

运载火箭非火工冷气推冲分离系统

■ 北京中科宇航技术有限公司 明爱珍
中国科学院力学研究所 杨毅强 张延瑞
北京中科宇航技术有限公司 吕超

我国的液体运载火箭级间分离、整流罩分离基本采用火工分离装置为主，包括爆炸螺栓、分离螺母、切割器、各类火工锁、火工推杆等分离解锁和冲量装置。此类装置具有体积小、结构简单、承载能力强、作用可靠、作用时间短和同步性高等优点，但也存在不可克服的缺点，如安全性差、不能重复使用、可靠性难以验证、冲击载荷较大、产生污染等。因此，基于电能、记忆合金、气动能源的非火工分离技术不断涌现并日益发展起来。

一、概述

美国太空探索技术 (SpaceX) 公司“猎鹰”9和“猎鹰重型”火箭在飞行分离中采用气动分离装置代替了传统的火工品方案。这种非火工冷气分离系统主要用作整流罩分离和级间分离的作动能源,依靠高压气体提供能量,依靠作动装置实现能量转化。与火工分离相比,非火工装置的优点包括:显著降低了冲击载荷,改善了航天器的冲击环境;消除了火药安全防护问题,避免了火药在制造、运输、贮存等一系列过程中的安全措施;不存在火药燃烧或爆炸时产生的有害气体或碎片,不污染周围的环境;大多可以完全多次使用,便于进行试验验证,易于保证释放装置的可靠性等。

本文对冷气分离系统的原理、设计及其试验应用进行了说明,并探索了其应用场景与应用特点。研制成果已成功应用于“力箭”一号的任务发射,圆满地实现了入轨运载火箭的级间非火工分离。

二、冷气分离系统工作原理

传统排气式冷气分离装置是使用高压气体作为能源,经过喷管扩张膨胀,将气压能量转换为速度能量,从而产生冲量。但是这种方式会使能量转化效率低,一般用于火箭姿控系统中。另一种是气动作动筒的形式,已在“德尔他”火箭的助推分离中应用。在此基础上,进行了冷气推冲分离系统的研制。

运载火箭冷气推冲分离系统原理图如图1所示,包括一个或多个气瓶、开关阀门、一个或多个推冲装置、管路。气瓶充入高压气体,开关阀门为常闭式。

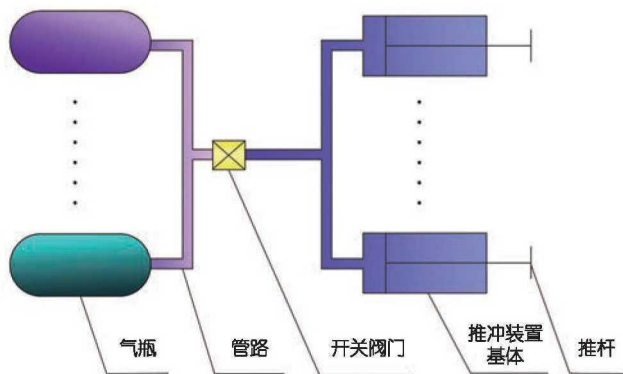


图1 冷气推冲分离系统原理图

当系统按时序发出信号后,阀门打开,高压气体进入推冲装置空腔中。空腔中气压逐渐升高,直至达到平衡点。此时推冲装置内部蓄有高压气体,待分离两体解锁后,推杆在高压气体的作用下迅速推出,从而实现两体分离。蓄有高压气体的推冲装置类似于压缩状态下的弹簧,因此推冲装置又称作空气弹簧。

推冲装置设计如图2所示,由底座、内筒、外筒、端头帽、调节螺母和密封圈等组成。其中,内外嵌套为常规的作动筒设计方式,为了扩大初始贮气容积,将作动杆掏空作为内筒,并拉长中空底座作为贮气腔。

