6]。阿里安5运载火箭的回收过程剖面见图2。

阿里安5运载火箭的助推器质量约为40t,长度达31m,直径为3m,单个助推器回收系统质量不超过1200kg,通过伞降回收可实现在海上垂直

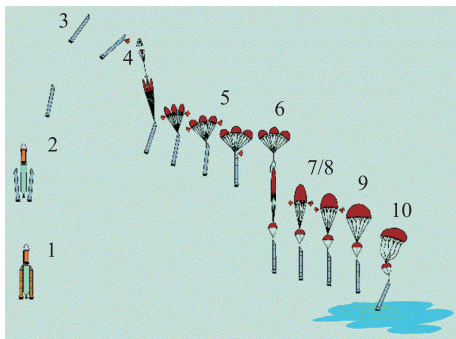


图 2 阿里安 5 助推器回收过程

Fig. 2 Booster recovering process of Ariane 5

溅落速度不超过 27m/s。

伞降回收技术成熟，主要成本低廉，工程上很容易实现，需要解决的问题是箭体溅落海上的速度控制及海上回收以后的维修问题，液体火箭往往在溅落受潮以后就只能报废了。翼伞可以弥补降落伞在落点控制上的不足，尤其适合在内陆发射运载器的陆地回收。

3 翼伞控制技术

翼伞回收系统在国内均有较成熟的应用，随着纤维材料技术和控制技术的发展和大型翼伞的生产制造和应用在国内已经十分广泛，如空军的重装战车遥控空投。X-38 飞行器返回使用的翼伞由美国先锋集团研制和测试，翼伞面积达 697m²，载荷质量为 11.25t，着陆前降落速度为 2.5m/s。翼伞采取五级翼展方向收口技术以控制充气载荷。最大的充气载荷出现在第一级，接近 4g，之后各级的充气载荷为 1.5g~2.75g。X-38 飞行器的翼伞控制回收过程见图 3，着陆时成功地实现了落点的精确控制，见图 4。

翼伞回收控制技术的关键是突破大型载荷回收所需的翼伞面积、精确着陆控制算法和雀降着陆等措施。目前这些技术已经得到解决，可以适应运载火箭助推器回收的需求。翼伞回收控制技术可以有效地弥补降落伞减速回收的不足，二者综合使用，可以解决回收末段的着陆速度和落点控制问题。

4 我国现役火箭回收方案设计

我国目前还没有一款成功实现回收的运载火箭，无论是基于国际上可重复使用火箭研制的紧迫形势，还是相关技术的探索与实践能力提升的需求，抑或是提高商业航天发射成本竞争力的要

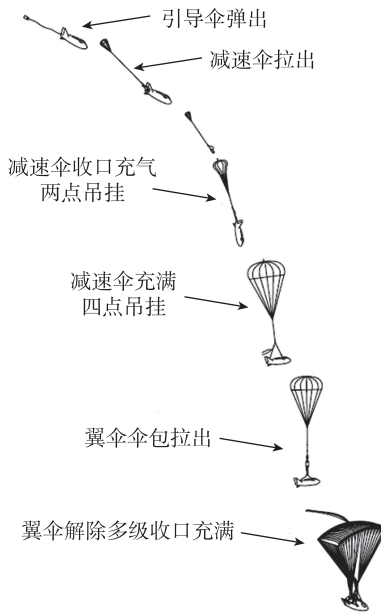


图 3 X-38 翼伞控制回收过程

Fig. 3 Recovering process of X-38 with steerable parachute



图 4 X-38 翼伞控制着陆

Fig. 4 Precise landing of X-38 with steerable parachute

求，我国现阶段都亟需设计一种可行性高、风险低的回收方案，并开展回收的演示验证。

本文提出一种伞降减速加翼伞落点控制、支腿落地支撑的回收方案，用于运载火箭助推器的回收，具备快速实施现有箭体改造并开展飞行演示试验的能力，可以作为我国运载火箭回收工程实践上迈出的第一步，对于积累数据用于后续回收技术研究具有重要的意义。

4.1 助推器回收系统组成

助推器回收系统包括稳定伞、减速伞、翼伞、着陆支腿、电源及控制系统和火工品装置。伞系统组成如图 5 所示，其中稳定伞、减速伞和翼伞是逐级嵌套展开的，上一级伞展开并结束工作后便与伞系统分离，同时拉开下一级伞的伞包，使下一级伞具备充气展开的条件。

