

文章编号:1674-8190(2021)02-012-09

大型重载飞艇梁索结构设计与应用研究现状

李亚智¹, 龙飞², 孔卫宏³, 何巍³, 朱天阳¹, 刘城¹

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

(2. 中国特种飞行器研究所 动力环境研究室, 荆门 448000)

(3. 中国特种飞行器研究所 结构强度研究室, 荆门 448000)

摘要: 大型重载飞艇在运输、救援、军事等领域具有大型运输类飞机所不具备的性能优势和用途。本文归纳总结国内外有关大型重载飞艇硬式结构的设计和 research 现状, 从梁索结构特点、结构形式和选材、结构设计和分析方法、结构模型设计分析以及模型试验等方面进行分类综述, 并对我国开展大型重载飞艇硬式结构预先研究和型号开发提出具体实施建议。

关键词: 重载飞艇; 梁索结构; 复合材料; 三角桁架; 模型试验

中图分类号: V274; V214.1

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2021.02.02

文献标识码: A

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Overview on the Design and Research of the Beam-wire Structures of Heavy-loaded Large Airships

LI Yazhi¹, LONG Fei², KONG Weihong³, HE Wei³, ZHU Tianyang¹, LIU Cheng¹

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(2. Research Department of Power and Environment, China Special Vehicle Research Institute, Jingmen 448000, China)

(3. Research Department of Structural Strength, China Special Vehicle Research Institute, Jingmen 448000, China)

Abstract: The giant-size heavy-loaded large airship has the superior advantages at performance and usage to the large transport airplane. This article aims to summarize the state of the art on the world-wide development for the heavy-loaded large airships, emphasize on their structural characteristics, structural configurations, material selection, structural design and analysis methodology, as well as the design and testing of the reduced-scale models. Some suggestions are put forward to the domestic research and type development of heavy-loaded large airship.

Key words: heavy-loaded large airship; beam-wire structure; composite material; triangular truss; scaled model test

0 引言

飞艇是一种轻于空气的飞行器,与常规固定翼飞机和直升机产生升力的方式不同,飞艇主要以浮力作为升力源,浮力则产生自飞艇内部的升

力气体,大幅度降低了动力需求和燃油消耗,能够长时间留空,使用成本低。运输用飞艇结合了船舶和飞机的优点,速度比船运和陆地运输快,也无需长跑道供起飞和着陆,这使得飞艇可以远距离重载运送货物,承担不适合飞机和直升机执行的

收稿日期: 2020-11-24; 修回日期: 2021-03-18

通信作者: 李亚智, yazhi.li@nwpu.edu.cn

引用格式: 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. (in Chinese)

具有挑战性的任务^[1-2]。

20世纪30年代以后,大型重载飞艇的发展由于其安全性控制问题以及飞机工业的快速发展,一度陷于停滞。近年来,随着材料、制造、设计计算技术的发展,以及军事、交通运输、求援救灾领域对新型大型飞艇的需求不断增长,相关研发逐渐回温。目前,国内关于大型重载飞艇的研制工作尚处于起步阶段,缺少相关设计经验;而在国外,由于涉及型号和保密等原因,关于大型飞艇研制技术特别是硬式飞艇结构设计和强度评估的文献很少,或缺乏对技术细节的描述。尽管如此,本文仍试图对大型飞艇结构设计与应用的研究发展状态进行初步总结。

1 大型重载飞艇结构概述

飞艇按其结构类型一般分成软式、半硬式和硬式三种。软式或半硬式结构一般都应用于中小型飞艇。软式飞艇依靠其升力气体的内压来保持其形状和结构的完整性。半硬式飞艇也没有支撑外形的内框架,主要靠升力气体的支撑来保持外形,但半硬式飞艇安装有从头至尾延伸的硬龙骨,可用来分布承重以及连接尾翼和发动机等,也部分用于提供结构完整性。本文主要讨论大型、重载飞艇结构。大体量飞艇必须设计成具有破损安全的特点,这在客观上要求其采用硬式框架结构。L. Liao等^[2]援引Burgess的著作Airship Design,指出硬式飞艇的体积不应小于一百万立方英尺(大于28 000 m³)。实际上多数硬式飞艇的体积都超过了二百万立方英尺(大于56 000 m³)。