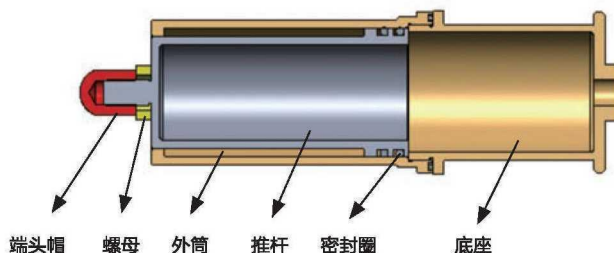


图2 冷气推冲装置模型

在推冲装置工作过程中,随着内筒的推出运动,推冲装置内部空腔体积变大,若从气瓶供应的进气流量小于内部空腔体积的增大量,则推冲装置不能维持内部气压的稳定,因此推力会随推冲装置内筒的推出而减小。在实际应用中,为了提高推冲装置的推力,推冲装置内筒截面积往往较大,而输送管路受到质量、体积和成形难度的限制,其截面积远小于推冲装置内筒的截面积,从而在分离过程中气瓶供应的气体流量不能满足推冲装置的稳压需求。因此推冲装置高压气体的贮气量即为提高的系统冲量的关键因素。

三、理论及试验研究

冷气推冲分离系统在工作过程中产生的分离能源是系统与外界通过工质(气体)的状态变化过程来实现的。为寻求系统固有特性,做出2个假设:(1)工质为理想气体;(2)充气段和做功段均为多变过程,即 $pV^n = \text{const}$,但两段的多变指数 n 不同。那么不管在充气段还是在做功段,其压强变化均可以根据体积变化计算,即 $p_1V_1^n = p_2V_2^n$ 。

通过试验对以上两个假设进行验证,同时可以求

得充气段和做功段的多变指数。在试验中，只要测定多变过程中工质的两个状态 p_1 、 V_1 和 p_2 、 V_2 ，则可得多变指数 $n = \frac{\ln p_2 - \ln p_1}{\ln V_1 - \ln V_2} = \frac{\ln(p_2/p_1)}{\ln(V_1/V_2)}$ 。图3为试验状态图，在试验中采集整个工作过程中压强和推力数据。

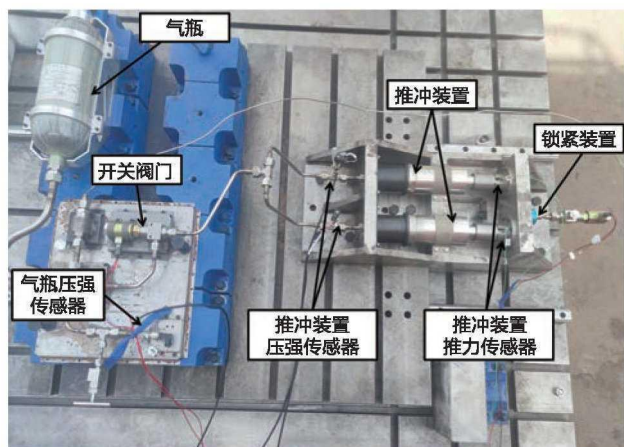


图3 冷气推冲分离试验状态图

从压强曲线（见图4）中可以看出，在阀门打开后的充气段，气瓶压强降低，两个推冲装置内压强升高，最终达到平衡状态；在此之后，两分离体解锁，推杆在压强的作用下迅速推出，导致推冲装置内部空腔迅速扩大。由于时间很短，气瓶中的气体只有少部分进入推冲装置内部，因而推冲装置内压强迅速降低，直到完全推出。当分离完成后，气瓶中的高压气体继续进入推冲装置内部，两者压强最终达到平衡。从推力曲线（见图5）中可以看出，在充气段，推力迅速上升，直至达到最大值；当两分离体解锁之后，推力随推冲装置内部压强的降低迅速减小，直到推杆端头脱离分离体，做功完成。

