

DOI: 10.20189/j.cnki.CN/61-1527/E.202506002

新型低成本聚乙烯飞艇设计及应用前景分析

张航悦, 赵 荣, 曹胜鸿, 祝榕辰, 杨燕初, 蔡 榕

(中国科学院 空天信息创新研究院, 北京 100094)

摘 要: 为有效应对平流层织物飞艇“体积与重量发散、温压与囊体强度发散”的矛盾, 提出以线性低密度聚乙烯薄膜为气囊的流线型飞艇架构。凭借聚乙烯飞艇在艇体重量、承受压差及成本等方面的优势, 在设计上围绕耐超压结构、尾翼及发放方式展开研究。首先, 建立正交加强筋-球膜耦合模型, 以横向约束下的二维母线变形为输入, 得到最优周向加强筋间距。取单幅球膜在施加对称约束后的整艇变形及局部鼓包变形进行分析, 得出局部曲率半径减小后的鼓包外形及受力。其次, 设计多气囊堆叠尾翼, 通过横向、纵向与垂向三向加强筋实现聚乙烯尾翼耐超压结构。最后, 针对聚乙烯飞艇不易实现非成形发放的难题, 采用内部隔膜与外敷绳笼方案, 并通过外场试验验证了其可行性。在应用方面, 以未来实现平流层中上部飞行、组合气球、高空系留气球以及低空经济方面为例进行讨论, 为相关应用提供了低成本、可扩展的技术路径。

关键词: 聚乙烯飞艇; 低成本; 索膜耐压结构; 非成形发放; 浮空器应用

中图分类号: V221

文献标志码: A

AI 小编领学:

文章编号: 2097-2741(2025)06-0013-11



Design and Application Prospects of a Novel Low-Cost Polyethylene Airship

ZHANG Hangyue, ZHAO Rong, CAO Shenghong, ZHU Rongchen,
YANG Yanchu, CAI Rong

(Aerospace Information Research Institute, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China)

ABSTRACT: To effectively address the contradiction between the volume versus weight divergence and temperature versus strength divergence of stratospheric fabric airships, a streamlined airship architecture with linear low-density polyethylene membrane was proposed. Based on the advantages of polyethylene airships in terms of lightweight, pressure tolerance, and low cost, researches focused on the design of super-pressure resistant structures, tail fins and launching methods. First, an orthogonal tendons-membrane coupled model was established to consider the two-dimensional generatrix deformation under lateral constraints as input, to obtain the optimal cir-

收稿日期: 2025-06-12

修回日期: 2025-07-19

录用日期: 2025-08-13

第一作者: 张航悦 (1994—), 男, 助理研究员, 博士, 主要从事浮空器设计及仿真分析研究。

E-mail: zhanghangyue16@mails.ucas.ac.cn

引用格式: 张航悦, 赵荣, 曹胜鸿, 等. 新型低成本聚乙烯飞艇设计及应用前景分析[J]. 火箭军工程大学学报, 2025, 39 (6): 13-23.
ZHANG Hangyue, ZHAO Rong, CAO Shenghong, et al. Design and application prospects of a novel low-cost polyethylene airship[J].
Journal of Rocket Force University of Engineering, 2025, 39 (6): 13-23.

cumferential tendons spacing. The global deformation and local bulge of a single gore after applying symmetrical constraints were analyzed to obtain the bulge shape and stress after the local curvature radius reduction. Subsequently, a multi-airbag stacked tail fin was designed to achieve a super-pressure-resistant polyethylene structure through transverse, longitudinal, and vertical tendons. Finally, an internal interlayer and external rope cage scheme were adopted to address the difficulties of achieving non-forming launching of polyethylene airships, and its feasibility was verified through field flight experiments. Future research can focus on the realization of mid-to-upper stratosphere flight, combination balloons, high-altitude tethered balloons, and low-altitude economy, providing low-cost and scalable technological paths for related applications.

KEYWORDS: polyethylene airship; low-cost; cable-membrane pressure-resistant structure; non-forming launching; aerostat application

平流层飞艇在临近空间飞行平台中受到较多关注, 具有重要的应用价值和广阔的发展前景, 其构型如图 1^[1]所示。目前, 平流层飞艇采用单纯依靠蒙皮强度来承受艇体应力的设计, 使用织物蒙皮材料制作, 在升限高度承受内外压差后获得刚度^[2]。所使用的织物材料为多层复合材料, 包括紫外线阻隔层、阻气层、粘合层、织物承力层及热封层, 面密度接近 200 g/m^2 ^[3]。

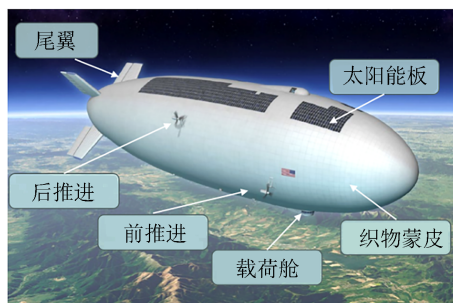


图 1 传统平流层飞艇构型

Fig. 1 Conventional stratospheric airship configuration

采用织物材料的平流层飞艇面临两大技术矛盾。一是由于飞行器功率与飞行速度之间呈 $P \sim v^3$ 关系, 为提高飞艇驻空能力, 即飞行速度, 需携带更多能源载荷, 则要求提升飞艇的载荷能力。这会导致飞艇设计体积进一步增大, 而增大的体积使得飞行阻力增大而不利于速度的提升, 造成飞艇飞行高度及有效载重与体积及艇体重量发散的矛盾, 使得当前平流层飞艇体积进一步增大存在技术上的困难, 不利于大型化发展。二是织物蒙皮吸发比较大, 为抵抗夜晚温度下降所带来的压差损失, 白天需承受 $1\,500 \text{ Pa}$ 以上工作压差。这就要求织物囊体的结构强度进一步提高, 而囊体结构强度提升则意味吸发比的进一步增加, 造成织物强度与昼夜温压发散的矛盾。同时, 织物

飞艇高工作压差对于囊体焊接工艺及艇上设备安装精度也带来了较大挑战。在成本方面, 目前的囊体材料市面价格较为昂贵, 所使用的织物材料价格通常近千元每米, 一艘平流层飞艇仅囊体材料成本就已达到上百万元, 严重制约了飞艇的应用范围。

