

“神舟”号飞船返回舱—推进舱之间 弹簧分离装置研究

杨建中 曾福明 娄汉文

(中国空间技术研究院总体部)

摘要 在航天器舱段之间弹簧分离中弹簧刚度和分离时间的计算公式基础上,根据“神舟”号飞船推进舱、返回舱的分离特点,给出了返回舱和推进舱弹簧分离装置的具体形式,然后运用动力学分析软件 ADAMS 对弹簧分离装置的性能进行了仿真分析,并根据分析结果对弹簧分离装置进行了改进。地面模拟试验及“神舟”号飞船飞行试验结果表明,弹簧分离装置性能稳定、可靠,满足飞行试验要求。

关键词 “神舟”号飞船 弹簧分离装置 ADAMS

1 引言

“神舟”号飞船由 3 个舱段即轨道舱、返回舱和推进舱组成。飞船在发射入轨以及在轨正常飞行阶段,轨道舱、返回舱、推进舱刚性地连接在一起。完成飞行试验后,返回舱依次与轨道舱及推进舱分离,而后,按规定的程序返回地面^[1]。为了保证返回舱顺利返回,对返回舱分离后的角速度有着严格要求,对分离时间和分离速度也有明确要求。

目前常用的舱段分离装置有两类^[2],即火工分离装置和弹簧分离装置。前者利用火药产生的高压燃气推动活塞杆运动,实现舱段分离。后者依靠弹簧的推动,实现舱段分离,弹簧是该装置的核心部件。火工分离装置只能一次性工作,因此,用于飞行试验的产品,其分离力特性无法直接测得,只能通过批抽检的方法进行推测,同时,分离力的微调以及精确控制也非常困难,因此,在多个分离装置成组使用时,不论舱体的质量特性如何,在同一分离面上,只要使用火工分离装置,一般都采用相同的形式。火工分离装置的一个突出优点是:在点火前没有分离力,因此,不会对分离面之间的密封性能产生潜在影响。

弹簧分离装置可以反复多次使用,分离力的大小可以在地面准确测得,在多个分离装置成组使用时,可以通过地面筛选的方式,合理分配分离装置中各分离力的大小,而且可以通过调整初始压缩量,或

分离行程来精确控制分离力或分离能量,以满足舱体特殊质量特性或舱体分离后的速度和角速度要求。其不足之处是:分离力始终作用在分离面之间,对密封性能存在潜在影响,因此,对于分离前有密封要求的分离面要慎重选用。

与火工分离装置相比,弹簧分离装置具有性能稳定、易于地面检测控制、工作时冲击小等特点。考虑到返回舱与推进舱之间的连接为非密封连接,以及推进舱与返回舱的质心偏离其几何轴线而可能导致的分离力的精确控制与微调,所以,弹簧分离装置特别适用于“神舟”号飞船返回舱与推进舱的分离。

2 弹簧刚度及分离时间确定

2.1 弹簧刚度确定

弹簧分离装置的核心部件是其中的弹簧,而弹簧设计的关键是刚度 k 的确定。刚度 k 确定后就可以根据使用的环境特点选定弹簧材料,并根据外形尺寸限制,确定弹簧的外形尺寸,进而确定弹簧的其余参数。

空间自由飞行的航天器,其舱段分离系统可以简化为如图 1 所示的振动系统模型,图中 m_r 、 m_i 分别为两分离舱段的质量, K 为各分离装置中弹簧的总刚度。假设坐标原点在两个舱段组合体的质心位置,两舱分离后沿 x 轴方向的相对速度变化量分别为 v_r 、 v_i ,则有下式成立:

$$m_r \cdot v_r = m_i \cdot v_i \quad (1)$$

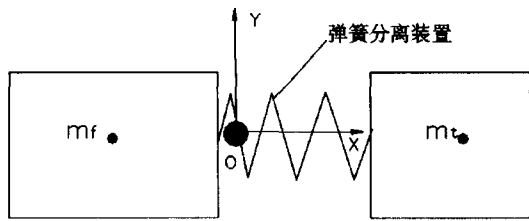


图 1 舱段分离力学模型

根据弹簧分离装置的设计要求有：

$$v_f + v_{ri} = v_{ri} \quad (2)$$

式中, v_{ri} 为两舱分离后要求的相对分离速度, 该值一般预先给定。

由能量守恒定理可得：

$$\frac{1}{2} K(x_2^2 - x_1^2) = \frac{1}{2} m_f v_f^2 + \frac{1}{2} m_t v_t^2 \quad (3)$$

