

DOI:10.16356/j.1005-2615.2024.05.016

## 大型重载飞艇复合材料骨架结构设计及其力学分析

许明轩<sup>1,2</sup>, 徐雷<sup>2</sup>, 唐博建<sup>2</sup>, 孔卫宏<sup>2</sup>, 熊婕<sup>2</sup>

(1. 南京航空航天大学航空航天结构力学及控制全国重点实验室, 南京 210016;  
2. 中国特种飞行器研究所, 荆门 448000)

**摘要:** 大型重载飞艇具有较为广阔的应用前景, 但大尺寸、空间大跨度先进复合材料骨架结构设计与分析技术一直是制约大型重载飞艇发展的关键技术之一。以某型重载飞艇骨架为研究对象, 以总体设计给出的相关要求作为设计输入条件, 选择较成熟的材料体系和结构连接形式, 完成了飞艇复合材料骨架结构设计。骨架的主要结构单元为三角桁架梁, 开发了一种基于 Python 的飞艇骨架结构参数化建模方法。该方法基于刚度等效原理, 将三角桁架转化成空间梁单元, 可自动生成骨架整体有限元模型和定义连接关系, 实现了飞艇骨架结构的参数化快速建模。针对飞艇悬停装卸这一实际典型载荷工况, 开展了骨架整体应力和变形计算, 并运用“整体-局部”方法, 将整体有限元分析中应力承载严重的等效梁单元还原成精细化三角桁架模型。基于 Hashin 失效准则, 对复合材料圆管、接头等结构元件进行了强度计算和校核, 结果验证了方法的有效性。

**关键词:** 重载飞艇; 骨架; 结构设计; 等效模型; 力学分析

中图分类号: V222

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2024)05-0932-07

## Design and Mechanical Analysis of Composite Framework Structure for Large Heavy Lift Airships

XU Mingxuan<sup>1,2</sup>, XU Lei<sup>2</sup>, TANG Bojian<sup>2</sup>, KONG Weihong<sup>2</sup>, XIONG Jie<sup>2</sup>

(1. State Key Laboratory of Mechanics and Control for Aerospace Structures, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. China Special Vehicle Research Institute, Jingmen 448000, China)

**Abstract:** Large heavy lift airships have broad application prospects. However, design and analysis on advanced composite framework structures with large size and physical span have been one of the key technologies restricting the development of large heavy lift airships. This paper takes a certain heavy lift airship framework as the research object. We design an airship composite framework structure by considering the relevant requirements given by the overall design and selecting the more mature material system and structural connection form. The main structural element of the framework is a triangular truss beam, and a parametric modeling method based on Python is developed for the framework structure of the airship. Based on the principle of stiffness equivalence, the method transforms the triangular truss into a spatial beam element. It can automatically generate the overall finite element model of the framework and define the connection relationship. It realizes the parametric and rapid modeling of the framework structure. The overall stress and deformation calculation of the framework is carried out for the typical loading condition of hovering loading and unloading, and the “global-local” method is used to transform the equivalent beam element that has severe stress loads in the overall finite element analysis into a refined triangular truss model. Based on the

收稿日期: 2023-09-19; 修订日期: 2024-05-20

通信作者: 许明轩, 男, 研究员, 博士生导师, E-mail: xumx008@avic.com。

引用格式: 许明轩, 徐雷, 唐博建, 等. 大型重载飞艇复合材料骨架结构设计及其力学分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2024, 56(5): 932-938. XU Mingxuan, XU Lei, TANG Bojian, et al. Design and mechanical analysis of composite framework structure for large heavy lift airships[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2024, 56(5): 932-938.

Hashin failure criterion, the strength calculation and calibration are carried out for composite circular tubes, joints and other structural elements, and the results verifies the validity of the method.