除平流层飞艇外, 高空气球作为另一种无动力自由漂浮的临近空间飞行器, 是进行突破性基础科学研究, 以及开发未来航天器或其他应用仪器的重要平台^[4]。高空气球采用轻质线性低密度聚乙烯薄膜材料制作, 球体质量较轻, 在飞行高度及载重方面有着优势^[5]。图 2 为高空气球系统组成结构示意图。当前, 高空气球按照是否与外界大气环境保持连通可分为零压气球与超压气球。零压气球由于夜间温度降低而不能保持气球外形, 浮力降低, 需通过抛砂减轻系统重量维持飞行高度, 使得零压气球不具备长航时飞行能力^[6]。而超压气球与外界封闭, 能够承受一定的内外压差以抵抗环境昼夜温差, 从而实现长航时飞行目的^[7]。目前超压气球多采用“南瓜形”外形设计, 其利用膜瓣局部曲率半径减小的几何构型和经向加强筋共同承压^[8]。

NASA 在 1997 年提出了超长航时气球发展计划 (ultra long duration balloon, ULDB)。该计划拟采用超压气球, 致力于实现气球飞行高度 33.5 km , 有效载荷 1.6 t , 飞行时长达到 100 天以上的使用目的^[9]。经过近 25 年的发展, 超压气球现已成为包括 NASA^[10]、JAXA^[11]、CNES^[12] 及 TIFR^[13] 气球项目中的重要发展对象。超压气球目前最大体积为 $5.32 \times 10^5 \text{ m}^3$, 载荷能力达到 2.5 t , 飞行高度可达 33.2 km , 最长飞行时长为 46 天, 工作压差仅为 750 Pa ^[14]。此外, 作为南瓜形超压气球

的典型应用, 谷歌的 Loon 气球推动了超压气球技术的发展, 致力于为偏远地区提供网络覆盖服务, 推动了全球互联网普及与信息均衡共享。2019 年 5 月, 谷歌从波多黎各发射的 HBAL703 气球, 凭借 $76\text{ }\mu\text{m}$ 的薄膜厚度、 $1\text{ }800\text{ m}^3$ 的体积、 800 Pa 的工作压差以及 $1\text{ }200\text{ Pa}$ 的极限压差, 成功飞行了 312 天, 在长航时飞行方面表现出色, 且压差控制表现优异^[15]。NASA 及 Loon 气球大量飞行试验充分证明, 筋膜结构的聚乙烯薄膜气球同样具备长航时飞行能力。



图 2 高空气球系统组成结构

Fig. 2 Schematic of super-pressure balloon

本文提出将超压气球技术融合至飞艇设计中, 发展临近空间轻质聚乙烯筋膜飞艇 (以下简称“聚乙烯飞艇”)。其使用轻质聚乙烯薄膜材料^[16]作为飞艇主气囊, 通过加强筋辅助承受应力, 可以大幅减轻艇体重量, 提升飞行高度、载重及驻空能力, 并且可以克服织物飞艇在制作、保压及发放过程中由于艇囊自重带来的系列问题。聚乙烯飞艇的设计思路如图 3 所示。

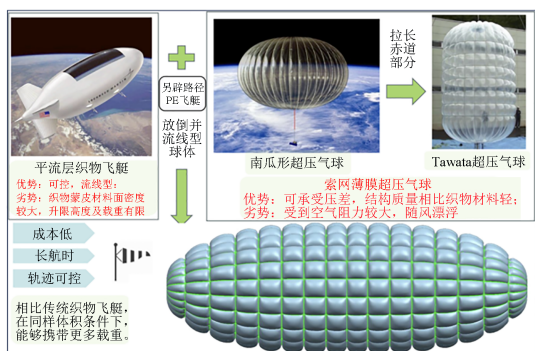


图 3 轻质聚乙烯索膜飞艇设计思路

Fig. 3 Design concept of lightweight polyethylene cable-membrane airship

相较于昂贵的飞艇艇囊复合材料, 聚乙烯薄膜能够大幅降低制造成本, 以较为廉价的方式实现目前平流层飞艇的功能, 具有可观的商业应用前景。由于聚乙烯飞艇采用经向和周向加强筋共同勒出局部曲率减小的“鼓包”形状, 外观类似

“玉米粒”。Harada 等借助南瓜形超压气球设计理念, 首次提出了该聚乙烯飞艇设计概念, 并形象地将其命名为“甜玉米结构”^[17]。但其设计是采用多个超压气球组装的方式, 使得飞艇头部和尾部周向加强筋较为集中。此外, Google 针对该类型飞艇开展了设计及地面发放实验^[15], 但所涉及的技术细节及分析过程并未被详细披露。目前, 尚未了解到有其他浮空器研究机构对该类气球开展针对性研究。可能大多设计人员认为“aerodynamics shape airship”为保证受到来流影响时的刚度, 仍然倾向于使用更厚的复合材料来制作艇体。因此, 目前仍缺乏对于聚乙烯飞艇球体设计步骤及加工工艺的相关研究以及如何将此气球推向工程化应用的相关讨论。

但从高空气球角度出发, 正因为 20 世纪 30 年代, 英国 Imperial Chemical Industries 公司所研发的聚乙烯薄膜问世^[17], 才推动现代高空气球的蓬勃发展。更高、更久及更重的载荷是气球发展的追求, 聚乙烯薄膜已被近半个世纪的飞行实验验证为目前高空气球材料的最优选择。高空气球创造了飞行时长、载重、高度等多项记录。设计人员对其抗老化、粘弹性、蠕变等力学性能均开展过大量研究, 促使其性能得到不断提升^[18]。同时, 南瓜气球的发展提出使用加强筋来辅助承担薄膜受力的方法, 在技术上也为聚乙烯超压气球发展铺平了道路^[19]。

因此, 结合当前平流层飞艇以及高空气球的优点, 提出发展流线型聚乙烯气球, 对进一步丰富气球平台技术, 以及解放平台性能对科学研究的限制^[20], 均有着重要意义。