式中, x_2 、 x_1 分别为工作始末对应的弹簧压缩量, K 为弹簧的总刚度。

那么, 由式(1)、(2)、(3)可得：

$$K = \frac{m_f m_t v_{ri}^2}{(x_2^2 - x_1^2)(m_f + m_t)} \quad (4)$$

由式(4)即可求得弹簧的总刚度 K 。

2.2 分离时间确定

舱体分离系统可以简化为单自由度简谐振动模型, 该系统的振动周期为：

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{m_f \cdot m_t}{K(m_f + m_t)}} \quad (5)$$

在弹簧分离装置的作用下, 两舱的分离时间 t_f 为：

$$t_f = \frac{\alpha}{2\pi} \cdot T \quad (6)$$

式中, $\alpha = \arccos \frac{x_1}{x_2}$ 。

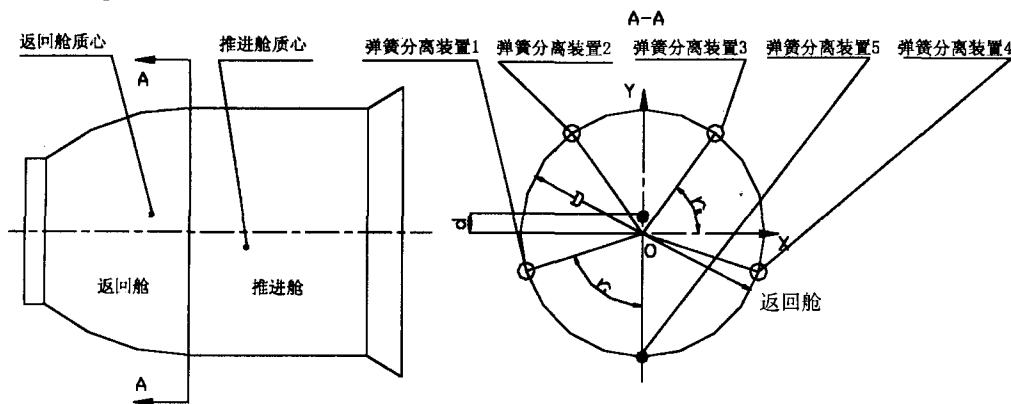


图 2 推进舱-返回舱分离系统组成示意图

3 返回舱—推进舱弹簧分离装置研究

3.1 问题的提出及方案确定

“神舟”号飞船返回舱和推进舱的结构示意图及质心分布如图 3 所示, 两舱的质心均不在几何轴线上, 要保证分离过程中返回舱姿态的稳定性, 可以采取以下两种办法：

(1) 在两舱对接框上加工斜孔, 以使弹簧力的方向与质心连线平行, 这样可以在理论上保证返回舱姿态稳定性的要求, 但这将给对接框的加工以及弹簧分离装置的安装带来较大困难。

(2) 保持弹簧分离装置安装孔的轴线与两舱几何轴线平行, 这样由于弹簧力沿几何轴线方向, 在理论上无法保证分离过程中返回舱姿态的稳定性, 但是可以通过合理分配弹簧力的大小, 来保证返回舱分离时的角速度不大于要求的数值。该方法减小了舱体对接框的加工难度, 但同时增加了弹簧部件的设计难度。

经过分析论证, 神舟飞船采用了第二种解决方案。经过初步设计选定了两种规格的弹簧分离装置, 两种弹簧分离装置在对接框上沿周向均布, 如图 2 所示, 其中弹簧分离装置 1-4 的弹力值较大, 弹簧分离装置 5 的弹力值较小。

