

一种刚柔混合太空舱的展开动力学分析及充气方案优化

Dynamics Analysis of Deployment and Optimization of Inflation Scheme for Rigid-Flex Hybrid Space Module

王铭传¹, 王霄腾², 何宜谦^{1*}

Wang MingZhuang¹, Wang XiaoTeng², He YiQian^{1*}

1. 大连理工大学, 力学与航空航天学院/工程力学系, 辽宁大连, 116024; 2. 大连交通大学, 辽宁大连, 116028

摘要: 随着人类对太空的探索深入, 太空舱逐渐成为航天任务的核心载体之一, 传统的刚性太空舱由于成本高, 体积受限等原因难以满足未来太空任务的复杂要求, 而柔性充气展开结构具有质量轻、展开体积大、扩展性好等优点, 有效缓解了运载火箭发射能力与深空探测任务规模之间的矛盾。柔性太空舱的充气展开过程的动力学分析对其服役状态评估具有重要的意义, 本文参考了一种典型卧式圆柱形太空舱设计方案, 建立刚柔混合太空舱折叠状态模型, 利用 LS-DYNA 软件平台通过控制体积法进行充气展开数值模拟计算, 通过对比仿真结果和设计要求, 验证了所建模型和充气方案的可行性, 针对展开过程中出现的收缩回弹现象, 提出降低恒定充气速率和使用线性增加的充气速率两种充气优化方案, 并讨论其优化效果。

关键词: 太空舱, 刚柔混合, 充气展开, 方案优化

0 引言

随着人类对太空的探索从近地轨道迈向深空探测, 未来的太空任务不仅需要支持长期有人驻留, 还需要满足短期出舱活动、星际转移以及外星基地建设等复杂需求。太空舱作为航天任务的核心载体, 其功能需求已经从单一的生存保障扩展到多功能、大空间、低成本的综合需求 [1]。例如, 月球基地、火星基地的建设不仅需要提供足够的活动空间, 还需适应外星特殊环境, 而商业太空旅游则要求舱体更加舒适且成本更低。刚性金属舱是目前大多数载人航天器的主要形式, 但其设计存在诸多局限性。金属舱的制造周期长、材料成本高, 且发射质量占比过大, 受火箭整流罩尺寸和运载能力限制, 舱体体积和质量受限, 导致有效空间狭窄。难以适应未来大规模深空探测任务的低成本要求 [2-4]。并且刚性舱结构固定, 难以在轨灵活扩展或改造, 限制了科学实验和航天员活动需求。

相较于传统刚性太空舱, 柔性充气展开结构通过材料与技术创新实现了多重突破。通过采用复合材料蒙皮等柔性材料与可折叠展开设计, 发射时可大幅压缩体积, 且柔性材料的质量较轻、制造成本低, 可以有效节省发射空间和成本 [5]。复合蒙皮具备优异的抗辐射、防微陨石撞击能力, 能够应对复杂太空环境, 满足航天员工作和生活的需求 [6]。到达目标位置后, 通过充气展开, 舱体体积可以增大数倍, 为航天员提供更大的活动空间, 显著提升空间利用率与经济性 [7]。其模块化结构不仅便于快速部署, 还能灵活适应外星基地的扩展需求, 缓解运载火箭发射能力与深空探测任务规模之间的矛盾。未来, 柔性充气展开结构必将在载人航

天、深空探测以及商业太空旅游等领域发挥重要作用。太空舱柔性结构的充气展开过程是部署阶段的重要步骤，能否正常展开是判断折叠方案是否合理的关键，充气方案直接决定了展开后的舱体外形和内压以及展开过程中是否会对蒙皮材料造成损伤[8]。

针对这一问题，本文参考 X-Hab 充气式月球居住舱设计方案[9]，建立了卧式圆柱形刚柔混合太空舱折叠状态模型，采用控制体积法进行充气展开仿真，分析了该结构在恒定充气速率下的形态变化过程以及体积与内压变化情况；针对展开过程中出现的收缩回弹现象，本文提出了两种充气优化方案，通过与初始原始方案对比，验证了优化方案的改进效果。