早期的硬式飞艇艇体结构型式有常规的梁索结构和金属薄壁结构,后来又提出了夹层硬壳型式和geodetic(一种双向螺旋线布局的三角形格栅肋筋)型式^[1,3-4]。本文主要讨论常规的梁索艇体结构形式,如图1所示,艇体有多个横向隔框,隔框周边是由一系列横梁依次连接形成的。隔框又分为主框和次框,主框内部布置了若干拉索,也可能有一些内骨架,用来提高隔框面内刚度;次框内部中空。在隔框外围横梁之间沿纵向布置有许多纵梁和长桁,并和隔框连接。这些横梁、纵梁、长桁的主要组成构件是三角桁架。横梁、纵梁和长桁之间形成多个矩形格栅,各通过张线对角连接,可提高骨架抗弯、剪刚度。主结构即是由这些框、梁、

拉索、张线构成的结构框架,起维形和承载作用,框架外部则覆盖有叠层织物蒙布。主隔框将艇体内部分隔成若干独立隔间,每一个隔间内置一个升力气体气囊,系留于硬框架节点上。个别气囊泄压或局部结构损伤不至于导致全局性失效,能有效降低发生重大事故的风险。在主隔框之间加装中空的次隔框,既提高了纵梁、长桁的抗失稳能力,又不占据气囊空间。飞艇梁索框架结构的主要受力为升力气体产生的浮力、结构重量、内部空气和升力气体重量、气动力、有效载荷、以及发动机的矢量推力等,还有来自尾翼、吊舱、起落架、系统设备和发动机的重量等其他集中力和分布力形式。由于主要外部载荷和气体内压由结构框架和气囊承担,蒙布的承载作用相对次要,主要是将气动载荷传递到结构框架上。

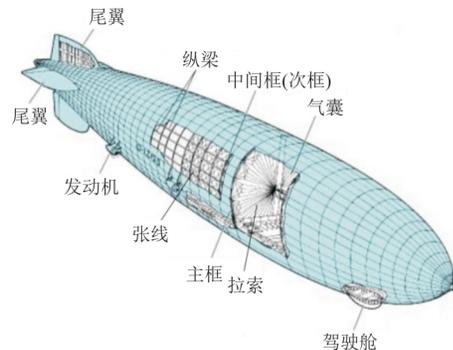


图1 典型硬式飞艇梁索艇体结构构造^[1]

Fig. 1 Typical beam-wire structure of a rigid airship^[1]

梁-索组合结构在工程领域并不鲜见,例如桥梁悬索结构。与悬索在桥梁结构中作为主承载构件不同,硬式飞艇结构中的拉索和张线主要是为了提高硬式骨架的局部和整体刚度而设。

2 硬式飞艇梁索结构选材和结构构型

C. Stockbridge等^[1]阐述了当代飞艇的结构选材问题。飞艇需要展示出适当的强度、气密性、环境适应性、耐久性、导热性和阻燃性等,飞艇设计还要兼顾重量、性能、服役寿命、可维修性、价格成本和安全性等不同要求。因此,材料选择要考虑诸多要求和若干竞争性因素的综合权衡。复合材料由于其比强度、比刚度高等优点,已经越来越多地取代金属材料,成为现代飞艇结构的首选材料。本文也将主要围绕复合材料在飞艇梁索结构中的

应用展开讨论。

谈及硬式结构细节和选材,就不能不提及德国 Zeppelin Luftschifftechnik 公司的 Zeppelin NT (ZNT) 载人飞艇^[5],如图 2 所示。ZNT 尽管属于较小型的半硬式飞艇,但采用了非传统的结构设计,具有刚性的内部结构,常被当作硬式结构的设计范例。