3.2 弹簧设计

图 2 中 D 为弹簧分离装置安装直径, d 为返回舱质心偏离轴线的距离。给定推进舱和返回舱的质量 m_t 、 m_f 值, 弹簧分离装置工作始末对应的弹簧压缩量 x_2 、 x_1 的值, 以及推进舱和返回舱的相对分离速度 v_{ri} , 那么, 根据公式(4)可以求得弹簧总刚度 K 。

设大小弹簧的刚度系数分别为 K_d 、 K_x , 因为 5 个弹簧是并联关系, 所以可得：

$$K_x + 4K_d = K \quad (7)$$

为保证返回舱的姿态稳定度,即限制返回舱在分离后绕质心转动的角速度,必须有:

$$M=0 \quad (8)$$

M 为 5 个弹簧分离装置对返回舱质心的合力矩。即:

$$K_x(D/2+d)+2K_d(D \cos(\gamma_1)/2+d)-2K_d(D \sin(\gamma_2)/2-d)=0 \quad (9)$$

由于 5 个弹簧分离装置均匀分布,所以, $\gamma_1=72^\circ$, $\gamma_2=54^\circ$,由式(7)和式(9)可以求得 K_d 和 K_x 的值。

把 m_r 、 m_f 和 K 的值代入式(5)就可以求得系统的振动周期 T ;由 x_1 、 x_2 的值及公式(6)可求得两舱分离时间 t 。由 K_d 、 K_x 以及 x_2 、 x_1 的值,可以求出两种弹簧分离装置的初始分离力 F_d 、 F_x 。

3.3 弹簧分离装置的结构组成

由于径向安装空间的限制,两种弹簧的参数确定后,其高径比分别达 10 和 7.7。通过进一步校核,发现两种弹簧都不满足稳定性要求,因此须加导杆或者导套。考虑到弹簧的径向尺寸和安装的方便性,采用了增加导套的方案。增加导套,还可以精确控制分离力的方向,进一步保证返回舱的分离特性满足要求。弹簧分离装置的最终结构形式如图 3 所示,它由外壳、工艺拉杆、滑套、弹簧、限位卡等组成。外壳固定在推进舱上,滑套可以滑动,其外表面均匀涂覆固体润滑膜,保证其运动灵活。为了进一步提高工作可靠性,可以在滑套与外壳之间增加一个套筒^[3]。弹簧分离装置安装完毕后拆下工艺拉杆,此时,弹力直接作用在返回舱及推进舱上,当两舱之间的连接解除后,滑套在弹簧力的作用下向外滑动,推动两舱实现分离。分离到一定距离后,限位卡卡住滑套,避免因滑套以及弹簧的飞出而产生空间垃圾。

由于在弹簧处于自由状态时,其轴线与支撑面之间有一定的垂直误差,且弹簧的自由高度越大,垂直误差越大,为了保证外壳与滑套之间的可靠滑动,防止由于弹簧垂直度误差而使二者卡死,外壳与滑

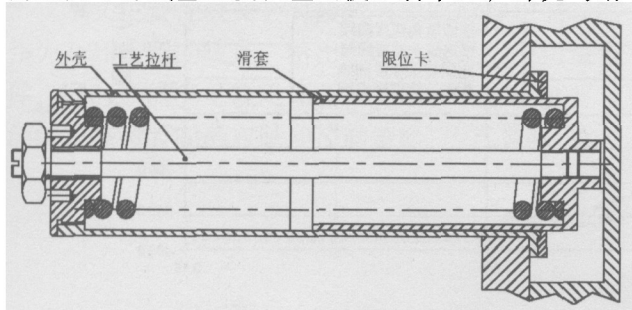


图 3 弹簧分离装置结构示意图

套之间要有足够的配合长度,一般情况下初始配合长度不应小于配合直径的 2.5 倍。

4 动力学仿真分析

4.1 仿真模型的建立

飞船返回舱与推进舱弹簧分离装置仅能保证两舱开始分离瞬间作用在返回舱上的合力矩为零,而作用在推进舱上的合力矩不为零,所以推进舱将发生转动,由此导致作用在返回舱上的合力矩不能始终为零,因此,返回舱在分离过程中也必将发生转动。为了得到两舱分离过程中返回舱的转动情况,运用动力学分析软件 ADAMS 对两舱分离过程进行了仿真。