综合考虑安装空间及姿态控制的需求，将回

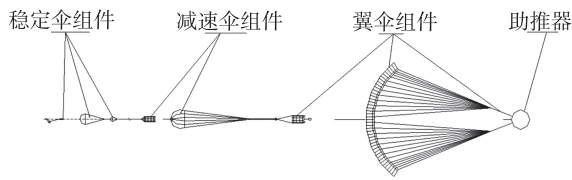


图5 伞系统组成及展开过程示意图

Fig. 5 Components of the parachute system and the unfolding process

收系统安装于助推器的顶部头锥内。在助推器发动机关机完成主动段飞行后，助推器与火箭芯级分离，之后回收系统则可按照预定的时序工作，头锥逐级分离，使各级伞系统暴露并逐级展开，如图6所示。

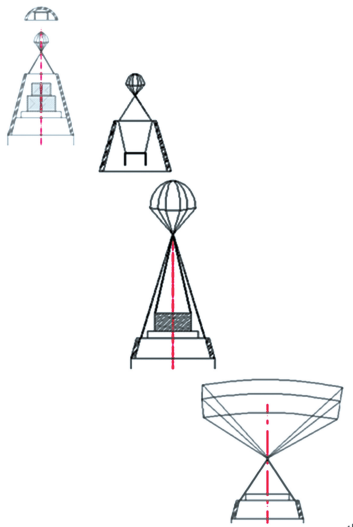


图6 助推器回收系统工作过程

Fig. 6 Operation process of the booster recovering system

着陆支撑是火箭子级垂直返回的最后一步，也是决定回收成功与否的关键。常用的软着陆支撑有气囊式和着陆支腿式两类。气囊式的缓冲吸能元件为充气气囊，能够缓解较大冲击，但着陆姿态不易控制。典型的着陆支腿由着陆腿、缓冲器、足垫、展开锁定机构等组成，见图7。着陆支腿技术成熟，具有着陆姿态稳定、有效缓解冲击、可靠性高的优点。

4.2 助推器增加回收装置分离安全性分析

安装回收伞系统以后，助推器与芯级的连接和解锁分离形式保持不变。在头锥内安装回收伞系统以后，助推器的质心位置发生变化，导致侧推火箭作用线与助推器质心的距离发生变化。为确保搭载助推器回收系统以后主任务飞行的安全性，本文对该变化的影响进行分析。

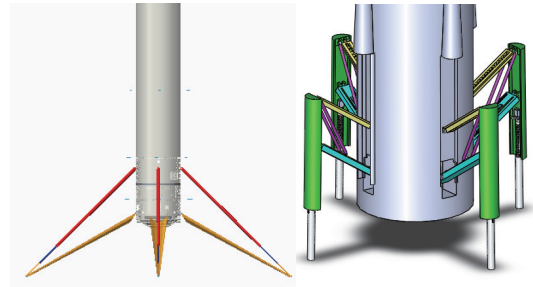


图7 典型着陆支腿结构形式

Fig. 7 Structure of typical landing legs

助推器分离计算考虑助推器和芯级的质量、质心、转动惯量、侧推火箭作用力、助推发动机后效力、芯级发动机推力等参数。在安装回收伞系统以后，助推器质量和转动惯量发生变化，助推器的质心位置变化，侧推火箭作用线与助推器质心的距离也相应变化。为进行助推器分离分析计算，利用Adams动力学分析软件建模。助推分离分析主要考虑分离过程中与芯级之间的安全间隙，二者距离最近点为助推器长排罩与芯级长排罩之间，因此也建立了长排罩模型，由于箭上长排罩布局不对称，分离时序设置差异和偏差等影响，各助推器与芯级之间的初始间隙不尽相同。按照分离时序和参数，对模型进行参数设置，施加作用力，对分离过程进行仿真分析，如图8所示。