1 刚柔混合太空舱展开动力学分析

1.1 折叠状态建模

综合考虑充气式柔性太空舱的实际结构和实际展开过程，建立刚柔混合太空舱模型并进行充气展开仿真。刚柔混合气囊模型是由柔性舱段折叠状态模型和左右两端的刚性端盖模型组成，并且要保证刚性端盖和柔性舱段折叠状态模型之间连接稳固。

根据刚性端盖的几何尺寸信息，直接在纯柔性 Z 型折叠状态气囊两端进行刚性端盖的几何建模。首先对柔性舱段折叠状态进行建模，对于 Z 型折叠方式，先建立单一折痕模型，截面半径为 1.5m，宽度为 1.8cm，通过复制操作，即可组成柔性舱段折叠状态模型。刚性端盖的大致形状近似圆柱形，单侧刚性端盖的截面半径为 1.5m，长度为 2.1m，在圆柱侧面和底面之间采用圆角过渡。几何建模完成后对结构进行网格创建，网格单元大小为 4cm。使用网格共节点的方式将端盖有限元模型与柔性舱段折叠状态有限元模型进行连接，得到完整的刚柔混合太空舱有限元网格模型如图 1 所示，柔性舱段折叠状态下，结构轴向尺寸为 5.2m。柔性舱段和刚性端盖所采用的材料和参数见表一。

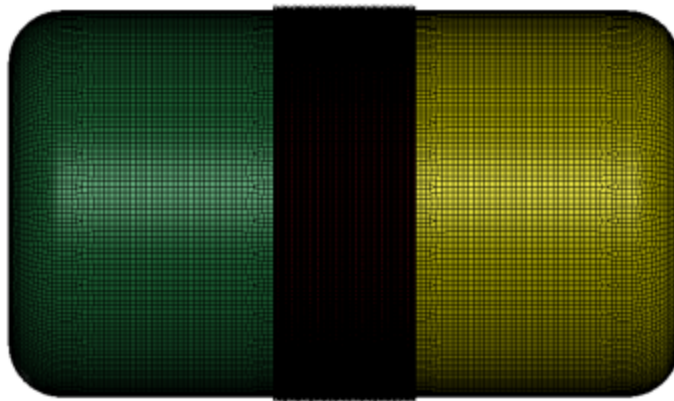


图 1 刚柔混合太空舱折叠状态有限元网格模型

表一 材料参数

部位	材料	密度/(kg·m ⁻³)	弹性模量/GPa	泊松比
柔性舱段	Vectran	1400	65	0.3
刚性端盖	不锈钢	7850	210	0.3

1.2 充气展开数值计算

(1) 自由度设置。综合考虑充气式太空舱的实际展开过程，应为一侧端盖保持固定，另一侧端盖随中间柔性舱段的展开而移动。在前处理阶段，对左右两侧刚性端盖的自由度进行限制。其中，左侧端盖的自由度被完全限制，右侧端盖仅保留沿轴向移动的自由度。

(2) 接触设置。考虑到在充气式月球居住舱的实际展开过程中，除柔性气囊和刚性端盖

的连接部位，两者之间的其他部位的网格单元也会不可避免的发生接触，并且柔性舱段在充气展开时，自身不同部位的网格单元也会发生接触。故在前处理阶段要对柔性舱段和端盖之间的接触以及柔性舱段自身的接触进行准确定义。

(3) 充气参数设置。太空舱在实际使用时，其内部气压大小要保证接近一个标准大气压 [10]，即 101kPa。设置外界环境为真空，环境温度为 273.15K，充入气体为氮气，从 0 时刻保持固定充气速率开始充气，整个充气持续 10s。充气速率为 4.3kg/s，充气质量曲线如图 2 所示。