**Key words:** heavy lift airship; framework; structural design; equivalent model; mechanical analysis

飞艇是一种具有控制方向系统和推进前进装置的浮空飞行器<sup>[1-2]</sup>。不同于传统固定翼或旋翼飞行器依靠机翼或桨叶提供升力,飞艇主要以浮力作为升力源,大大降低了运输中的动力需求和燃油消耗,使用成本远低于常规的固定翼飞机和直升机<sup>[3-4]</sup>。大型重载飞艇作为飞艇家族的新成员,可以不受地形条件和降落地点的限制,实现“点对点”运输,且对货物大小、形状等没有限制,具有载重大、航程远、经济性好、清洁环保且用途广泛等优点。重载飞艇在大型/重载货物运输、交通不便地区的客货运输以及空中旅游观光等民用领域有着独特的优势<sup>[5-6]</sup>。

按照形式和承力结构不同,飞艇一般可分为软式、半硬式和硬式3种<sup>[7]</sup>。由于大型重载飞艇的载重质量都在50 t以上,目前国际上在研的重载飞艇型号通常采用硬式结构设计,即采用内部骨架作为主要承载结构。飞艇骨架结构主要采用常规的由杆、三角桁架、拉索等构成的梁-索组合结构形式<sup>[8-9]</sup>。硬式飞艇骨架如图1所示。



图1 新硬式飞艇骨架

Fig.1 New hard framework of airships

骨架结构是大型重载飞艇中的典型结构部件,也是飞艇结构中大量重复广泛应用的关键承载部件。由于重载飞艇体积庞大,骨架等结构件具有大尺寸、空间大跨度、结构复杂等特点,对整体骨架结构设计、分析工作提出了更高的要求。业内学者普遍认为大尺寸、空间大跨度骨架先进复合材料设计与分析技术是制约大型重载飞艇发展的关键技术。Liao等<sup>[10]</sup>阐述了Aeroscraft飞艇艇体结构的有限元分析,其中涉及了载荷的确定、虚拟惯性计算、特殊单元的考虑以及设计的优化问题,为其他飞艇的结构设计提供了理论依据<sup>[11-12]</sup>。李高胜等<sup>[13]</sup>认为,由于飞艇骨架的主要结构单元为梁式三角桁架,若采用精细化模型,建模工作量大、计算量大,因此通过对代表性梁式三角桁架进行精细化分析,得出梁的截面力学参数,建立了等效简化梁模型,使得计算成本大为降低。同时结合参数化建模方法,可以避免使用重复且冗长的传统建模方法,实

现模型的快速优化迭代,节省了建模时间。而此类方法在飞艇骨架的相关研究工作中少有提及<sup>[14-15]</sup>。

针对大型重载飞艇开展研究,对加快国民经济建设、提高国民生活水平、建设航空强国有着积极的促进作用。目前,面向大型重载飞艇骨架的设计和 zwar 还处于起步阶段,设计、分析方法还不成熟。本文以某型重载飞艇为研究对象,在完成复合材料骨架结构设计的同时,提出了用一种大型重载飞艇骨架的全尺寸结构参数化建模方法和各层级结构细节模型分析方法进行力学分析。该方法可大幅降低建模工作量,提升计算效率,为后续大型重载飞艇型号研制提供了参考。

## 1 重载飞艇骨架结构设计

目标飞艇长度为150 m,最大宽度为60.4 m,最大高度为44 m,总容积为210 000 m<sup>3</sup>,货舱长72.5 m。依据总体设计规定的外形、结构参数和质量指标,参考适航规章中的相关设计规定,借鉴以往飞艇型号的设计经验,完成骨架结构初步设计。目标飞艇骨架由外骨架、内骨架、张线和吊索等组成,其几何线型模型如图2所示。骨架包含23个横向隔框,其中13个主框(含尾横梁),10个普通框,28个纵贯飞艇长度的纵梁和长桁(9根纵梁,19根长桁)。内骨架有3根纵梁,贯穿12个框距。在其经过的各框面内,内骨架呈“A”字形,内骨架下方为载货舱空间。

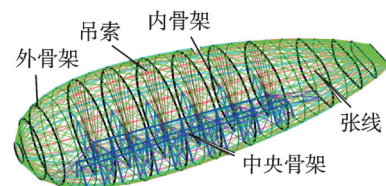


图2 骨架主要结构组成

Fig.2 Main structural components of framework

### 1.1 外骨架结构设计

外骨架为艇体外形提供支撑,并承受载荷。外骨架前部和头锥连接,前下部布置驾驶舱,骨架上布置气囊蒙皮结构,前上部、两侧和尾部布置动力装置,中下部布置中央骨架,尾部布置尾翼。外骨架长140 m,圆周最大直径60 m。图3给出了该飞艇外骨架的展开图。外骨架由12主框、10次框、9主梁、19长桁、1尾端横梁以及外张线等组成。主框作为外骨架的主要承载构件,其主管材料选用T700-G60×2,次管材料选用T700-G40×1.5,管