1 聚乙烯飞艇结构及发放设计

聚乙烯飞艇系统基本构型如图 4 所示。不同于传统的高空气球, 聚乙烯飞艇气球姿态和吊舱悬挂方式均与来流方向平行, 使得吊舱不再类似零压或超压气球悬挂于末端收拢点下方, 而是通过多股绳索悬挂于球体正下方, 与球体轴线平行^[21]。从加强筋受力角度看, 聚乙烯飞艇相当于将吊舱悬挂方式由经向加强筋承担变为周向方向承担。聚乙烯飞艇为保持流线外形, 在周向加强筋约束下不允许母线变形为最小势能形状, 即欧拉外形^[22], 使得球膜周向和周向加强筋均需承受较大应力。因此, 聚乙烯飞艇结构的可靠性大多

也由周向方向决定。

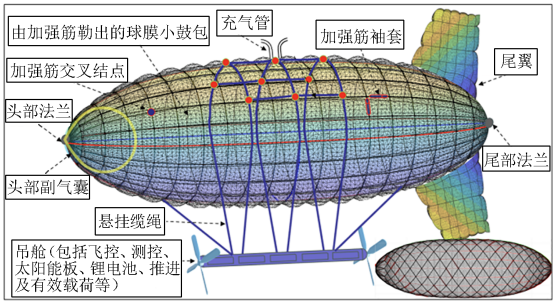


图 4 聚乙烯薄膜飞艇结构

Fig. 4 Schematic of the polyethylene membrane airship structure

聚乙烯飞艇通过经向及周向加强筋勒出局部外凸鼓包，以减小当地的局部曲率半径，进而减小内外压差作用在球膜上的应力。“鼓包”一词在文中相比较于南瓜气球的突出膜瓣而言^[23]，突出膜瓣只受到经向加强筋约束，而鼓包则同时受到经向与周向加强筋的共同正交约束。与南瓜气球制作工艺类似，加强筋与球膜之间使用袖套连接，在袖套内可以相对滑动以均衡结构受力。柔性充气尾翼直接安装在球体后部，以提供飞行稳定性。

针对所提出的聚乙烯飞艇，凝练出艇体结构设计及发放2个问题。结构设计包括主气囊、尾翼形变及受力分析；发放问题着眼于气球与吊舱之间如何悬挂以及如何保证气球升空过程中始终具有水平姿态稳定性。

1.1 聚乙烯飞艇艇体结构设计

飞艇选择前后对称外形，对应母线方程为^[24]

$$\begin{cases} \bar{y} = 0.3077\sqrt{\bar{x}}, & 0 < \bar{x} < 0.08 \\ \bar{y} = 0.0313 + 0.8671\bar{x} - 2.3583\bar{x}^2 + 2.9824\bar{x}^3 - 1.4912\bar{x}^4, & 0.08 \leq \bar{x} < 0.92 \\ \bar{y} = 0.3077\sqrt{1-\bar{x}}, & 0.92 \leq \bar{x} < 1 \end{cases} \quad (1)$$

式中： $\bar{x}$ 为归一化后的轴线长度； $\bar{y}$ 为半径。飞艇相关设计参数如表1所示。

正交加强筋布置的聚乙烯飞艇设计的首要问题是确定聚乙烯飞艇周向加强筋长度及间隔分布。周向加强筋的长度可按照对应母线位置截面直径确定，而间隔分布则需根据母线在受到横向约束时的变形形状确定。考虑到气球最大直径位置受力最大，而两端受力逐渐减小，因此，等间隔布置周向加强筋会带来加强筋根数的增多以及球膜应力强度的浪费，并非最优布局。从中间节点开

始，逐步仿真母线变形^[25]，确定具有最大变形位移的节点，并将其确定为该步得到的周向加强筋位置，作为下一步母线约束点，最终得出周向加强筋位置布置如图5所示。

表 1 聚乙烯飞艇设计参数

Table 1 Design parameters of polyethylene airships

参数	值	参数	值
体积/ m^3	270	表面积/ m^2	238.43
母线长度/m	18.86	最大截面半径/m	2.64
艇体长度/m	17.04	工作压差/Pa	300
经向加强筋幅数	20	聚乙烯薄膜厚度/ μm	38
薄膜屈服强度/MPa	10	聚乙烯薄膜面密度/ $(\text{g}\cdot\text{m}^{-2})$	35.83

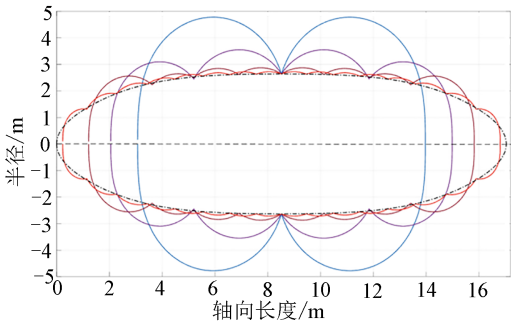


图 5 聚乙烯飞艇周向加强筋布置

Fig. 5 Solution for transverse tendon layout of the polyethylene airship

其次，是确定球膜鼓包形状。鼓包形状旨在利用多余球膜材料减小局部曲率半径，以满足聚乙烯球膜的屈服强度，同时，将更多作用在球膜上的力转移至刚度更高的加强筋。通过对单副球膜在施加对称约束后的整艇变形及局部鼓包变形在线弹性范围内^[26]进行仿真，得出局部曲率半径减小后的鼓包外形及受力，主气囊在300 Pa工作压差下的受力分布如图6所示。可以看出，飞艇中部位置的鼓包受力较大，两头较小。鼓包最大受力约为2.5 MPa，与屈服强度的10 MPa^[27]相比，具有3倍的安全裕量。之后，将鼓包展开可得到平面裁膜形状，平面裁膜形状不可避免地具有多余球膜，会在鼓包四周出现褶皱。

本文实际加工制作了270 m^3 的气球样机，并开展了地面打爆实验。加压过程中，气球外形并未发生变化，且压差在达到1 000 Pa时，气球结构也仍然完好，鼓包外形饱满。继续加压，在达到1 082 Pa时，周向加强筋断裂导致气球破裂。打爆实验验证了该索膜结构的耐压能力，同时也