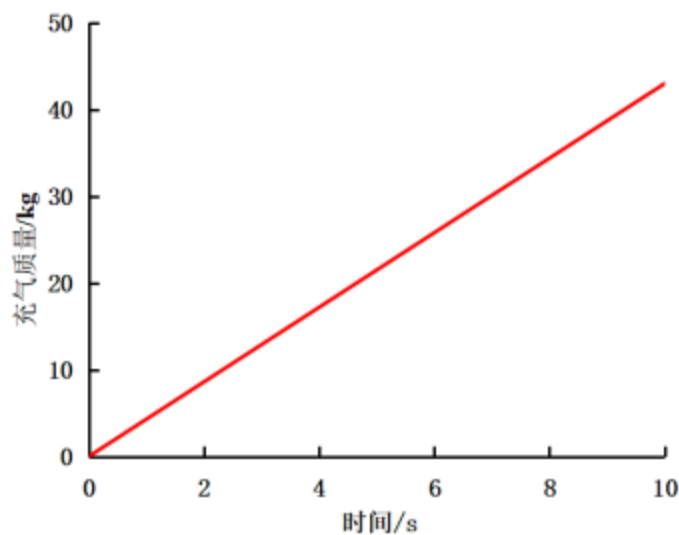


图 2 充气质量曲线

(4) 展开过程。刚柔混合太空舱充气展开过程如图 3 所示。在充入气体的作用下，柔性舱段折痕自右往左依次展开。折痕完全展开后，结构出现数次收缩回弹现象，随着气体不断充入，结构趋于稳定，充气过程结束后，柔性舱段部分有所膨胀，直径略大于两侧刚性端盖。



图 3 刚柔混合太空舱充气展开过程仿真结果

(5) 体积和内压。提取充气过程中柔性舱段的体积变化曲线如图 4 所示，内压变化曲线如图 5 所示。从体积变化曲线图中可以看出，从 0s 到 2s 这一时间段，在充入气体的作用下，柔性舱段体积快速增大，并且体积变化与时间的关系基本呈线性，对应外形变化中折痕自右向左依次展开的过程。在 2s 到 3.4s 时，体积变化曲线出现第一次明显的波动，对应第一次收缩回弹。在 3.4s 到 6s 这一阶段，体积变化曲线又相继出现了 3 次较为明显的波动，但是波动的时间和幅度逐渐减小。6s 后，不再有明显的收缩回弹现象，气囊体积变化曲线上虽然有小幅度的波动，但总体趋于平稳，体积没有明显变化。充气过程结束后，结构轴向长度为 9.6m，由于柔性舱段材料发生一定的弹性膨胀，体积略大于设计值。内压变化曲线可分为阶梯式上升阶段和线性上升阶段。内压的阶梯上升阶段为 0s 到 6s，

持续时间较长，且阶梯数量较多，第一段阶梯出现的原因是由于充入的气体主要用于气囊折痕展开，对应体积变化曲线中的体积快速增长阶段。之后的阶梯数量和时间区间，基本与体积变化曲线中的收缩回弹阶段的曲线波动次数与时间区间保持一致。6s后，气囊内压基本呈线性增大，10s后充气过程结束，内压为101kPa，与设计值一致。