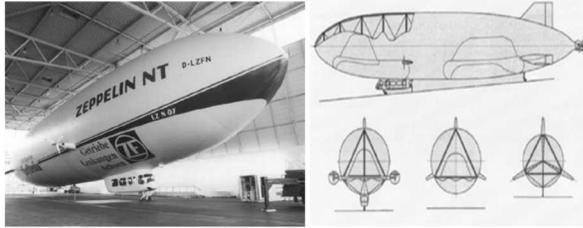


图 2 ZEPPELIN NT 半硬式飞艇^[5]

Fig. 2 ZEPPELIN NT semi-rigid airship^[5]

K. Hagenlocher 等^[5]对 ZNT 飞艇的结构特点进行了描述。ZNT 将硬式飞艇的梁-索结构应用于较小型的飞艇设计中。其连续主结构(如图 3 所示)包含一系列三角形隔框,它们在顶点处和纵梁相连,并和对角拉索一起形成“Warren 方格”刚性空间框架布局,贯穿艇首到艇尾。所有部件,包括尾翼、推进系统和吊舱等均固定在主结构上。蒙布从头至尾和纵梁连续连接,由于避免了离散点连接,作用在蒙布上的气动力能够通过尽可能短的几何路径传递,从而允许采用更轻质的蒙布材料。蒙布和主结构构成冗余系统,即若在其中某部分发生损伤或功能丧失,全部载荷仍能通过未受影响的部件传递。飞艇内部空间被三角框分隔成若干隔间,每个隔间内置一个升力气体气囊,隔间下部有空气气囊穿过。

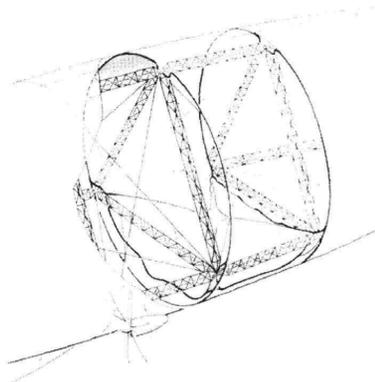


图 3 Zeppelin NT 飞艇的主承载结构^[5]

Fig. 3 Primary structure of Zeppelin NT airship^[5]

ZNT 骨架的对角拉索是用环氧树脂将凯夫拉纤维黏结形成的 6~8 mm 直径的绳索,因为其具有高强度和低模量,可以使结构有足够的弹性,通过艇体剪切和扭转弹性变形吸收突风载荷的能量,减轻硬式主结构承担的载荷;拉索材料模量越高,主结构分担的载荷也越大。

ZNT 每个隔框是由三个相同的梁式三角桁架(如图 4 所示)两两相连组成正三角形构型。每个三角桁架包含三根 $\phi 25 \text{ mm} \times 0.6 \text{ mm}$ 长的主管,通过一系列 $\phi 11 \text{ mm} \times 0.4 \text{ mm}$ 小管子互联。所有管件都是用纤维增强复合材料制成,是将一定量的碳纤维粗纱铺展到一种硬泡沫核表面,外面再覆盖一层编织玻璃纤维外套,如图 5 所示,该玻纤外套用于支撑单向铺设的碳纤维,同时可作为一种损伤标志物,如若受到冲击载荷,玻纤的外层将变白,从而即时识别出损伤。

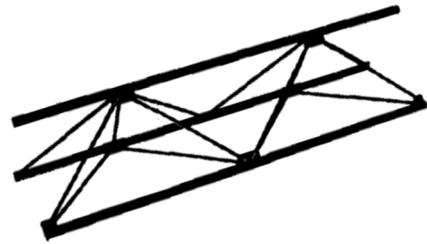


图 4 典型的梁式三角桁架^[5]

Fig. 4 Typical beam-like truss structure^[5]