说明聚乙烯飞艇结构的危险主要集中于周向加强筋强度。

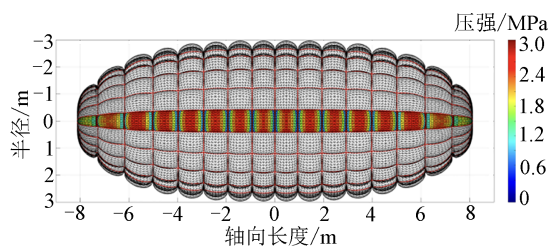


图6 聚乙烯飞艇薄膜受力分析

Fig. 6 Stress analysis of the polyethylene airship membrane

尾翼对于飞行稳定性有重要影响作用, 单纯的流线型球体并不具备姿态稳定性。聚乙烯飞艇由于主气囊采用极薄的聚乙烯薄膜结构, 故不能安装硬式尾翼结构, 只允许绑扎柔性充气尾翼。为保证结构的干净, 尾翼所使用的材料仍为 $38\ \mu\text{m}$ 线性低密度聚乙烯薄膜, 使得具有耐超压能力的聚乙烯尾翼结构设计成为聚乙烯飞艇的另一个技术难题。

初步制作出聚乙烯尾翼结构如图7所示, 其基本设计思路是使用多个由纵向加强筋勒住的气囊结构上下堆叠, 同时在上、下相邻气囊之间的共同节点连接垂向加强筋。传统的尾翼是仅通过隔层线约束形成翼型, 而聚乙烯尾翼结构主要是依靠加强筋的点约束。若仅依靠纵向加强筋约束球膜, 尾翼单个气囊中部将向外凸起, 自然向圆柱体发展, 并且使得尾翼整体结构向下塌缩。因此, 为尽可能保持尾翼呈现薄片状, 可进一步在尾翼纵向安装隔层。经加强筋处理后的聚乙烯尾翼结构, 同样能具备承受高压的能力。这种索膜结构的尾翼构型能够方便地绑扎在聚乙烯飞艇经向及周向加强筋上。此外, 多个气囊组装的方式能够保持尾翼自身刚度, 为开展下一步更大尺寸的尾翼制作奠定基础。

1.2 聚乙烯飞艇非成形发放设计

聚乙烯飞艇与传统高空气球在发放上存在一定差异。零压/超压气球漂浮时呈直立姿态, 底部的吊舱载荷可依靠经向加强带/筋承力, 气球薄膜更多起到球体密封的作用。零压/超压气球升空时也同样由经向承力, 其形状约束也仅为底部集中吊点^[28]。而聚乙烯飞艇吊舱与气球轴线平行, 升空及平飞过程中始终不依靠经向受力, 也并没有集中吊点, 而是依靠球体自身刚度所撑起的圆周

截面承力。若不对球体内部结构进行更改, 内部氦气可自由流动。在使用非成形发放聚乙烯飞艇时, 由于流线型球体长度远大于截面直径, 氦气将流向一头而使得聚乙烯飞艇向水平姿态大角度倾斜。这种不对内部结构进行约束的发放方式与当前普遍采用的平流层飞艇非成形发放类似。平流层飞艇所采用的织物材料可直接与吊舱进行绑扎, 并不会造成破坏。而聚乙烯飞艇球体与吊舱之间使用悬挂绳索连接, 呈分离状态。在气球倾斜后, 底部悬挂的吊舱就会触碰到球膜而造成球膜撕裂。因此, 需要对球体内部结构进行合理设计以限制氦气流动, 从而维持球体姿态。

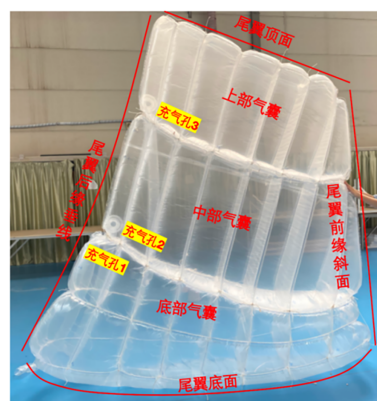


图7 聚乙烯飞艇尾翼结构

Fig. 7 Tail fin structure of the polyethylene airship

经过多次地面充气实验观察, 聚乙烯飞艇非成形发放的难点在于加强筋绳索与薄膜通过袖套绑定, 若加强筋受到不沿经向或周向的拉力, 则会使得袖套及球膜损坏。若要实现非成形发放, 可同时采取以下2种设计。

1) 在聚乙烯飞艇主气囊内部的周向安装截面隔层, 划分出多个腔室以限制内部氦气自由流动, 避免气球由横躺姿态失稳;

2) 在聚乙烯飞艇中部即吊舱正上部外层再绑扎一套正交绳笼, 并且底部吊舱不直接与气球加强筋节点连接, 而是连接在外层的绳笼节点上, 正交绳笼在气球升空过程中逐渐与加强筋贴合。

气球隔层安装及具体的悬挂方式如下: ①吊舱正上部分气球圆周焊接尽可能多的隔层。隔层越多, 氦气流动控制就更为可靠, 但会增加气球整体质量并提升加工难度。从实现基本非成形发放功能出发, 应至少保证最大横截面和吊舱边缘横截面的隔层。②吊舱与气球外部绳笼两侧交叉节点连接, 以增强吊舱对球体偏航操作的控制。

③吊舱与气球底边使用交叉拉绳连接,以尽可能展平气球中部球膜,避免中部悬挂绳索倾斜与鼓包发生摩擦以及给外部绳笼贴合球体加强筋带来错位。④使用多根绳索连接吊舱两端与气球两端底部加强筋交叉节点,以避免气球两端上翘而导致球膜拉伸。

针对本文所选择的气球外形,图8为最终确定的球体与吊舱之间的连接方式示意。吊舱外形类似“王”字,长度占据中部2个鼓包长度。球体与吊舱之间使用25根绳索连接,包括吊舱正上方3根直拉绳索(黄线),4根交叉绳索(红线),前后各3根斜拉绳索(黑线),连接气球两侧的6根绳索(蓝线)以及交叉连接气球下侧方的6根交叉绳索(绿线)。