接头为带加筋的一体式多通接头,采用TC4钛合金通过粉末注射成型工艺,成型管与接头之间使用胶连接。为了提高主框整体刚度,还在相邻的分段交点处布置了撑杆、张线等结构。

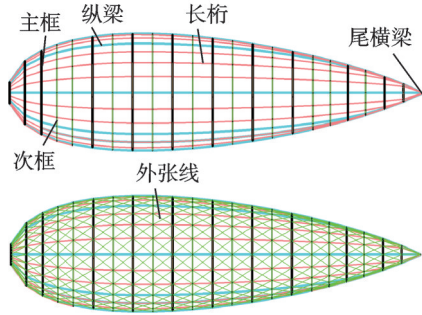


图3 外骨架结构组成

Fig.3 Structural components of external framework

### 1.2 内骨架结构设计

内骨架布置于第4~9主框内下半部分,用于保持中央骨架与艇体的相对稳定性,如图4所示。内骨架每框内左右共分12段,最大段长约12 m,段内结构与次框相同,内部铰接点通过张线、内吊索与加强框相连并张紧。

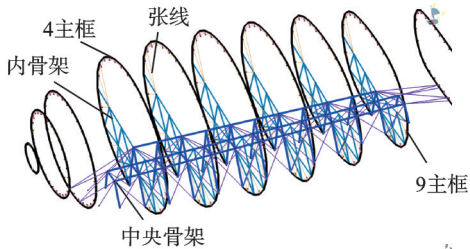


图4 内骨架布置图

Fig.4 Structural components of inner framework

### 1.3 中央骨架结构设计

中央骨架是商载质量的直接承力部件,由主体骨架和斜撑组成。主体骨架位于艇体底部4~9主框之间,前后各以半高延长至相邻次框,载货段长72.5 m,底部开口宽14 m,内顶宽约5.5 m,艇体中段内顶高约10 m;主体骨架最大段长约11 m,段内构型与主框相同,主管采用T700-G60×4,次管采用T700-G40×3,分段之间固接。斜撑分段结构与次框分段相同,端头铰接。中央骨架布置如图5所示。

### 1.4 外张线结构与内吊索结构设计

吊索、张线等是带张力的柔性结构元件,目标飞艇的硬式骨架外张线使用高分子强力绳 $\varnothing 6$ ,沿每相邻的两框与每相邻的两梁、桁所围成的四边形的对角线分布,用于增加外骨架变形能力。内吊索使用高分子强力绳 $\varnothing 8$ ,布置于主框平面,用于将商载重力从中央骨架传递至主框顶部节点,与顶部的内囊浮力相平衡。内吊索布置如图6所示。高

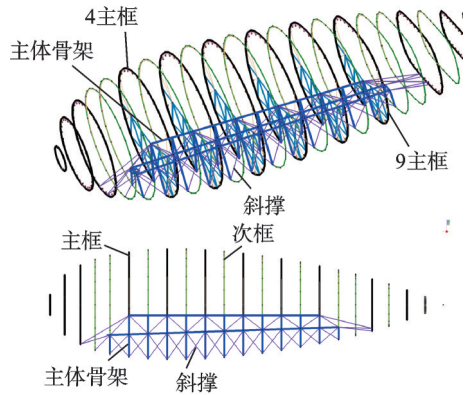


图5 中央骨架布置图

Fig.5 Layout diagram of central framework

子强力绳为高分子量聚乙烯纤维绳,具有强度高、抗紫外线和耐腐蚀等特点,国内外成熟飞艇型号软式索具均采用该类绳索。

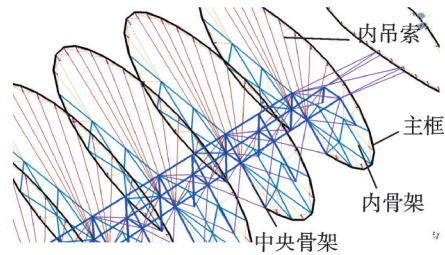


图6 内吊索布置图

Fig.6 Layout diagram of internal sling

## 2 整体简化模型的有限元分析

目标飞艇骨架的构件基本由三角桁架梁段组成,如果采用全模型分析其受力特性,模型计算量将大到难以承受且需消耗大量的计算资源。本文提出了一种基于Python的骨架结构参数化有限元建模方法。该方法基于刚度等效原理,将三角桁架当量转化成空间梁单元,采用Python编程,自动生成骨架全尺寸有限元模型,并且定义连接关系。相较于常规的建模方法,可以在保证一定计算精度的情况下大幅降低有限元模型规模和建模工作量,并节省计算时间,为后续骨架结构的力学分析工作提供基础。