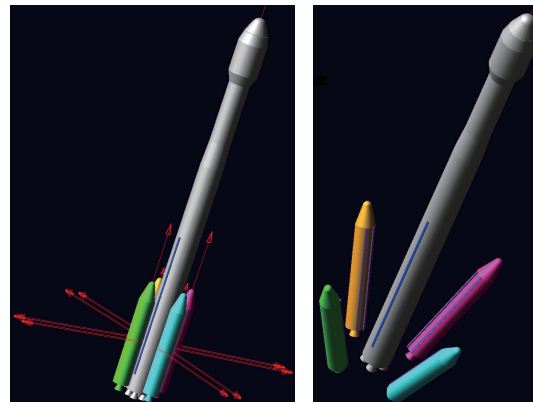


图8 分离计算模型及分离仿真过程（不显示尾翼）

Fig. 8 Booster separation model and simulation process (tail-wing unshown)

本文对助推器未安装回收伞系统和安装回收伞系统以后两种情况均进行了分离分析计算，提取了两种情况下各助推器分离过程中与芯级的间隙变化曲线，如图9所示。图中虚线显示无回收伞系统时的分离间隙，实线为安装回收伞系统后各助推器与芯级的分离间隙。

由分析结果可知，无论有无回收伞系统，助

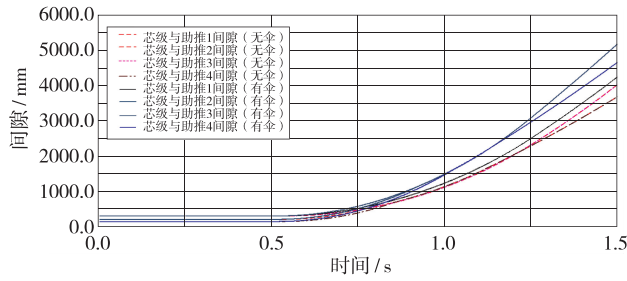


图 9 无伞和有伞情况下助推器与芯级的分离间隙

Fig. 9 Separation clearances between boosters and the central stage with and without parachutes

助推器与芯级的分离间隙都呈递增趋势，即二者的间隙随时间增长，增加伞系统仅影响间隙增长的快慢。具体情况见图 10。

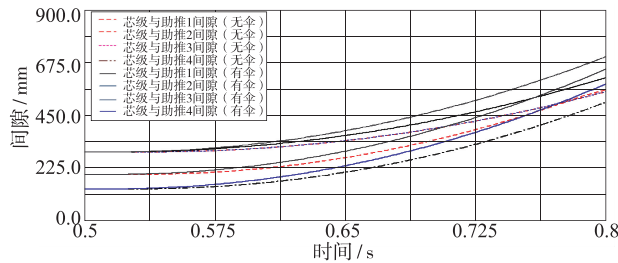


图 10 助推器与芯级的分离间隙 (图 9 局部放大)

Fig. 10 Separation clearances between boosters and the central stage (partial enlarged detail of Fig. 9)

从局部放大图可以看出，安装回收伞系统以后，各个助推器与芯级的分离间隙都大于未安装回收伞系统的情况，分离过程是安全的。

4.3 助推器再入过程的气动特性及姿态分析

助推器与芯级安全分离以后，还会继续上升一段距离然后开始再入大气层的过程。为了选择合适的时机启动伞系统工作流程，需要对助推器的再入过程进行分离体的再入动力学分析，开展全空域的气动计算确定气动参数，见图 11。

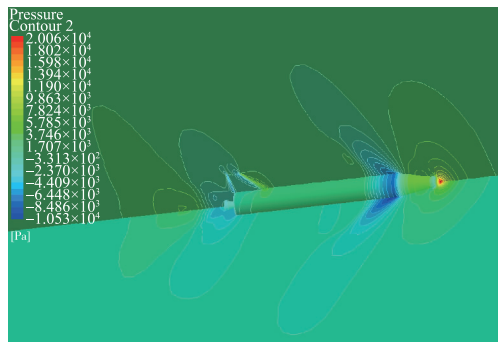
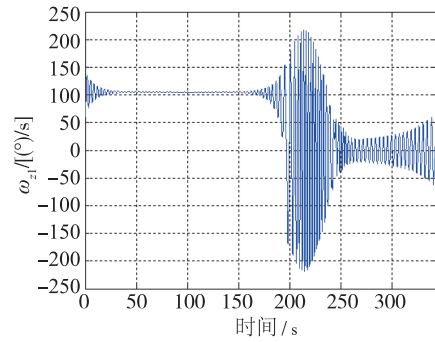