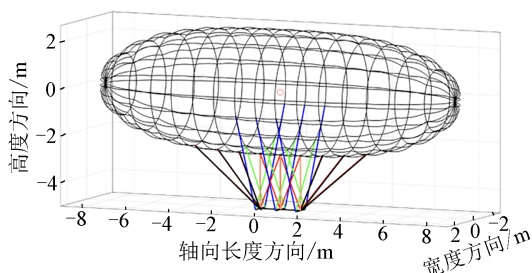


图8 聚乙烯飞艇载荷悬挂设计

Fig. 8 Payload suspension design of the polyethylene airship

在确定吊舱悬挂方式后,于2024年9月15日,在海拔3 702 m、大气压65 kPa处发放了带有中间隔层的聚乙烯飞艇样机。发放时环境风速低于2.5 m/s,氦气充气量为11.22 kg,总浮力为70 kg,有效浮力为28.95 kg,最终系留飞行高度为140 m。地面发放形状如图9所示。可以看出,由于内部隔层的阻隔,仅有气球中部在充入氦气后抬升,两边的球膜自然下垂,形成字母“n”的形状。此外,由于外层绳笼的引入,在气球未成形状态,气球中下部球膜并未与绳笼贴合,仅由绳笼节点承受拉力,并不会对气球袖套产生损伤。在充入足够氦气后,从气球两端充气口充入适当空气使得气球成形。膨胀过程中,气球主气囊也逐渐与外层绳笼相贴合,最终形成加压形状。

达到系留高度后的飞艇状态如图10所示。在受到来流风速影响下,气球并未出现大幅度抬头或低头,说明内部隔层对氦气起到了有效阻隔。气球与吊舱之间的相对姿态变化也并不明显,吊舱始终与气球轴线平行。



图9 聚乙烯飞艇非成形发放形状

Fig. 9 Non-forming launching configuration of the polyethylene airship

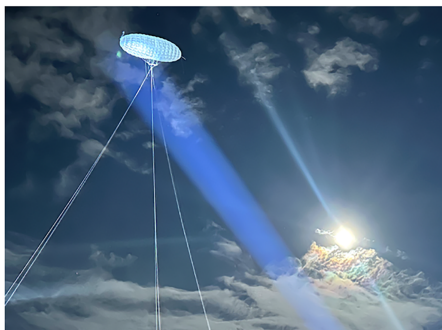


图10 聚乙烯飞艇升空状态

Fig. 10 Tethered ascent state of the polyethylene airship

2 聚乙烯飞艇结构特征对比分析

聚乙烯飞艇将超压气球技术应用至流线型飞艇,其结构优势可通过与传统织物飞艇及南瓜形超压气球的对比进行说明。

2.1 与织物飞艇对比分析

聚乙烯飞艇设计的出发点是克服当前平流层飞艇所面临的设计发散矛盾。在艇体重量方面,综合面密度可由织物飞艇的200 g/m²降至90 g/m²。同时,聚乙烯薄膜材料吸发比小于织物蒙皮,使得飞艇所需承受压差可由超过1 500 Pa降低至1 000 Pa左右。此外,与NASA及Loon气球实际飞行案例类比可得出,对于聚乙烯艇体,1 000 Pa初始压差足够飞艇开展长航时飞行。在成本方面,聚乙烯薄膜材料通常按公斤购买,相对于织物材料的近千元/米,聚乙烯薄膜仅5元/米,材料成本得到大幅降低。表2列出了聚乙烯飞艇与传统织物飞艇的结构特征对比。

2.2 与南瓜形超压气球对比分析

南瓜形超压气球由Yajima^[29]在1999年首次制作,使用3D球幅设计概念,成功发放并爬升至

表 2 织物飞艇与聚乙烯飞艇特征对比		
Table 2 Comparison of characteristics between fabric airship and polyethylene airship		
对比条件	织物飞艇	聚乙烯飞艇
设计思路	单纯依靠囊体材料承受内外压差带来的应力;载荷吊舱、推进及太阳能板可直接与囊体材料绑扎,飞艇结构布局较为紧凑。	使用索网薄膜结构将薄膜受力传递至强力加强筋绳索上;加强筋使得薄膜局部出现鼓包,减小了局部曲率半径,使得薄膜受力大幅降低;艇体外表面不宜安装任何硬式结构,使用缆绳将载荷吊舱、推进及能源系统悬挂于艇体下方。
艇体囊体材料	由于囊体需直接承受压差带来的应力,对囊体材料要求较高。一般使用复合层压织物材料,包括耐环境层、气密层、承力层和粘接层,面密度接近 200 g/m ² 。	使用线性低密度聚乙烯薄膜材料作为飞艇囊体材料。薄膜厚度为 38 μm,面密度仅为 35.83 g/m ² 。加强筋绳索材料是直径为 3 mm 的聚对苯撑苯并二噁唑纤维 (poly-p-phenylene benzobisoxazole, PBO),线密度为 10.9 kg/m。
工作压差	由于织物材料吸发比较大,为保持昼夜温差带来的形状变化,要求飞艇承压能力达到 1 500 Pa 以上。	聚乙烯薄膜材料吸发比低、透光性好,昼夜温差带来的艇体内外压差幅度小于织物飞艇,综合 NASA 及 Loon 气球飞行案例,为实现长航时飞行,要求聚乙烯飞艇承压能力不到 1 000 Pa。
气动阻力	织物飞艇表面光滑,故飞行阻力低。	聚乙烯飞艇外层设计有 10 μm(面密度 9.4 g/m ²)的外层薄膜以光滑艇体外形,来流阻力与织物飞艇相当。
飞艇发放及升空	由于织物囊体材料可直接与载荷绑扎,在非成形发放时不必特别关注艇体姿态。	要求聚乙烯薄膜与吊舱等硬式结构分离,故使用绳索悬挂吊舱,需通过合理的发放设计,使得吊舱始终保持在艇体下方。
飞艇回收及下降	完成飞行任务后,飞艇排出氢气,艇体与吊舱一体结构下降并回收。	考虑到聚乙烯薄膜艇体成本较低,拟采用类似高空气球回收方式,即在任务结束后切割艇体与吊舱之间的缆绳,吊舱在降落伞作用下缓慢下降并安全回收。
成本	织物蒙皮材料价格昂贵,平均近千元每米。	聚乙烯薄膜价格低廉,平均 5 元每米。