### 2.1 几何模型建立

利用三维设计软件的测量功能,依次测量所需要的构件端点的坐标,并将坐标值导入到数据表中。利用Python编程,将数据表中的节点和坐标信息写入文本文件内,作为参数化建模时读入的数据。建立的全尺寸骨架几何模型如图7所示。

在建立飞艇骨架几何模型后,各个元件之间还是离散状态,尚未明确元件之间的连接形式(约束关系)。考虑到接头尺度较小,刚度较大,在有限元模型中,将接头视为网格节点,通过约束方程来定义元件单元之间的连接和相对运动关系(如刚接和铰接等)。



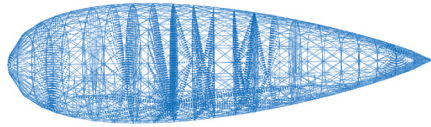


图 7 全尺寸骨架几何模型

Fig.7 Full-size framework geometry model

飞艇骨架构件的材料属性可以分为绳索类和复合材料类,因为模型中还要考虑重力和绳索的预紧力,所以涉及的材料属性包括弹性模量、密度和线膨胀系数等。

### 2.2 三角桁架等效梁单元属性确定

简化模型的核心思想是将全尺寸模型中的三角桁架用被赋予梁单元属性的线代替。为了将三角桁架等效成梁单元,需要建立各种三角桁架元件的有限元模型,通过分析得到该三角桁架的等效梁单元属性。将三角桁架等效为各向同性梁单元的分析过程如图 8 所示。三角桁架梁有 3 种类型:(1)两端铰接;(2)一端铰接,另一端刚接;(3)两端都是刚接。

对所有三角桁架进行建模和分析,以确定其截面属性,然后转换为等效的梁单元。三角桁架梁的等效梁单元的横截面可以认为是边长为  $a$  的正方形,梁单元的属性可以根据刚度等效确定,以一端铰接、另一端刚接三角桁架梁为例给出其等效梁单元属性确定过程。如图 9 所示,建立一端铰接,一端刚接三角桁架有限元计算模型,将其刚接端在  $y-z$  平面内固支,然后在铰接端尖点施加拉伸集中力  $F_x$ ,通过有限元计算获得拉伸位移  $u_x$ ;找出较接近三角桁架长度中心的主管-斜撑管节点所在截

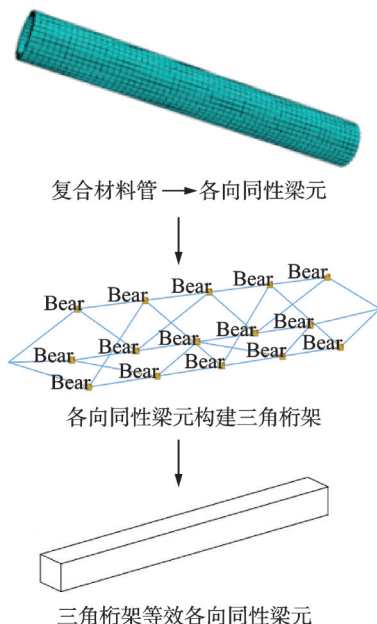


图 8 三角桁架等效梁元生成过程

Fig.8 Generation process of equivalent beam elements for triangular trusses

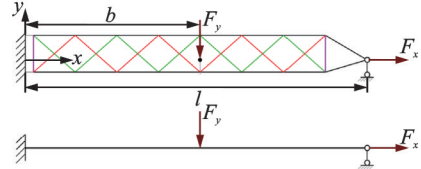


图 9 一端铰接一端刚接三角桁架刚度分析载荷、约束示意图

Fig.9 Schematic diagram of load and constraint by stiffness analysis of triangular truss with one end articulated and the other end rigidly connected