在图6中，从同一状态出发的4种基本热力学过程线如虚线所示，指数 n 的值按顺时针方向逐渐增大，由 $-\infty \rightarrow 0 \rightarrow 1 \rightarrow k \rightarrow +\infty$ 。因此对充气段和做功段，只要得到多变指数 n 值，就能确定其在图上的相对位置。根据试验结果，两段的多变过程均介于定温过程和绝热过程之间。根据工程热力学的方法可以求解该过程的功 $W = \int_1^2 p dV$ 确定。将 $pV^n = p_1 V_1^n = p_2 V_2^n$ 代入，可得：

$$W = \int_1^2 p dV = p_1 V_1^n \int_1^2 \frac{1}{V_1^n} dV = \frac{1}{n-1} (p_1 V_1 - p_2 V_2)$$

因此从试验结果中提取出初、末时刻的压强，即可计算该过程的做功量，该方法相对积分方法更加简单快捷。

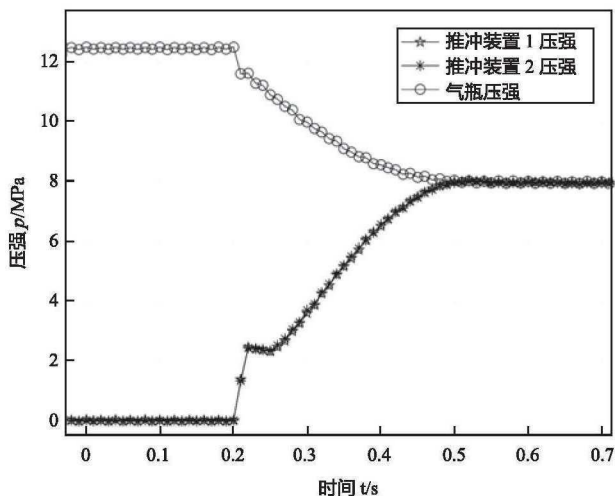


图4 充气段典型压强-时间曲线

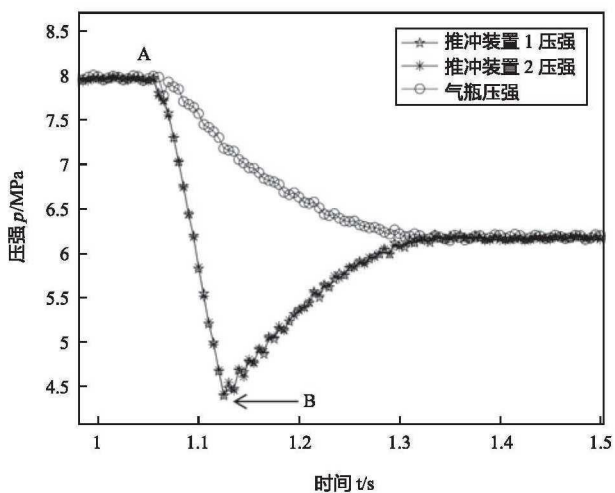


图5 做功典型压强-时间曲线

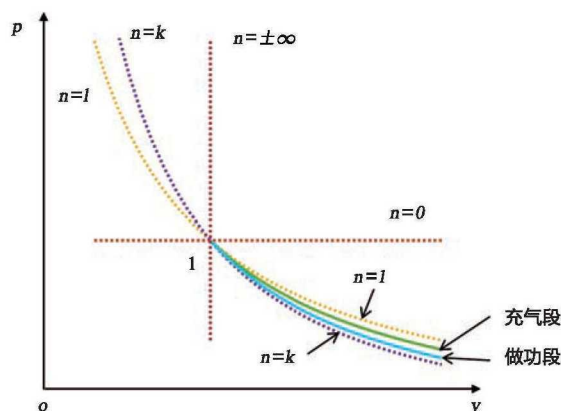


图6 p - V 曲线

四、气动分离系统应用场景

“猎鹰重型”是一款由美国SpaceX公司建造的可重复使用运载火箭，它是现役推力最大的运载火箭。“猎鹰重型”的助推器分离、二级分离和整流罩分离均采用无损式“冷分离”模式，主要为冷氮喷射或机械式推杆，其相较于更为传统的火工式分离无疑会更具优势。“猎鹰重型”的整流罩采用了平抛方式，共设置4个气动推杆，上下各2个（见图7）。在整流罩的内部放置多个气瓶，为气动推杆提供气源（见图8）。