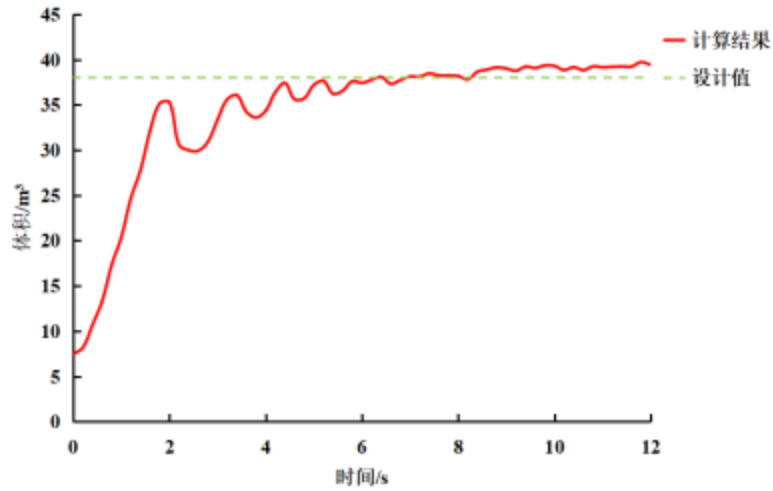


图4 柔性舱段体积变化曲线

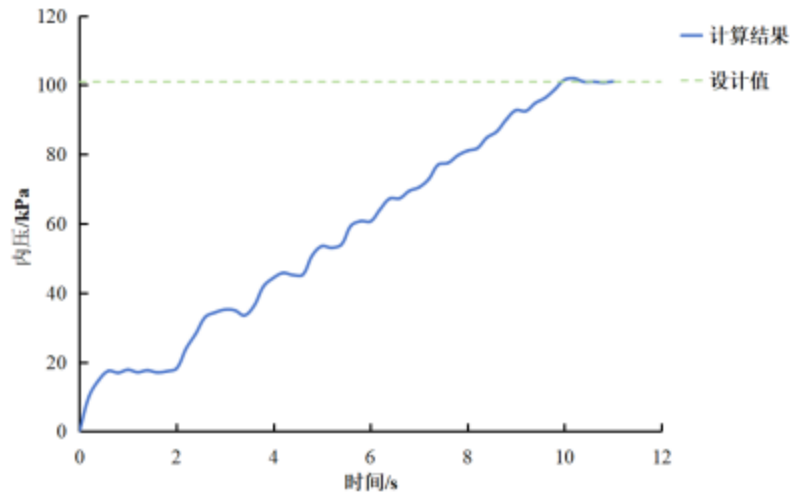


图5 柔性舱段内压变化曲线

为观察收缩回弹对柔性舱段材料的影响，截取发生收缩时柔性舱段的应力云图如图6所示。在发生收缩时，柔性舱段右侧端面边缘处出现高应力的情况，此处为柔性气囊与刚性端盖连接的位置，局部的高应力可能会导致材料撕裂破损，影响结构气密性。

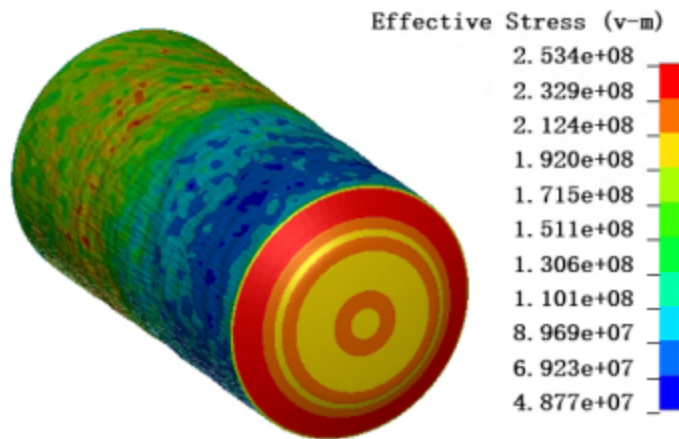


图 6 发生收缩回弹时的柔性舱段应力云图

2 充气方案优化

为改善充气展开过程中出现的多次收缩回弹现象，避免局部高应力可能对材料造成撕裂损伤，考虑对充气方案进行改进优化。

2.1 优化方案一：直接降低充气速率的大小

仍然采用匀速充气方式，将充气速率降低为原充气速率的二分之一，为保证充气结束后柔性舱段内压仍然满足要求，需保证充气总量不变，充气时间应设置为原充气时间的两倍，即 20 秒。该方案的充气质量曲线如图 7 所示。