面,该截面离三角桁架左端的距离为  $b$ ,在截面形心设置参考点并和截面内 3 个主管-斜撑管节点绑定,并在参考点施加横向集中力  $F_y$ ,通过有限元计算获得参考点处的弯曲挠度  $u_y$ 。

对相同长度的等截面等效梁元,受相同的约束和纵、横向力  $F_x$  和  $F_y$  作用,令其加载点处的纵、横向位移分别等于  $u_x$  和  $u_y$ 。假设轴向变形和弯曲变形不耦合,且忽略剪力影响,可以解出

$$u_x = \frac{F_x l}{Ea^2}$$

$$u_y = \frac{b^3(l-b)^2(4l-b)}{12l^3} \cdot \frac{F_y}{EI}$$
(1)

假设相同的位移发生在等效梁单元,且有  $I = \frac{1}{12} a^4$ 。因此,等效梁单元截面边长和杨氏模量为

$$a = \frac{b(l-b)}{l^2} \sqrt{b(4l-b) \frac{F_y u_x}{F_x u_y}}$$

$$E = \frac{F_x l}{a^2 u_x}$$
(2)

最后,根据三角桁架所有复合管的总体积及其密度,可以计算得到等效梁单元的密度。

### 2.3 载荷的等效转换与施加

在有限元模型建立完成之后,就要确定飞艇所受的载荷工况,进行骨架结构的受力和变形分析。载荷工况以重载飞艇处于海拔 2 000 m 高度悬停进行装卸载货物这一典型使用模式作为载荷工况开展分析。此时,飞艇所受的载荷主要可以分为绳索的预紧力、重力、浮力和气动载荷 4 大类。

将以上 4 类载荷等效转化为有限元模型的结构质量和模型节点上的集中力。具体包括:提供的结构质量一部分通过单元密度(重力)体现,另一部分考虑为接头质量,以集中力形式添加到网格节点上;浮力、内部气体、气囊质量按舱段体积比例分配到各个框的周边节点上;系统、设备等质量就近分配到中央骨架和隔框节点上;尾翼和头锥质量分散分配到相关的框节点上;设计载重分散分配到中央骨架和各框连接的主要节点上;将气动载荷从气动

网格转换到结构网格,并通过多点挑的方法分配给结构网格节点。各类载荷的等效转换中保持总质量和重心位置不变以实现载荷配平。由于所选载荷工况是飞艇在飞行过程中的受力分析,无法直接施加边界约束条件,因此通过惯性释放的方法来维持结构的平衡。将得到的模型提交计算,计算结果如图10、11所示。

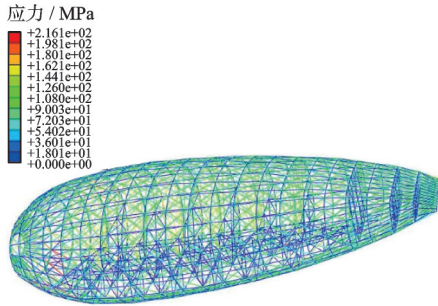


图10 整体骨架应力分布

Fig.10 Stress distribution of the overall framework

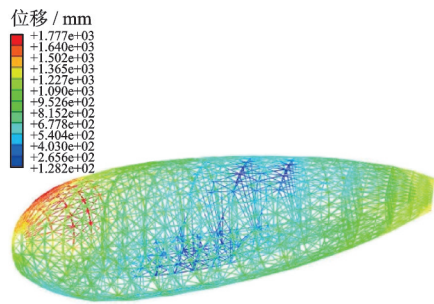


图11 整体骨架位移分布

Fig.11 Displacement distribution of the overall framework

### 3 细节模型有限元分析

在整体简化分析模型中,三角桁架均当量转换成等效梁单元,等效梁元的应力分布只能反映三角桁架受力的相对严重程度。骨架结构的力学分析不能止步于三角桁架的等效梁元进行,而是要考虑具体三角桁架结构及其组成元件。因此,细节模型的分析思路是:针对有限元模型中应力水平较高的等效梁单元,反向生成考虑内部接头连接的复合材料三角桁架细节有限元模型,施加等效梁单元的节点力,采用Hashin失效准则对复合材料圆管、三角桁架内部接头和被连接圆管之间的胶接强度进行评估。