“猎鹰”9火箭一二级分离则是采用了一个居中的气动推杆进行分离。这主要是考虑到不同类型分离的需求，级间分离若使用多个推杆，则要考虑推杆推力不同、安装位置等因素带来的偏差影响。另外，考虑空间布局的因素，级间分离使用单个居中的气动推杆，可以充分利用喷管内部空间。

可见，冷气推冲分离系统在级间分离和整流罩分离中均有应用。与火工品作用于单侧分离体不同，冷气推冲分离系统同时作用于分离两体。如果两体均处于自由状态，那么冷气推冲分离系统的能量将会按两



图7 整流罩内的气动推杆

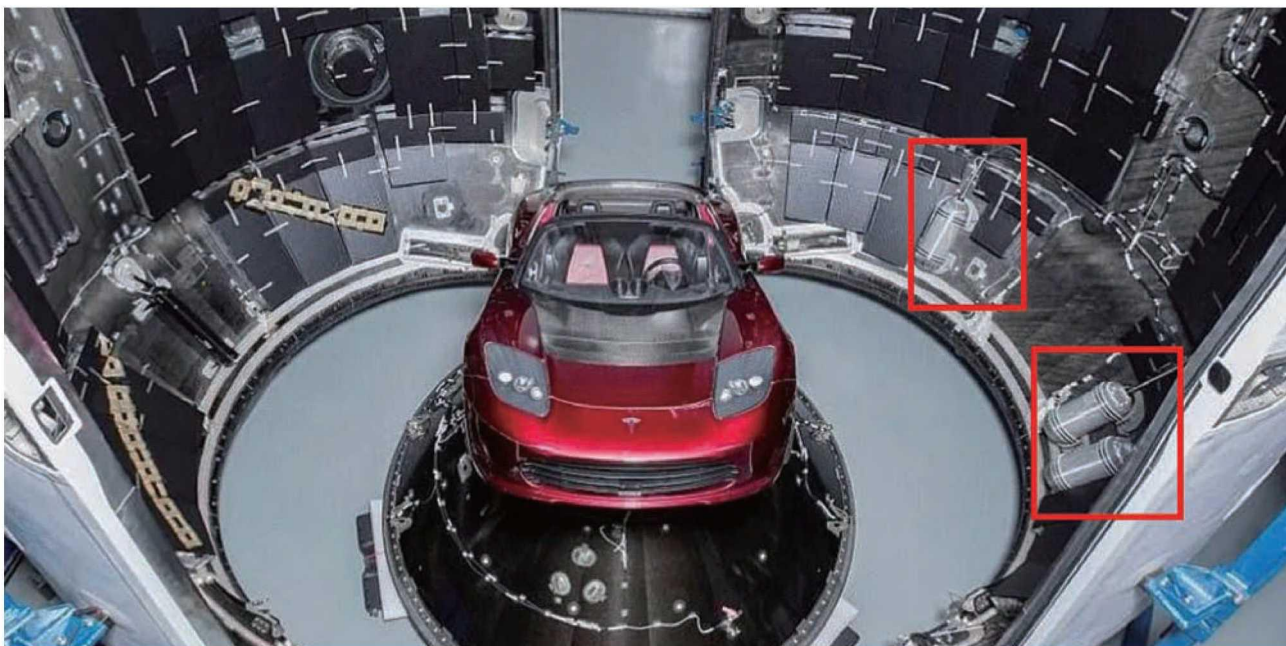


图8 “猎鹰重型”火箭整流罩内的气瓶

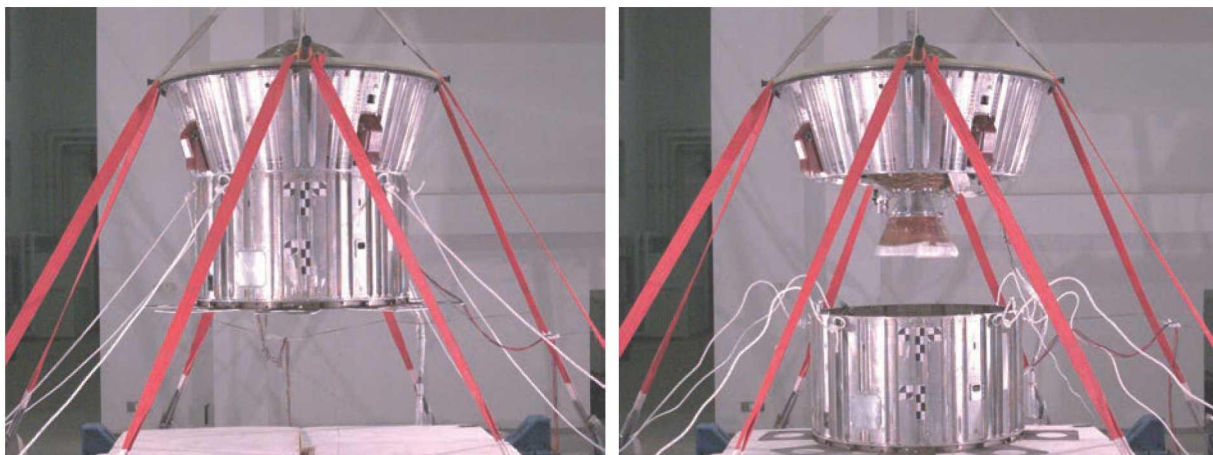


图9 “力箭”一号的级间分离验证

体质量比例关系分配于两体上。当冷气推冲分离系统用于火箭的级间分离时，首先要考虑分离两体的质量状态，若两体质量较为接近，下面级获得的能量比例不高，上面级受到的冲量影响较大，不利于后续飞行中的姿态控制；其次，若几个推冲装置推力或安装情况存在偏差，也会对上面级的姿态产生影响。冷气推冲分离系统在整流罩分离中的主要优势在于同时作用于两个半罩上，对于平抛极其有利：（1）推冲装置可同时作用于整流罩的两个半罩上，不会造成推力的浪费；（2）两个半罩不会继续后续的飞行，对姿态不敏感；（3）低冲击和无污染，不会影响整流罩内部的载荷。