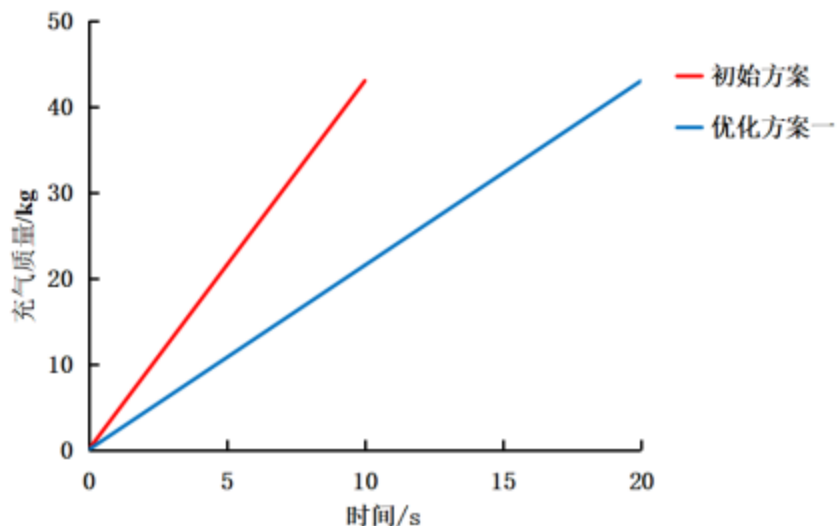


图 7 优化方案一充气质量曲线

优化方案一的柔性舱段体积变化曲线如图 8 所示。从体积变化曲线中可以看出，在体积快速上升阶段结束后，曲线大幅波动次数明显减少，且每次波动的的时间增加，说明降低充气速度后，展开过程中收缩回弹的剧烈程度明显减弱，截取发生回弹时的应力云图如图 9 所示，柔性舱段端面最大应力值明显下降。

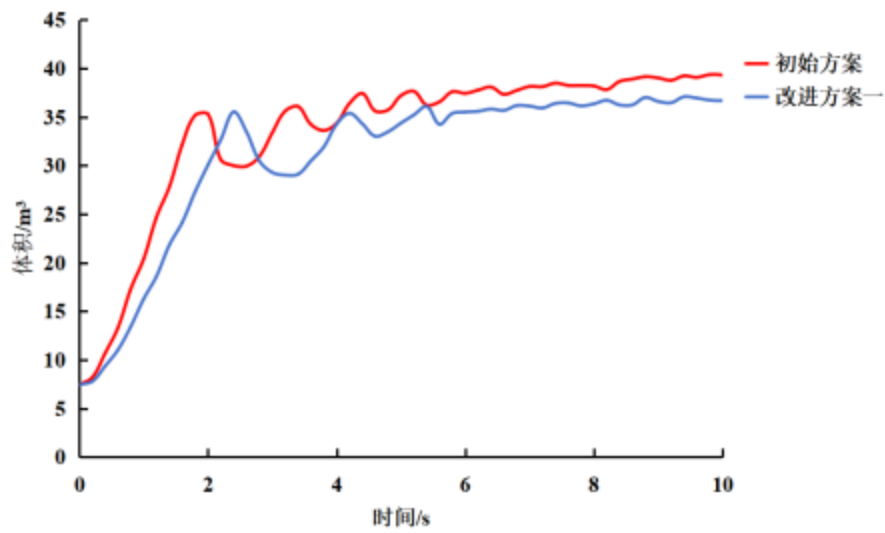


图 8 优化方案一柔性舱段体积变化曲线对比

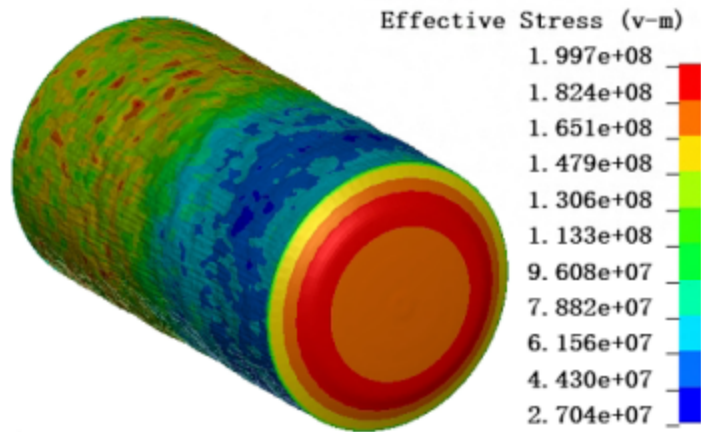


图 9 优化方案一柔性舱段应力云图

2.2 改进方案二：充气速率从 0 开始线性增加

上一方案在改善回弹情况的同时也导致充气过程的时间增加了一倍，为改善这一现象，将初始充气速率设置为 0，随时间线性增长。为保证充气总量不变，充气时间设置为 15 秒。该方案的充气质量曲线如图 10 所示。