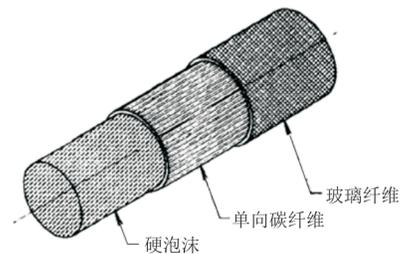


图 5 碳纤维夹芯管^[5]

Fig. 5 Carbon fiber sandwich tubing^[5]

R. Schütze^[6]针对 Zeppelin NT 中采用的复合材料管状撑杆及其连接方式进行了专门描述,并给出一种用复合材料衬套连接两根相同夹芯杆的解决方案(如图 6 所示)。用环氧胶将管状衬套粘在两个相对的杆头外,并覆盖一定长度。

为了充分利用复合材料夹芯撑杆的优异力学特性,还需要有适当的载荷传递元件。R.

Schütze^[6]介绍了一种高载传递连接件,如图 7 所示,将一个锥状金属零件置于被连接撑杆的锥状收口内,在撑杆外表面沿周向缠绕碳纤维预浸料并进行二次固化。螺杆一头旋进锥状零件中心螺孔,另一头外伸。将一个压盘扣在管口并用螺母抵紧。拉伸载荷通过螺杆传递给锥形元件,再通过摩擦和挤压传递给撑杆;压缩载荷则通过压盘直接传递给环向缠绕纤维层,再通过摩擦和挤压传递给撑杆。

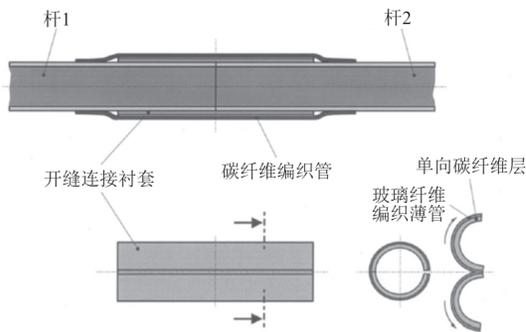


图 6 两只相同撑杆的连接^[6]

Fig. 6 Connection between two equal struts^[6]

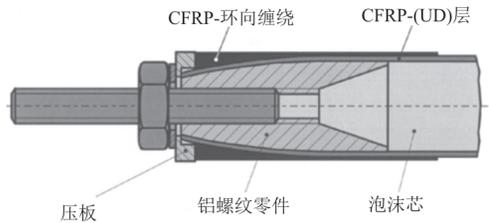


图 7 CFRP 夹芯杆用载荷传递连接件整体示意图^[6]

Fig. 7 Integrated form locking load transfer in CFRP sandwich struts^[6]

梁式三角桁架包括 3 根管状主杆,并由一些横向和斜向加强撑杆连接起来。连接方式是采用胶接整体复合材料接头(如图 8~图 9 所示),被连接杆之间有筋板过渡。

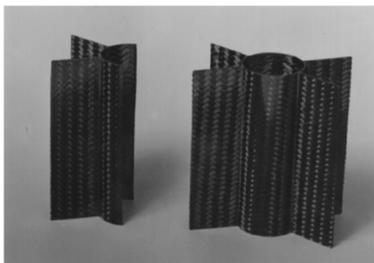


图 8 带筋板 CFRP 接头^[6]

Fig. 8 CFRP connection element with nodal plates^[6]

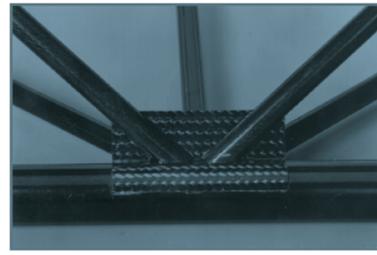


图 9 三角桁架连接节点^[6]

Fig. 9 Nodal point of the truss structure^[6]