目前国际上主要火箭的整流罩分离大多采用了平抛分离方式，如“大力神”4、“阿里安”5、“德尔他”4等火箭，而国内现役火箭整流罩均采用了旋抛分离方式。但是随着重型火箭的发展，整流罩规模逐渐增大，对分离能源的要求越来越大，平抛分离方式是整流罩分离的必然方向。因此，冷气推冲分离系统有着巨大的发展潜力和广阔的应用前景。

五、冷气推冲分离系统飞行应用

根据分离两体的质量特性和飞行姿控需求，对冷

气推冲分离系统进行了优化设计，已成功应用于“力箭”一号的分离中。“力箭”一号运载火箭为中型四级固体运载火箭，也是我国起飞量级最大的固体运载火箭，主要用于太阳同步轨道和近地轨道中小型航天器发射任务。火箭飞行过程中有6次分离，其中三四级分离采用冷气推冲分离系统方案。该冷气推冲分离系统已随运载火箭参与完成了首次遥测飞行试验，验证了冷气推冲分离系统工作的时序和性能，试验取得圆满成功。图9为研制过程中的大型级间分离试验验证情况。

六、结束语

冷气推冲分离系统是一种用高压气体作为分离能量来源的气动分离系统，通过成熟技术与创新技术相结合应用于固体运载火箭分离，采用简化结构、消除或将故障最少化等措施，致力于大幅度提高运载火箭的安全性和可靠性，并显著降低成本，目前已通过“力箭”一号首飞应用，后续将继续提升技术和拓展应用于整流罩和星箭分离的工程应用中。 中国航天