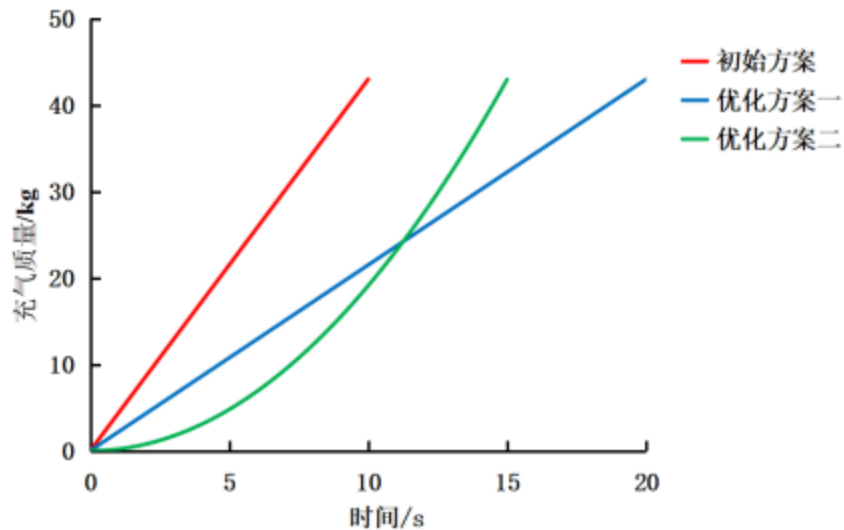


图 10 优化方案二充气质量曲线

优化方案二的柔性舱段体积变化曲线如图 11 所示。从体积变化曲线中可以看出，第一次出现收缩回弹的时间明显晚于初始方案和改进方案一，且曲线每次波动的的时间增加，幅度减小，说明采用该充气方案，展开过程中收缩回弹的剧烈程度弱于前两种方案。截取发生回弹时的应力云图如图所示，气囊端面最大应力值进一步低于优化方案一，且总的充气时间相较于方案一减少了 25%。