ZNT 骨架的纵梁也是三角桁架构型,但其是用铝合金管通过焊接制造,6 m 长一段。纵梁的外部管件带有和蒙布连接的凸缘。选铝合金的原因是它比复合材料更易加工成曲线纵梁形状。另外铝合金纵梁的弹性特性和蒙布更匹配,可避免非连续应力。三角形隔框的 2 根横梁和 1 根纵向大梁连接部位如图 10 所示。横梁三角桁架除了尖头部分,都是由复合材料夹芯杆构成的。复合材料桁架的重量只有铝制桁架的一半。

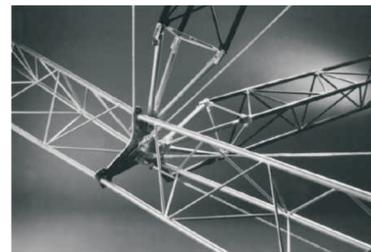


图 10 三角形隔框和纵梁连接点^[6]

Fig. 10 Triangular spar frame-longitudinal beam connection joint^[6]

框和纵梁的另一种典型连接点如图 11 所示。图中展示的连接点位于飞艇侧面。纵梁上加了一根拉杆,用来抵抗作用于蒙布的向上推力引起的扭转载荷。

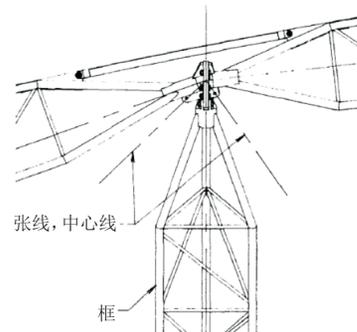


图 11 另一种典型隔框-纵梁连接点^[5]

Fig. 11 Another type of frame-longitudinal beam connection joint^[5]

L. Liao 等^[7]介绍了 Worldwide Aeros 公司为美国军方研制的 Aerocraft 新型飞艇,其有效载荷达到 66 t。和常规的设计成流线形回转体的飞艇不同,Aerocraft 飞艇设计成椭球形,如图 12 所示,目的是提高动升力和减小阻力。



图 12 Aerocraft 飞艇几何形状^[7]

Fig. 12 Appearance of the aerocraft airship^[7]

Aerocraft 飞艇结构的主要部件有气动外壳、内框架、鸭翼和尾翼(升降舵和安定面)。气动外壳由硬式框梁(外框架)和外壳蒙布组成,为升力气体容器(气囊)提供容留空间。内框架由复合材料桁架结构组成,是主承载结构。内外框架之间互连,增强了整个结构的强度和刚度;艇体剪力由内、外框架的纵横梁节点之间的对角拉索所承担;艇首安装一对鸭翼,艇尾安装了两对尾翼,用做动升力操纵面。

得益于创新结构设计、优良的选材和应用先进制造技术,这种结构和常规硬式结构相比具有较低的比重量(重量和外壳表面积之比)。主结构选用纤维增强复合材料,采用了新型框梁及其连接设计,这些都使得整体结构具有高刚度和高承载能力。

3 飞艇梁索艇体结构的设计分析方法

3.1 经验设计公式

飞艇结构设计时,对弯矩分布的估计很重要。T. E. Hess^[3]列举了多种预估飞艇总体最大弯矩和设计弯矩沿到艇体纵向分布的经验公式。其较为推崇固特异公司的最大弯矩公式和 Burgess 的弯矩分布公式:

$$M = \left(0.11 + \frac{3F}{80} \right) \frac{u}{v} qV \quad (1)$$

式中: F 为细长比; u 为突风速度; v 为飞艇速度; q 为动压; V 为飞艇体积。

$$M = c_m qV \quad (2)$$

式中: c_m 为系数,如图 13 所示,沿艇体长度分布。

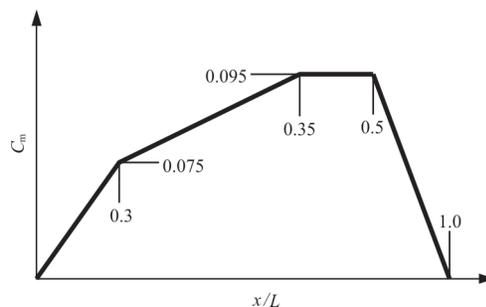


图 13 艇体弯矩分布系数

Fig. 13 Distribution coefficient of the airship hull bending mement

式(1)在 3~5 的细长比范围内有效。式(2)的分布系数对前半艇身和测量数据符合较好,因此可作为预估弯矩分布的首选。

3.2 梁-索结构的设计与分析

梁-索组合结构是大型重载飞艇的典型结构形式。在梁索结构中,拉索和张线的张紧力对结构系统的强度和刚度有重要影响。目前在国内尚未看到有关大型硬式飞艇梁索组合结构的分析研究。

大型硬式飞艇结构被一系列隔框分隔成若干独立气囊舱室,这样做的作用是:①如果某个气囊突然泄压,不至于发生飞艇坠地事故;②可防止气涌损害飞艇稳心稳定性;③当飞艇倾斜时,降低气囊顶部的压位差;④便于实现交叉支撑以增强艇体的横向稳定性。飞艇的主隔框和贴附于隔框径向拉索的相邻气囊的平面织物囊壁组成隔断。当飞艇产生俯仰角时,气囊产生鼓胀,或当隔断一侧气囊意外泄压产生压位差。当隔断受到这些不平衡的压力作用,将通过径向拉索对周边刚框施加向内的力作用。如果某个气囊突然泄压,其相邻主隔框的受力很大,很可能达到设计临界值。D. E. Woodward^[8]对比讨论了各种隔断构形,研究了拉索预拉伸力对隔断结构受力和强度的影响,其给出的分析方法可计算隔断在气涌作用下限制稳心高度降低所需要的拉索预张紧力;此外,他还针对中心自由隔断和中心固定隔断建立和求解拉索平衡方程,进一步研究了飞艇产生任意俯仰角时的气头载荷、索的拉伸力和面外挠度,分析了气囊泄压时预拉伸拉索的变形行为,还考虑了用弹簧将拉索锚固在环框上以限制拉索和框内载荷的方

法以及框的压缩应变对拉索拉伸力的影响^[9]。

L. Liao等^[10]聚焦拉索的特性和预拉伸力对桁架行为的影响及在变形结构中索预拉伸力变化的影响。分析了多种包含预拉伸绳索的不同桁架结构的变形、内力和索拉伸力。通过研究发现:

(1) 索的几何特性对桁架性能有重要影响,索的弹性模量和截面积增加导致桁架变形位移减小;

(2) 索的预拉伸力对预测桁架性能非常重要,适当的设定索的预拉伸力有助于减小桁架变形;

(3) 桁架变形导致索的拉伸力改变极大,甚至有可能完全消失,在桁架结构设计中必须引起重视。

上述结论对梁索结构的分析和构型设计提供了一些通用指引。

3.3 飞艇艇体结构有限元建模分析

随着计算机技术的发展,有限元法已经成为结构设计中必不可少的分析手段。大型商业有限元软件的发展,为飞艇结构应力、变形、强度和稳定性分析提供了重要计算工具。全尺寸结构部件和整体结构的数值建模和有限元分析甚至在一定程度上可以取代某些结构试验中的考核项目。

L. Liao等^[7]阐述了对Aeroscraft飞艇梁索结构的有限元建模过程,探讨了有限元分析中的若干关键问题,如载荷确定、虚拟惯性的计算、特殊单元考虑和设计优化等,其建模分析的主要做法有:

(1) 从飞艇CAD模型中提取几何数据,构建结构系统的有限元模型。内外框架、鸭翼和尾翼都是由细长构件组成的,因此按梁元建模,采用各向同性或正交异性对称材料特性;用膜元对蒙布建模;拉索用只受拉伸单元模拟。构件之间通过共节点或自由度耦合方式定义连接关系。