21.6 km 的高度。受此启发, NASA 的超长航时气球 ULDB 也将其基本概念从球形气球改为南瓜形

气球。聚乙烯飞艇索膜耐压结构参考了南瓜气球,其设计细节方面也有诸多相似,表 3 为其与传统南瓜形超压气球的特征对比。

表 3 聚乙烯飞艇与传统南瓜形超压气球特征对比		
Table 3 Comparison of characteristics between polyethylene airship and conventional pumpkin balloon		
对比条件	南瓜形超压气球	玉米形聚乙烯飞艇
飞行阻力	类似圆球,阻力较大,自由飞行。	流线外形,形状阻力大幅降低,适合带动力机飞行。
加强筋分布	仅有经向加强筋。	经向加强筋和周向加强筋正交分布。
球膜形状特点	单幅球膜在经向加强筋约束下勒出整条向外凸起的光滑膜瓣,减小了局部曲率半径及受力。	正交分布加强筋在单幅艇囊上勒出多个四边形鼓包,减少了薄膜应力。
受力特点	由于母线采用稳定的欧拉外形,即要求母线长度一定条件下,所围成的体积最大,故仅需经向加强筋勒出增大局部曲率的膜瓣形状以减少薄膜受力。	飞艇流线外形主要依靠截面上的周向加强筋约束,故周向加强筋受力大于经向加强筋,并且依靠加强筋缩短来减少囊体应力。
载荷悬挂方式	气球平飞时为头尾直立状态,载荷直接连接在气球底部法兰盘下方。	飞艇平飞时轴向沿来流方向,头尾呈水平姿态,载荷通过多根缆绳悬挂于球体腹部下方。
发放方式	与传统零压气球类似,采用非成形发放,气球在升空过程中始终直立,逐渐膨胀。	只适合非成形发放,通过在飞艇内部周向截面划分隔层以及外敷悬挂绳笼结构实现发放。

3 未来应用展望

聚乙烯飞艇是为解决当前平流层飞艇所面临的 2 项矛盾而提出的一种新式飞艇结构,但其未来应用并不应局限于平流层飞艇。从结构上归类,聚乙烯飞艇其实是南瓜形超压气球的进一步发展,同样都采用了聚乙烯薄膜和强力加强筋来承受内外压差,并且都具有薄膜受力不随艇(球)体体积增大而增大的优势^[30]。本文设想了以下 4 类聚乙烯飞艇应用场景,平台涵盖飞艇、系留气球及高空科学气球,应用场景则包括临近空间、对流层中上部以及低空。

3.1 面向平流层中上部飞行的飞艇系统

当前平流层飞艇飞行高度为 18~20 km, 处于平流层底部, 该处风速较小, 处于零风层区域。聚乙烯飞艇能够将节省的艇体重量转移至能源系统, 进而增强飞艇抗风及驻空能力。同时, 该部分艇体重量的减少能够促进飞行向更高高度扩展, 高度增加不仅带来载荷及可探测区域的扩展, 同时也意味着依赖风场的飞艇太阳能效率^[31]、轨迹控制^[32]等能力的提升。图 11 为采用正交加强筋结构的 10 000 m³ 聚乙烯飞艇主气囊结构设计图。艇体总重量为 232.04 kg, 若飞行高度设定为 25 km, 则 10 000 m³ 飞艇总浮力为 345 kg。若按照织物飞艇囊体面密度 200 g/m² 计算, 则传统织物飞艇艇体重量为 582.04 kg, 已大于传统织物飞艇艇体自身重量, 而聚乙烯飞艇仍然具有 112.96 kg 的载重能力。

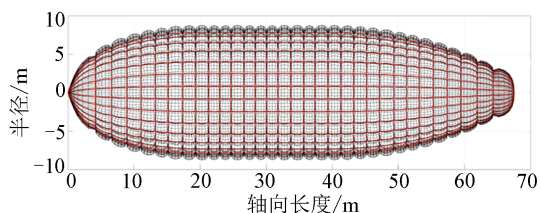


图 11 10 000 m³ 聚乙烯飞艇主气囊结构设计

Fig. 11 Structural design of 10 000 m³ polyethylene airship main envelope

3.2 辅助调整大型组合气球

目前浮空器的飞行能力常以无动力飞行的高空科学气球为代表, 高空科学气球为临近空间科学研究与工程应用提供了良好的飞行平台。科学气球飞行高度及载重能力表现较好, 最高能够达到 53 km, 载重 3.6 t。但以零压气球为代表的科学气球外形类似圆球, 飞行阻力较大, 通常不配备动力装置, 使得气球飞行轨迹依赖当地高度的环境风场。若将聚乙烯飞艇系留于大型零压气球上方作为组合气球系统, 为零压气球提供轨迹调整能力, 则能够同时实现浮空器追求的大高度、重载及轨迹可控三大功能, 进一步释放出零压气球飞行应用范围。图 12 为该组合气球系统示意图。此外, 当前长航时零压气球大多在南极飞行, 利用南极极昼环境, 气球不受昼夜温差影响, 且南极上空风场围绕南极自成循环^[33]。若从低纬度地区直接发放气球, 气球并不能依靠风场调整直接进入环南极飞行。借助聚乙烯飞艇带来的轨迹辅助调整能力^[34], 也许能够控制组合气球系统从低

纬度飞入南极圈^[35], 可以为科学气球应用带来极大便利。

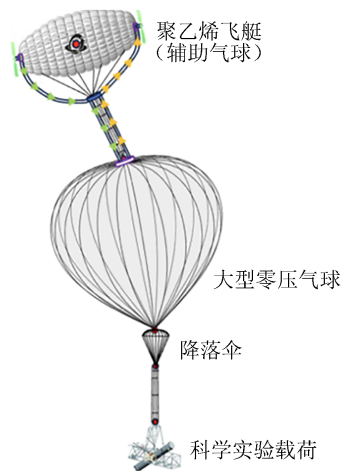


图 12 组合气球系统示意

Fig. 12 Schematic of the combination balloon system

3.3 高空非成形发放的系留飞艇系统

当前系留气球大多采用成形升空方式, 是考虑到非成形升空使得气球兜风而造成系留缆绳大幅度倾斜, 导致气球达不到指定升空高度而易造成任务失败。并且, 系留气球飞行高度的增加使得系缆重量增加, 限制了飞行高度及载重能力。目前, 织物材料制作的系留气球离地高度接近 3 km, 最大体积已达到 50 000 m³。为进一步提升系留气球能力, 若采用聚乙烯飞艇结构, 能够将减少的艇体重量转化为载荷能力或飞行高度的提升。此外, 系留飞艇相比系留气球具有一定的推进能力, 允许飞艇采用非成形升空的方式, 降低了飞艇的压差控制要求。在合理设计下, 系留聚乙烯飞艇系统甚至可跨越对流层大风急流区而达到平流层底部。图 13 为 270 m³ 的水滴形系留飞艇主气囊设计图。