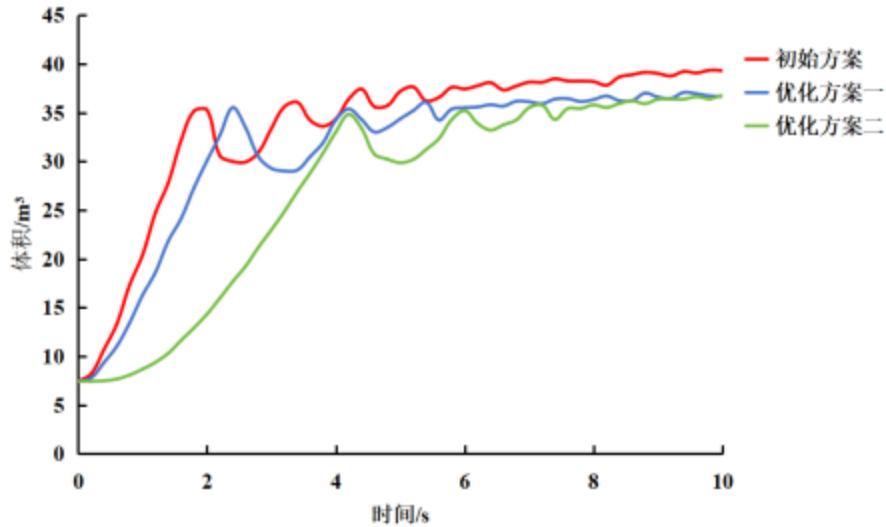


图 11 充气优化方案二柔性舱段体积变化曲线对比

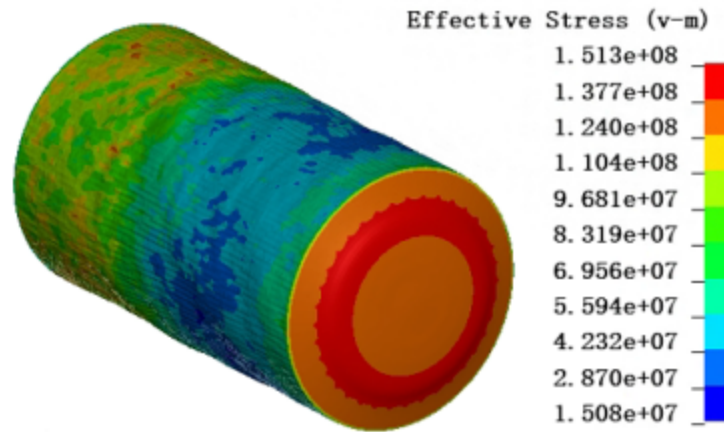


图 12 优化方案二柔性舱段应力云图

3 出现收缩回弹和局部高应力的原因分析

在不同的充气方案下，收缩回弹现象均出现于折叠部分折痕完全打开后，其原因在于柔性舱段的充气展开过程中对右侧刚性端盖具有推动作用，使右侧端盖具有了一定的速度，并且在折痕完全打开前，持续对端盖施加推力，为端盖移动提供了加速度。折痕完全打开后，柔性舱段会对右侧端盖的继续移动起到限制作用，并且柔性舱段也在端盖的拉伸作用下发生一定程度的弹性伸长，随后拉动端盖发生回弹，在数次回弹后，整体结构基本稳定。而在该过程中，主要通过柔性舱段端面与刚性端盖连接的边缘进行力的传递，因此会在该部位出现局部高应力。

4 结论

本文参考 X-Hab 充气式月球居住舱设计方案，建立了卧式圆柱形刚柔混合太空舱折叠状

态模型，进行充气展开仿真，并针对展开过程中出现的收缩回弹现象，提出了两种充气优化方案，主要结论如下：

- a) 在初始充气方案下，结构展开后轴向长度为 9.6m，内压为 101kPa，展开尺寸和内压均与设计值接近，验证了所建模型和充气方案的可行性。
- b) 采用直接降低充气速率的大小的充气优化方案，能够减弱收缩回弹的剧烈程度，并使柔性舱段端面应力减小，但是会导致充气时间延长。
- c) 采用充气速率线性增大的充气优化方案，能够进一步使收缩回弹的剧烈程度明显减弱以及柔性舱段端面应力减小，且避免了充气时间过长的的问题。

参考文献

- [1] 王东辉.大型空间可展开舱体结构设计与研究[D].南京航空航天大学.2021.
- [2] 王文龙.从强.史文华.等.航天器柔性充气式密封舱结构技术的发展[J].航天器工程.2014.23(01):103-109
- [3] 王翔.充气展开太空舱的发展历程[J].太空探索.2016.(08):24-27
- [4] 王燕.全球首个充气式活动太空舱成功展开及其影响分析[J].中国航天.2016.(07):16-22.
- [5] 陈科利.空间充气可展开舱段结构设计与分析[D].东北大学.2017
- [6] C H M Jenkins. Gossamer spacecraft: Membraneand inflatable structure technology for space applications [M]. Washington D.C.:AIAA.2011:527-552
- [7] 李永永.面向月球基地可展开舱段的机构研究[D].哈尔滨工程大学.2020
- [8] 付新卫.孟少华.周印佳.等.柔性可展开太空舱研究进展[J].航天返回与遥感.2020.41(03):37-46.
- [9] Borlänge, Sweden. Badescu V. Moon: Prospective Energy and Material Resources [M] . Berlin: Springer. 2012: 469-502
- [10] 刘伟波.刘朝霞.陈金盾.等.载人探月航天器大气压力制度选择[J].载人航天.2016.22(06):687-693

第一作者简介：王铭传，男，1999年03月生，山西省长治市人，大连理工大学力学与航空航天学院工程力学系航天工程专业硕士在读，研究方向为航天力学与工程。通讯方式：辽宁省大连市大连理工大学工程力学系，邮箱：wangmingzhuan@mail.dlut.edu.cn 联系电话 15534156687