首先,根据返回舱和推进舱的外形尺寸,在 ADAMS 上创建了两个几何实体,并定义成刚体。而后按照返回舱和推进舱实际的质量大小和质心位置设置刚体的质量和质心,并根据弹簧分离装置的实际安装位置,设置弹簧的刚度系数和弹力参数。为模拟航天器在太空中的失重状态,令分离过程中的重力加速度 g 为零。在仿真中,没有考虑外壳与套筒之间的摩擦对分离的影响。

4.2 仿真结果及分析

图 4 所示为弹簧分离装置行程随时间的变化曲线,图 5 所示为两舱分离过程中速度与角速度随时间的变化曲线。由图 4 可以看出,弹簧分离装置 2、3 首先达到最大行程,此时两舱开始部分分离,弹簧分离装置 5 最后达到最大分离行程,此时两舱完全分离。

由图 5 可知,在两舱分离开始后,由于推进舱受到的合力矩不为零,推进舱沿顺时针方向加速旋转,由此导致返回舱所受合力矩也不为零,沿与推进舱相同的方向转动,在弹簧分离装置 2、3 达到最大行程后,弹簧分离装置 1、4、5 仍然起作用,从而导致返回舱转动加速度迅速增大,而推进舱的转动角速度迅速降低。

为了保证返回舱的顺利返回,在满足两舱相对分离速度的前提下,需要严格控制分离后返回舱的角速度。由图 4 可知,为了减小返回舱的角速度,可以在弹簧分离装置 2、3 达到最大行程时,截止其他 3 个弹簧分离装置的作用。此种情况下两舱分离速度、角速度随时间变化曲线见图 6。采取该措施,可以使返回舱的角速度大大降低,而两舱的相对分离速度仍满足要求。

也可以通过调整部分弹簧分离装置的初始分离力来控制返回舱的分离角速度。通过分析表明, 弹簧分离装置 5 的初始分离力适当降低, 而其他弹簧分离装置保持不变时, 两舱分离后返回舱的分离角速度能明显降低, 而两舱的相对分离速度