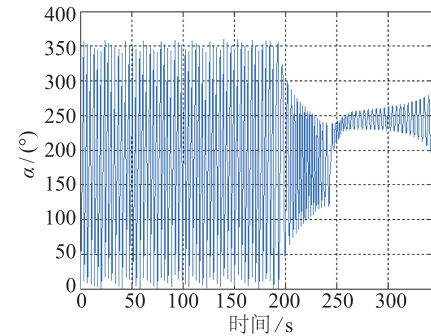
图 11 助推器回收气动参数计算

Fig. 11 Calculation of the aerodynamic parameters during booster recovering

根据气动参数计算结果和分离时刻姿态初始数据，进行再入姿态仿真^[7]，结果见图 12、图 13。



(a) 俯仰角速度



(b) 飞行攻角

图 12 助推器再入姿态仿真计算

Fig. 12 Angular status simulation of the booster during reentry

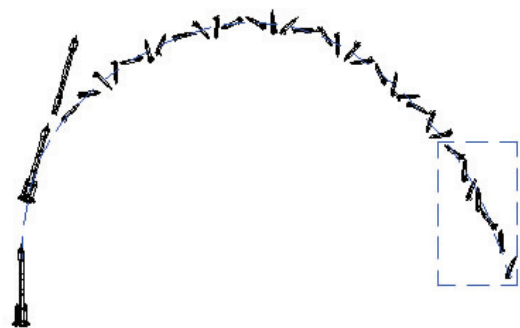


图 13 助推器再入姿态仿真结果

Fig. 13 Simulation results of the booster reentry process

静态稳定性分析表明，分离体再入过程初期角速度较大可能会出现翻转，在 20km 以下时姿态逐渐稳定，存在稳定攻角，将按照尾部冲前的方式返回地面，其最后的稳定飞行，有利于后续伞降系统顺利开启工作，之后则由降落伞和翼伞系统实现助推器的减速和安全返回。

4.4 伞降回收系统归航控制及着陆精度

伞降回收系统归航控制流程见图 14。

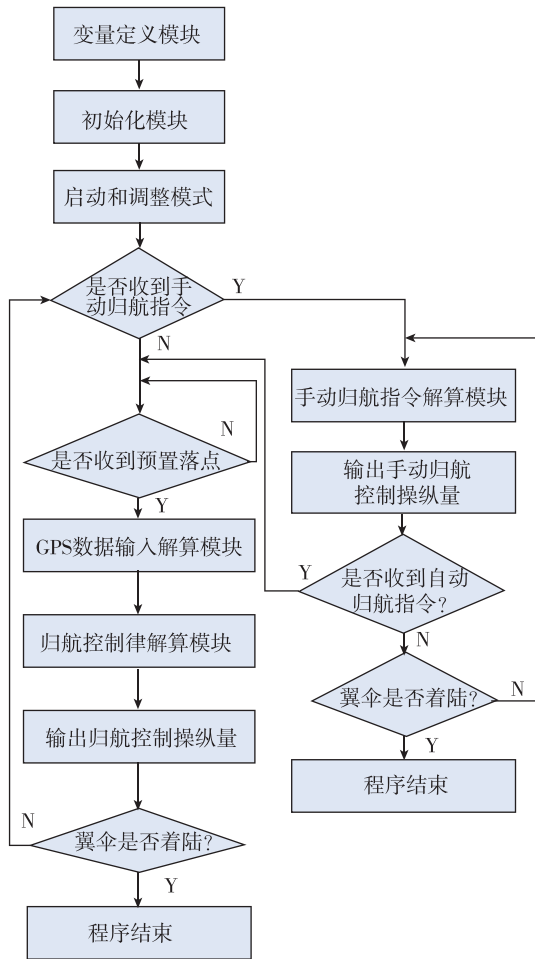


图 14 助推器伞降回收系统归航控制流程

Fig. 14 Control flow of the booster recovering process with parachute system

通过对翼伞尺寸及展开和归航控制过程进行优化设计，可以达到滑翔垂直速度 $\leq 7\text{m/s}$ ，水平速度 $\leq 21\text{m/s}$ ；着陆垂直速度 $\leq 4\text{m/s}$ ，水平速度 $\leq 8\text{m/s}$ 。当滑翔比提高到 2.5，机动能力达到 15km，理论上着陆精度可达到 0km^2 。