(2) 施加载荷条件和边界条件。飞艇载荷来自浮力、气动力、发动机推力、结构件重量、非结构件(如气囊囊体、内部气体、各子系统和燃油等)重量、发动机、驾驶舱、客舱和商载重量等。气囊可用其内部包含的气体重量和囊体织物重量来代替,被分散分配到和结构连接的节点上;固定部件,诸如吊舱子系统、发动机、燃油系统、商载等都采用特定位置处的集中力来表示;拉索的预拉伸力

可通过引入温差的办法产生;不同载荷状态的浮升力和气动力载荷被就近等效施加到有限元网格的节点上。关键设计机动状态引起的载荷均应反映在有限元模型中。

(3) 硬式构型的设计优化。飞艇结构系统的设计优化集成了结构力学、飞行力学和空气动力学知识,通常是以最小重量作为优化目标,满足结构强度、刚度条件。优化过程和几何尺寸、体积、材料和有效载荷等相互依赖的参数相联系。

李高胜等^[11]选择Zeppelin NT半硬式飞艇作为研究对象,进行飞艇结构静、动力学特性分析。飞艇结构由内部骨架与外部蒙皮连接而成,是典型的刚柔组合体结构。飞艇骨架的主要结构单元为梁式桁架,若采用精细化模型,建模工作量大,因此通过对代表性梁式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。进行了Zeppelin NT飞艇的杆件稳定性分析,在纵梁与三角框组成的框架结构中,布置了若干拉索以提高结构稳定性,飞艇不存在结构失稳危险。为了验证有限元方法对柔性结构模态分析的适用性,推导了无限长圆柱形膜结构的二维振动模态频率理论解,并与有限元模拟得到的数值结果进行比较,两者误差较小。将蒙皮振动引起周围空气运动的附加质量引入有限元分析模型,得到蒙皮与骨架结构合理的模态振动频率。

3.4 无约束自由结构的载荷平衡

在飞行中或处于悬浮状态的飞艇的受力和重量分布非常复杂,很难保证其在给定设计工况下处于完全的载荷自平衡状态,这给全艇结构分析带来困扰。强制性地施加约束往往在消除刚体位移的同时,也在一定程度上限制了结构的真实变形,可能导致不合理的分析结果。因此,应该在尽可能配平载荷的基础上,采取技术手段实现结构平衡。惯性释放法是无约束结构系统建模中的一项有效技术,L. Liao等^[7]对惯性释放法给出了解释,惯性释放简单地说就是用结构的惯性力来平衡外力。首先计算在外力作用下每个节点为了维持平衡在每个方向上需要的加速度,然后将加速度转化为惯性力,再反向施加到节点上,由此构造

一个自平衡的力系。欲进行采用惯性释放的有限元分析,还需要施加消除刚体运动的约束。惯性释放解除了惯性效应,所得相对位移与怎样选择约束条件无关,因此只需要约束某一个节点的6个自由度。约束点的确定取决于分析者的经验和结构特征,一般来说,硬点(无变形或变形最小)可作为预置约束点。要验证惯性释放计算的正确性,可检查约束点的反力是否等于或接近于0。

L. Liao^[12]进一步考察了商业有限元软件的惯性释放分析能力。讨论了MSC/NASTRAN中的两种惯性释放方法(常规惯性释放和自动惯性释放)。常规惯性释放法需要人为给定6个自由度的约束,而自动惯性释放法是由软件自动选择约束点并给定约束。讨论了如何将惯性释放法应用于非平衡和平衡结构系统。研究发现质量分布对惯性释放计算有重要影响。

3.5 典型复合材料三角桁架结构优化分析方法

复合材料三角桁架是大型硬式飞艇的基本结构件,其强度、刚度、稳定性和重量对结构性能有直接影响。在大型飞艇结构有限元建模中,出于降低模型规模和复杂度的考虑,通常将各个三角桁架都等效转换为梁单元来模拟。要合理地进行这种转换,就需要掌握每个三角桁架的静、动刚度特性。另外,对飞艇结构强度评估最终归结为对三角桁架的应力分析和强度评估。因此,对三角桁架的强度和刚度设计是飞艇整体结构设计的重要环节。