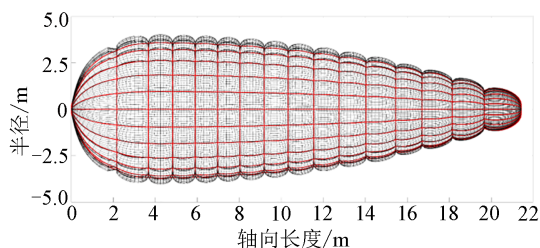


图 13 270 m³ 系留聚乙烯飞艇主气囊结构设计

Fig. 13 Structural design of 270 m³ tethered polyethylene balloon main envelope

3.4 低空低成本飞艇驻空平台

低空风场复杂, 传统四旋翼无人机是目前低

空应用的主流, 抗风能力及挂载重量已大幅提升。但无人机所获得的升力依靠螺旋桨相对空气流动产生的动态升力, 相比浮空器依赖大气密度的静态升力而言, 其效率仍然有待提升。此外, 飞艇可视为由不含推进装置的气球与具有控制能力的无人机组成, 无人机只需克服飞艇受到的来流阻力即可。依靠飞艇带来的静浮力, 能够使得无人机性能得到进一步提升。飞艇虽不如无人机灵活, 但挂载及驻空时长更具优势。

此外, 聚乙烯飞艇相较于传统织物飞艇成本大幅降低。考虑加工时长及载荷, 制作一艘传统飞艇的价格可制作接近 10 艘聚乙烯薄膜飞艇, 能够有效缓解应用方的经费顾虑, 具有一定的市场竞争价值。

具体应用方面, 在应急通信领域, 聚乙烯飞艇可携带通信基站设备, 凭借其长驻空时长和大挂载运输能力^[36], 在偏远山区或受灾地区快速搭建临时通信网络, 保障救援通信顺畅。而无人机由于续航和挂载限制, 难以长时间执行此任务。此外, 可将聚乙烯飞艇作为空中无人机投放平台, 飞艇携带多架次无人机完成长距离空中突防, 在到达目标区域上空后投放无人机开展作业, 结合飞艇平台长航时、大载重及无人机高机动性的优势^[37]。在环境监测方面, 飞艇能搭载专业设备, 在低空持续监测大气污染物分布和气象数据, 为环境治理提供详实资料, 其长驻空优势使其覆盖范围更广且监测数据更连续。边境巡逻时, 多艘聚乙烯飞艇组成编队^[38], 可对边境低空区域进行长时间、大范围监视, 其抗风性和长驻空特性能够使其在复杂低空风场中稳定执行任务, 有效提升边境安防效率。

4 结论

聚乙烯飞艇具有传统织物飞艇的流线外形, 同时保留了高空气球的轻质、适合超大体积发展的优点。其能够有效应对当前平流层飞艇面临的体积与重量发散、温压与囊体强度发散的矛盾, 且在艇体重量、承受压差及成本方面具有较大优势。针对聚乙烯飞艇的关键技术, 包括球体的耐压设计、聚乙烯尾翼设计、吊舱悬挂方式以及为适合大体积发展所需采用的非成形发放方式等开展研究, 所得结论如下。

1) 针对正交加强筋布局的聚乙烯飞艇, 提

出对二维母线受到横向约束下的变形得出最优周向加强筋布局。通过对单幅球膜变形得出鼓包形状及受力, 使得鼓包最大受力仅为 2.5 MPa, 相比屈服强度的 10 MPa, 具有接近 3 倍的安全裕量。

2) 针对聚乙烯飞艇尾翼结构, 提出使用多个气囊上下堆叠的方式, 通过横向、纵向及垂向三股加强筋提升聚乙烯尾翼耐压性能。

3) 针对聚乙烯飞艇不易实现发放的难题, 提出在飞艇内部划分隔膜以及外敷绳笼悬挂吊舱的方式, 以实现聚乙烯飞艇非成形升空, 并通过外场实际发放试验, 验证了地面发放形状以及内部隔层能够有效约束艇体姿态失衡。

在应用方面, 以未来实现平流层中上部飞行、组合气球、高空系留气球或是低空经济方面为例进行讨论。本文不仅是在国外基础上关于聚乙烯飞艇的进一步研究, 还在结构、发放及应用方面积极探索, 寄以低成本优势早日实现工程应用及推广。

参考文献

- [1] ALAM M I, ALI PASHA A, JAMEEL A G A, et al. High altitude airship: a review of thermal analyses and design approaches[J]. Archives of Computational Methods in Engineering, 2023, 30 (3): 2289-2339.
- [2] LI Y W, NAHON M, SHARF I. Airship dynamics modeling: a literature review[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2011, 47(3): 217-239.
- [3] QU Z P, XIAO H D, LYU M Y. A transversely hyperelastic constitutive model of flexible film composite[J]. Journal of Industrial Textiles, 2022, 51(S1): 694-711.
- [4] GASKIN J A, SMITH I S, JONES W V. Introduction to the special issue on scientific balloon capabilities and instrumentation[J]. Journal of Astronomical Instrumentation, 2014, 3(2): 1403001.
- [5] SAID M A. A review on the recent progress in materials selection, development and characterization for ultra long duration balloon (ULDB) missions[J]. Advances in Space Research, 2002, 30 (5): 1173-1182.
- [6] 杨燕初, 张航悦, 赵荣. 零压式高空气球球形设计与参数敏感性分析[J]. 国防科技大学学报, 2019, 41 (1): 58-64.
YANG Y C, ZHANG H Y, ZHAO R. Shape design of zero pressure high altitude balloon and sensitivity analysis of key parameters[J]. Journal of