4.5 着陆安全性分析

实现助推器的返回减速和落点控制以后，需要解决的问题就是助推器的着陆姿态控制和安全着陆。

1) 着陆场地需要满足要求，通过翼伞的伞形和归航控制方法设计，可以使翼伞的滑翔比满足一定精度范围内的落点定位控制，提前避开山区、林区等地带，选择较平缓的陆地作为归航终点。

2) 需要尽可能降低着陆速度和触地冲击问题，通过设计翼伞的雀降性能和着陆支腿缓冲性能共同满足这一要求。雀降是指操纵翼伞使着陆体的水平速度和垂直下降速度都接近于零的着陆

方式。翼伞雀降着陆性能在重装空投、滑翔运动中均有成功应用，可以尽可能地降低着陆速度，减少着陆时的冲击破坏。最终产品的安全防护，尤其是底部发动机喷管的保护则通过着陆支腿的缓冲性能实现。着陆支腿的缓冲性能可以通过液压缓冲器、铝蜂窝缓冲元件或机械式缓冲器等实现。

3) 需要解决着陆时的姿态稳定性问题。助推器作为一种长细结构体，其姿态控制难度是一般空投物资无法比拟的。所以，首先需要在支腿一旦触地着陆以后立刻将翼伞的伞绳切断，避免对垂直着陆体产生干扰。此外，可借鉴国外 Falcon 9 和 New Shepard 火箭子级垂直着陆的经验，进一步开展着陆时的姿态稳定性仿真分析和设计，必要时通过安装小的姿控火箭辅助着陆时的调姿和稳定。

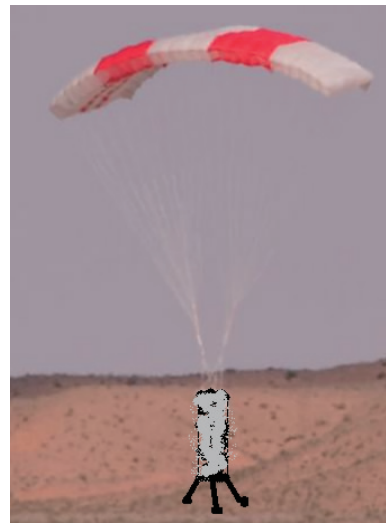


图 15 助推器翼伞雀降着陆

Fig. 15 Flare maneuver landing of the booster with steerable parachute

5 结论

本文分析了火箭回收方案的现状，虽然目前国际上提出和验证了许多先进回收技术，但对于我国运载火箭而言，简单、可靠、低成本、成熟且具备快速开展飞行演示验证试验的回收方案更加具有实际意义，可以作为我国火箭回收工程实践的第一步，为后续回收技术研究积累经验和数据。基于这样的思路，本文提出了采取伞降减速、翼伞落点控制及支腿着陆防护的运载火箭助推器回收方案。对火箭助推器增加回收装置以后的分

离安全性进行了分析计算,并开展了助推器再入过程的气动参数计算和姿态仿真。结果表明,助推器回收方案不影响主飞行任务,可在发射任务中搭载,且再入返回过程安全可行。本文提出的回收方式可广泛应用于我国现役各型火箭的助推器回收,并在演示试验中积累数据为探索后续回收技术提供基础,为我国运载火箭回收方案设计提供参考。

参考文献

- [1] 郑雄,杨勇,姚世东,等. 法尔肯 9 可重复使用火箭发展综述 [J]. 导弹与航天运载技术, 2016 (2): 39-46.
- [2] 牟宇,王俊峰,陈宇,等. 美国 SpaceX 公司猎鹰火箭创新技术的启示 [J]. 飞航导弹, 2016 (6): 3-8.
- [3] 张蕊. 国外新型可重复使用飞船特点分析和未来发展 [J]. 国际太空, 2010 (12): 31-38.
- [4] 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.
- [5] 陈国良. 飞行器回收技术在新型号研制中的应用 [J]. 航天返回与遥感, 2002, 23 (2): 1-4.
- [6] 赵祖虎. 阿里安 5 助推器回收系统 [J]. 航天返回与遥感, 1996, 17 (4): 1-7.
- [7] 陈彬,邓舞燕,高家一. 运载火箭助推器再入姿态稳定性研究 [J]. 导弹与航天运载技术, 2015 (3): 13-15.