从整体骨架应力分布可以发现,等效梁元ZK13-2受载最为严重,其铺层顺序为[45/-45/0/0/90/0]<sub>s</sub>。提取ZK13-2梁元一端的节点力,由于这些节点力分量是在全艇模型的总体坐标系下,而对应的三角桁架模型是与其轴线为x轴的局部坐标系,所以要对节点力进行坐标转换,转换结果如表1所示。在三角桁架模型两端面型心建立参考

节点,并分别与所在端面内节点建立多点约束(Multi-point constraint, MPC)约束。三角桁架边界条件是将一端参考节点固定,在另一端参考节点施加转换后的节点载荷。计算模型如图12所示。

表1 ZK13-2等效梁元的节点力

Table 1 ZK13-2 nodal forces in equivalent beam elements

节点力分量	总体坐标系力值	局部坐标系力值
$F_1/N$	34 844.5	-34 844.5
$F_2/N$	-439.449	-439.449
$F_3/N$	-283.246	283.246
$M_4/(N\cdot mm)$	1 613 190	-1 613 190
$M_5/(N\cdot mm)$	-4 065 040	-4 065 040
$M_6/(N\cdot mm)$	581 607	-581 607



图12 ZK13-2梁元等效三角桁架计算模型

Fig.12 Calculation model of ZK13-2 beam element equivalent triangle truss

图13~16显示了应用Hashin失效准则计算获得的复合材料圆管准则值分布。从计算结果可以看出,4个Hashin准则值远远小于损伤起始值1.0,其中最大的为基体压缩值,为0.054 62,说明复合材料圆管强度满足要求。

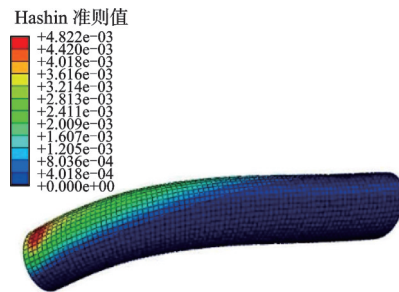


图13 纤维拉伸的Hashin准则值

Fig.13 Hashin criterion values of fiber tension

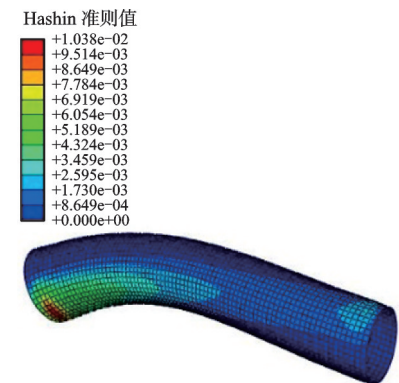


图14 纤维压缩的Hashin准则值

Fig.14 Hashin criterion values of fiber compression

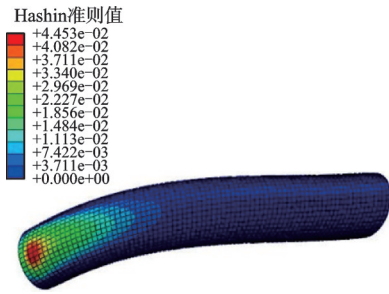


图 15 基体拉伸的 Hashin 准则值  
Fig.15 Hashin criterion values of matrix tension

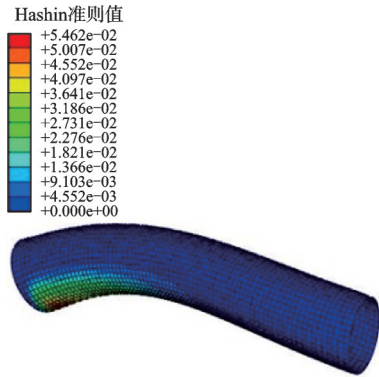


图 16 基体压缩的 Hashin 准则值  
Fig.16 Hashin criterion values of matrix compression

图 17 中所有接头中“接头 1”和“接头 2”受载最为严重。对三角桁架结构中的“接头 1”和“接头 2”开展接头-圆管之间胶层损伤分析。图 18 为“接头 1”圆管计算结果,表明接头 1 端头局部胶层发生损伤,且刚度退化达到 95.67%,接近完全失效,但胶层失效区域很小,大部分胶层区域完好,满足强度要求。