仍然满足要求。

上述两种改进方法都保持了弹簧分离装置中弹簧零件的加工参数不变, 只是在使用时适当控制弹簧分离装置的行程或初始分离力, 具有实施措施简单、方便可行的突出特点。

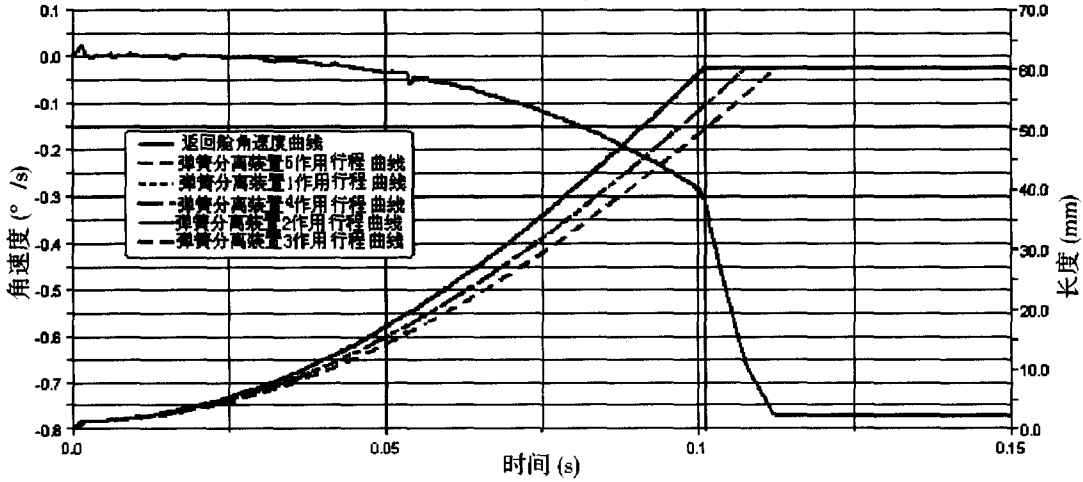


图 4 弹簧分离装置行程随时间变化曲线

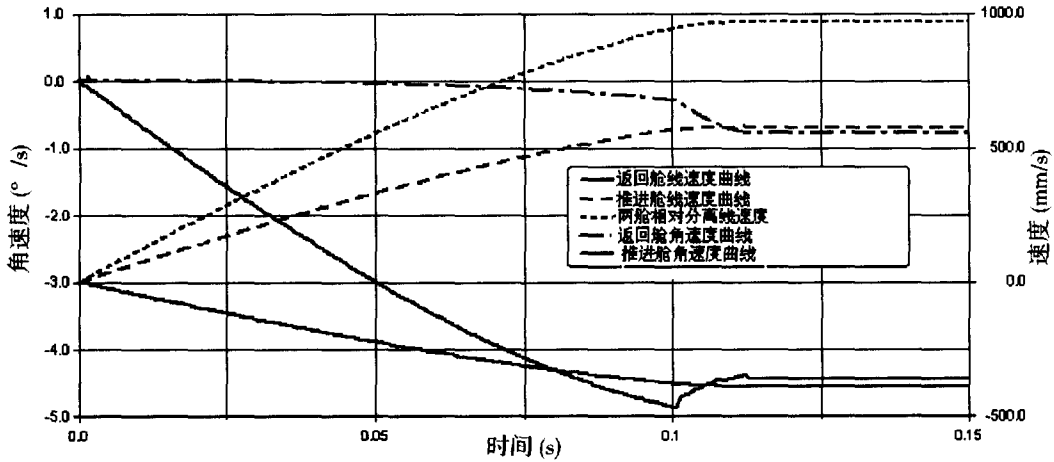


图 5 两舱分离速度及角速度随时间变化曲线

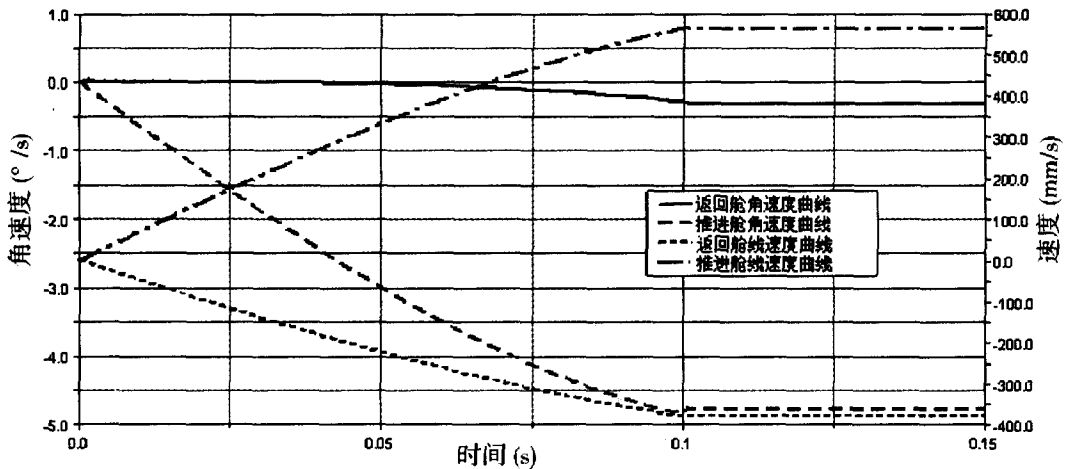


图 6 弹簧分离装置行程改变后两舱分离速度、角速度随时间变化曲线

5 地面试验验证

为了验证上述分析结果的正确性,在地面进行了模拟试验^[4]。如图 7 所示,将两个舱段的组合体用长绳索吊起,这样一方面保证了舱体分离后的自由状态,另一方面,足够长的绳索减小了分离过程中摆动的影响^[5]。图中所示力 F 在两舱完全分离且摆动到最大角度时施加,这样,既模拟了舱体分离时的“失重”状态,又保证了舱体分离后不会再次相撞,避免损坏对接面处的设备。通过高速摄影测得了两舱分离速度,结果表明与分析值非常接近。由于测试设备的限制,没能测出分离后返回舱的角速度。