- National University of Defense Technology, 2019, 41(1): 58-64.
- [7] YAJIMA N, IZUTSU N, HONDA H, et al. Three-dimensional gore design concept for high-pressure balloons[J]. *Journal of Aircraft*, 2001, 38(4): 738-744.
- [8] BELLEMARE M G, CANDIDO S, CASTRO P S, et al. Autonomous navigation of stratospheric balloons using reinforcement learning[J]. *Nature*, 2020, 588(7836): 77-82.
- [9] SMITH I S. The NASA balloon program: looking to the future[J]. *Advances in Space Research*, 2004, 33(10): 1588-1593.
- [10] JONES W V. Global balloon flight obstacles and opportunities[J]. *Advances in Space Research*, 2004, 33(10): 1600-1607.
- [11] FUKE H. Recent highlights of scientific ballooning in Japan[J]. *Journal of Astronomical Instrumentation*, 2017, 6(2): 1740001.
- [12] VARGAS A, EVRARD J, AUDOUBERT J. The French balloon program advancements in CNES balloon flight train & gondola developments[J]. *Advances in Space Research*, 2002, 30(5): 1149-1157.
- [13] MANCHANDA R K. Scientific ballooning in India: recent developments[J]. *Advances in Space Research*, 2006, 37(11): 2015-2020.
- [14] PAGITZ M. The future of scientific ballooning[J]. *Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, 2007, 365(1861): 3003-3017.
- [15] REID B, SWANSON T. Stratospheric observations of corona current from loon's superpressure balloons[J]. *Journal of Atmospheric and Oceanic Technology*, 2022, 39(7): 881-886.
- [16] HARDY D V N. Polyethylene terephthalate and its early development[J]. *Journal of the Society of Chemical Industry*, 1948, 67(11): 426-432.
- [17] HARADA M, SANO M A, GOTOH T, et al. Theoretical analysis of a new design concept for LTA structure[C]//1st UAV Conference. Portsmouth, Virginia. AIAA, 2002: 3425.
- [18] WINKER J A. Progress in scientific balloon materials and manufacturing technology[J]. *Advances in Space Research*, 1987, 7(7): 25-32.
- [19] CATHEY H M. The NASA super pressure balloon path to flight[J]. *Advances in Space Research*, 2009, 44(1): 23-38.
- [20] GORHAM P W. Particle astrophysics in NASA's long duration balloon program[J]. *Nuclear Physics B-Proceedings Supplements*, 2013, 243-244: 231-238.
- [21] ZHANG H Y, CAI R, YANG Y C, et al. Quasi-static numerical simulation of the dynamic launching process for high-altitude balloon[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 117: 106830.
- [22] BAGINSKI F, WINKER J. The natural shape balloon and related models[J]. *Advances in Space Research*, 2004, 33(10): 1617-1622.
- [23] BAGINSKI F E, BRAKKE K A, SCHUR W W. Cleft formation in pumpkin balloons[J]. *Advances in Space Research*, 2006, 37(11): 2070-2081.
- [24] LYU M Y, LI J, DU H F, et al. Solar array layout optimization for stratospheric airships using numerical method[J]. *Energy Conversion and Management*, 2017, 135: 160-169.
- [25] ZHANG H Y, YANG Y C, CAI R. Application of mass particle methods in the shape design for scientific balloon[J]. *Journal of Aircraft*, 2024, 61(3): 988-1005.
- [26] 程晨, 袁晓静, 曾繁琦, 等. 基于线弹性动力学法的仿人咀嚼机器人弹动力学性能分析[J]. *火箭军工程大学学报*, 2025, 39(2): 102-112.
- CHENG C, YUAN X J, ZENG F Q, et al. Linear elastodynamic method-based elastodynamic performance analysis of a humanoid masticatory robot[J]. *Journal of Rocket Force University of Engineering*, 2025, 39(2): 102-112.
- [27] RAND J L, SEELY L G, SMITH M S. New balloon materials[J]. *Advances in Space Research*, 1993, 13(2): 13-16.
- [28] ZHANG H Y, YANG Y C, CAI R, et al. Numerical simulation of the dynamic launching process for high-altitude balloons[J]. *Advances in Space Research*, 2021, 68(9): 3677-3699.
- [29] YAJIMA N. Survey of balloon design problems and prospects for large super-pressure balloons in the next century[J]. *Advances in Space Research*, 2002, 30(5): 1183-1192.
- [30] 祝榕辰, 王生, 姜鲁华. 超压气球球体设计与仿真分析[J]. *计算机仿真*, 2011, 28(12): 32-37.
- ZHU R C, WANG S, JIANG L H. Design and simulation of superpressure balloons[J]. *Computer Simulation*, 2011, 28(12): 32-37.
- [31] ZHANG L C, ZHU W Y, DU H F, et al. Multidisciplinary design of high altitude airship based on solar energy optimization[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 110: 106440.

- [32] SUN L R, SUN K W, GUO X, et al. Enhancing prescribed-time trajectory tracking control for a stratospheric airship with prescribed performance[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2025, 38(7): 103290.
- [33] GEACH C, HANANY S, TAN C Y, et al. Trajectories of long duration balloons launched from McMurdo Station in Antarctica[J]. Journal of Astronomical Telescopes, Instruments, and Systems, 2021, 7: 027002.
- [34] 鲜勇, 郭靖, 任乐亮, 等. 无人机航迹规划智能算法研究综述[J]. 火箭军工程大学学报, 2025, 39(1): 106-121.
- XIAN Y, GUO J, REN L L, et al. Review of intelligent algorithms for unmanned aerial vehicle trajectory planning[J]. Journal of Rocket Force University of Engineering, 2025, 39(1): 106-121.
- [35] XIE J W, MIAO J G, CUI Y X, et al. Long term global path planning for stratospheric airships under time-sequential uncertainty wind fields[J]. Advances in Space Research, 2025, 75(12): 8761-8779.
- [36] NEAL C, KOO T T R. Demand for cargo airships: an analysis of mode choice decision making in the freight transport industry[J]. Journal of Air Transport Management, 2020, 83: 101741.
- [37] ZHANG H Y, YANG Y C, CAI R. Numerical simulation of postlaunching behaviors for a balloon-borne UAV system[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2024, 96(4): 573-581.
- [38] GONG W C, ZHANG Y F, ZHU M, et al. Dynamic control of multiple stratospheric airships in time-varying wind fields for communication coverage missions[J]. Aerospace Science and Technology, 2025, 166: 110514.

(编辑: 于福兴)