“接头 2”有限元模型如图 19 所示,该接头分别连接着 5 根复合材料圆管。“接头 2”的胶层失效退化情况如图 20 所示,计算结果表明,胶层损伤区域都发生在各圆管端头处很小的面积,刚度退化最多



图 17 ZK13-2 梁元等效三角桁架计算结果  
Fig.17 Calculation results of ZK13-2 beam element equivalent triangle truss

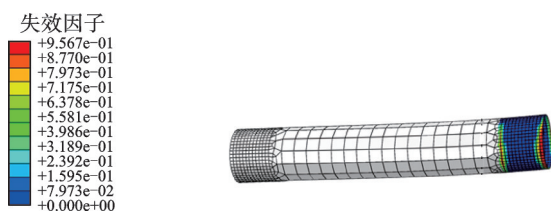


图 18 “接头 1”圆管计算结果  
Fig.18 Calculation results of round tube “Joint 1”

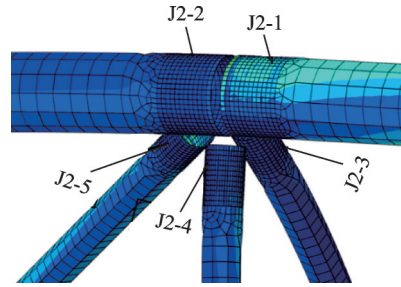
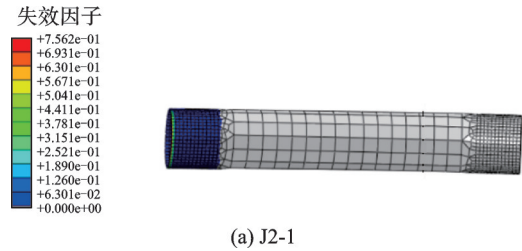
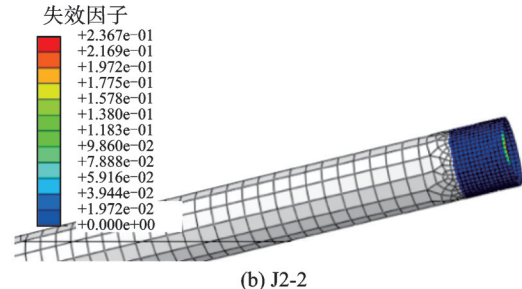


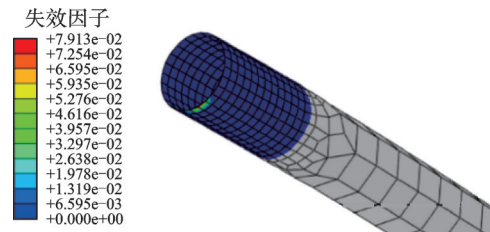
图 19 “接头 2”圆管计算模型  
Fig.19 Calculation results of round tube “Joint 2”



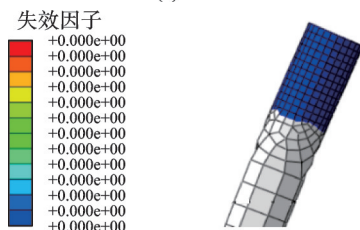
(a) J2-1



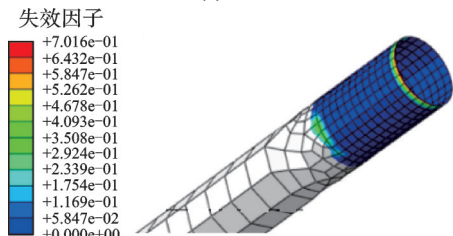
(b) J2-2



(c) J2-3



(d) J2-4



(e) J2-5

图 20 “接头 2”的胶层失效退化情况

Fig.20 Failure and degradation of “Joint 2”

达到 70% 左右,没有发生胶层局部失效。

## 4 结 论

以某大型重载飞艇复合材料骨架结构为研究



对象,开展了飞艇骨架结构设计和力学分析,得到如下结论:

(1) 面向大型重载飞艇,提出了一种以复合材料三角桁架为基本设计单元的梁-索结构骨架设计方案,该方案合理可行,可满足相关设计要求,为后续重载飞艇结构设计提供参考借鉴。