6 结论

仿真分析、地面试验以及“神舟”号飞船的多

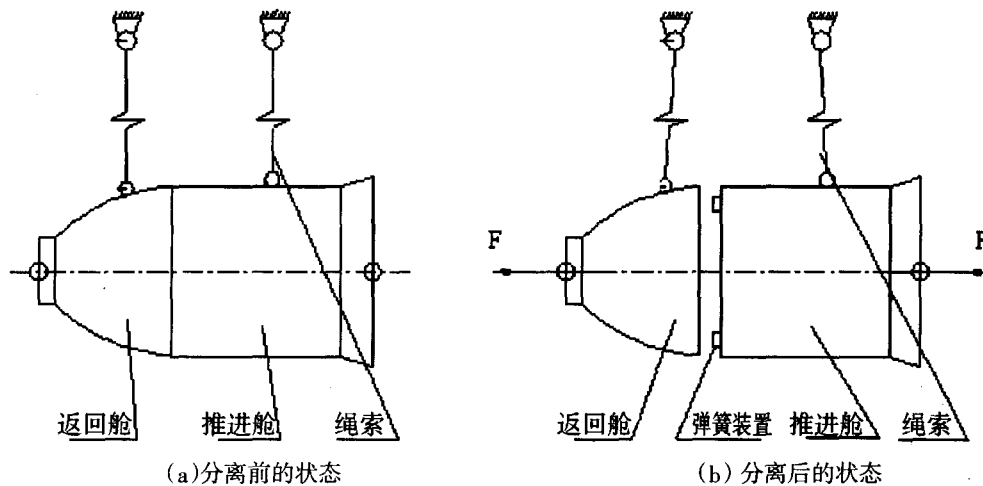


图 7 弹簧分离装置试验示意图

(上接第 30 页)

$\Delta v'_2$, 进行带中间修正脉冲的改进的双脉冲控制,即可获得满足引言中所提的绕飞段设计需求的控制策略,圆满完成设计任务。

5 结论

本文主要针对交会对接绕飞段双脉冲控制策略作为开环控制的缺点,给出了既能满足多种约束条件,同时还能满足绕飞任务对终端状态的精度要求的固定绕飞时间的双脉冲控制策略,仿真表明,这种

次飞行试验表明,返回舱—推进舱之间的弹簧分离装置性能稳定、可靠,满足了飞行试验的要求。文中给出的弹簧分离装置的设计、分析、试验方法,对今后类似航天器分离装置的设计具有重要的参考价值。◇

参考文献

- [1] 娄汉文,杨建中.“神舟”号飞船舱段之间连接、分离方案研究.空间飞行器总体技术学术交流会文集,2004.
- [2] 杨建中等.航天器用可解锁连接与分离装置.航天器工程,2003(1).
- [3] 杨建中,娄汉文,保证神舟飞船机构可靠性的若干设计措施,载人航天,2006(4).
- [4] 杨建中等.航天器舱段分离试验方案研究.卫星结构与机构技术学术研讨会论文集.2003.
- [5] 娄汉文等.空间对接机构.航空工业出版社,1992.

改进的基于终端状态的绕飞段双脉冲控制策略综合了能量消耗及被动安全性等性能指标,是适用于工程实际的优选绕飞段控制策略。◇

参考文献

- [1] 刘忠汉.自主对接控制方法的研究及其地面仿真试验.北京控制工程研究所博士论文,2001年5月.
- [2] W. Fehse. Rendezvous and Docking of Spacecraft, Cambridge University Press, ISBN:0521824523.
- [3] 辛优美.空间交会对接绕飞段控制方法研究.北京控制工程研究所硕士学位论文,2005年.