(2) 提出了一种重载飞艇骨架结构的参数化有限元建模方法。该方法可以快速建立飞艇骨架结构的参数化有限元模型,大幅降低有限元模型建模工作量并节省计算时间,为复杂载荷工况下的分析工作奠定了基础。

(3) 针对大型重载飞艇空间复杂复合材料骨架结构,采用“整体-局部”的分析方法,得到了骨架结构的强度结论。该分析方法可用于指导包含大型重载飞艇骨架在内的大尺寸复杂空间桁架结构的设计和力学分析。

#### 参考文献:

- [1] 曲东才. 飞艇研制及发展[J]. 航空科学技术, 2005(2): 20-23.  
QU Dongcai. Study and development of airship[J]. Aeronautical Science Technology, 2005(2): 20-23.
- [2] BANSAL G, BHARDWAJ U, JAIN N, et al. Design fabrication and flight testing of a non-rigid indoor airship[C]//Proceedings of AIAA Lighter-Than-Air Systems Technology. Daytona Beach, USA: AIAA, 2013.
- [3] 李亚智, 龙飞, 孔卫宏, 等. 大型重载飞艇梁索结构设计与应用研究现状[J]. 航空工程进展, 2021, 12(2): 12-20, 29.  
LI Yazhi, LONG Fei, KONG Weihong, et al. Overview on the design and research of the beam-wire structures of heavy-loaded large airships[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(2): 12-20, 29.
- [4] STOCKBRIDGE C, CERUTI A, MARZOCCA P. Airship research and development in the areas of design, structures, dynamics and energy systems[J]. International Journal of Aeronautical & Space Sciences, 2012, 13(2): 170-187.
- [5] 刘佳. 重载飞艇产品特点初探[J]. 科技创新与应用, 2016(5): 41.  
LIU Jia. Study on the product characteristics of heavy lift airship[J]. Technology Innovation and Application, 2016(5): 41.
- [6] 李金明, 龙飞. 国外大型对流层飞艇发展现状、特点与趋势[J]. 航空科学技术, 2015, 26(1): 1-6.  
LI Jinming, LONG Fei. The development status and trend of large troposphere airship abroad[J]. Aeronautical Science & Technology, 2015, 26(1): 1-6.
- [7] KHOURY G A. Airship technology[M]. Cambridge, UK: Cambridge University Press, 2012.
- [8] LI Yuwen, NAHON M, SHARF I. Airship dynamics modeling: A literature review[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2011, 47(3): 217-239.
- [9] 王飞, 王志伟. 半硬式与软式飞艇结构静力学性能比较[J]. 航天返回与遥感, 2017(5): 18-28.  
WANG Fei, WANG Zhiwei. Comparison of the static properties of semi-rigid and soft airship structures[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing Spacecraft Reco, 2017(5): 18-28.
- [10] LIAO L, PASTERNAK I. Finite element analysis in novel aerostructure design[C]//Proceedings of the 50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, & Materials Conference. Palm Springs, USA: AIAA, 2009: 2698.
- [11] CHEN Wujun, XIAO Weiwei, KROPLIN B, et al. Structural performance evaluation procedure for large flexible airship of hale stratospheric platform conception[J]. Journal of Shanghai Jiaotong University, 2007, 12(2): 293-300.
- [12] WANG Haifeng, SONG Bifeng, LIU Bin, et al. Exploring configuration design of high altitude airship[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2007, 25(3): 383-387.
- [13] 李高胜, 柳占立, 林三春, 等. 大尺度刚柔组合飞艇结构的静动态力学性能分析[J]. 工程力学, 2015, 32(7): 219-228.  
LI Gaosheng, LIU Zhanli, LIN Sanchun, et al. Static and dynamic mechanics analysis for a large-scale rigidity-flexibility airship structure[J]. Engineering Mechanics, 2015, 32(7): 219-228.
- [14] 南波. 半硬式平流层飞艇骨架精细化分析与轻量化设计[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015.  
NAN Bo. Refined analysis and light-weight design of semi-rigid stratospheric airship frame structures[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015.
- [15] ZHU X, HE R, LU X, et al. A optimization technique for the composite strut using genetic algorithms [J]. Materials and Design, 2015, 65: 482-488.