鞠苏^[13-14]研究了轻质纤维增强复合材料三角桁架(如图14所示)在非线性结构响应约束下的多参数优化方法。试验和数值研究表明三角桁架在三点弯曲下展现出双线性行为。借助参数化有限元模型进行敏感性分析,获得几何参数对桁架弯曲性能的影响规律。通过参数化有限元分析构建响应面,用来体现关键几何参数对非线性结构响应的影响。借助MATLAB优化工具包,应用梯度法和遗传算法,通过响应面法构建性能函数。根据敏感性分析结果,通过对设计变量的微调,获得最终的最优设计。研究结果显示,通过推荐的优化设计过程,相比于初始设计,结构重量减轻了56%。

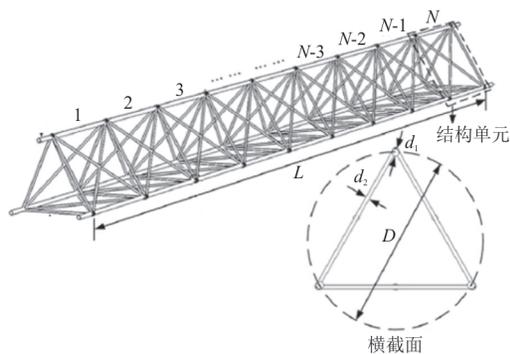


图 14 轻质复合材料三角桁架^[13]

Fig. 14 Light weight composite triangular truss^[13]

陈勇^[15]开展了飞艇骨架结构拓扑优化研究。结构优化可分为三个层次,即形状优化、拓扑优化和截面优化。其中,形状优化和截面优化均属于连续变量优化问题,相关方法已较为成熟;而拓扑优化属于离散变量优化问题,相对而言更为复杂。该文以碳纤维增强复合材料三角桁架为研究对象,首先通过引入遗传算法和参数敏感性分析方法,解决了典型节段的桁架拓扑优化问题;在此基础上,通过对飞艇骨架的受力特性分析,对桁架典型节段进行分类,运用先拆分再组合的拓扑优化思想解决了复杂空间桁架体系的拓扑优化问题,即先对飞艇骨架结构中各典型桁架进行拓扑优化分析,再将优化后的典型桁架进行拼装以实现飞艇骨架结构整体拓扑优化。研究实现了飞艇结构的轻量化设计目标。

南波^[16]运用模型试验、数值模拟和优化分析等技术,对平流层飞艇复合材料骨架系统中的CFRP(碳纤维增强复合材料)管的稳定性、桁架节点的极限承载能力、桁架的抗弯扭性能以及骨架的轻量化设计等问题开展了系统研究。建立了CFRP管精细化数值模型,继而开展了CFRP管轴压稳定性试验,建立一套既可以模拟CFRP短管强度又可以分析CFRP长管稳定的数值分析方法,提出了CFRP管的稳定承载力计算公式;提出了考虑强度和局部屈曲破坏的CFRP节点极限承载力分析方法,基于参数敏感性分析,建立了综合考虑强度和轻量化的CFRP节点优化设计方法;建立了基于多尺度有限元技术的CFRP三角桁架精细化模型,开展了桁架受扭及受弯破坏性试验,揭示了桁架的受力规律和破坏模式;提出了以“桁架节”为

优化变量的桁架拓扑优化方法,和基于“先拆分后组装”思路的整体结构优化方法,为飞艇骨架结构轻量化设计提供了参考。

Zhu X等^[17]研究了CFRP撑杆的屈曲载荷和热膨胀问题。推荐了一种修正的欧拉公式,用于计算撑杆的屈曲载荷。和有限元分析结果对比表明,修正的欧拉公式比经典欧拉公式更准确。研究表明,和铺层比例及铺层顺序对屈曲载荷的影响不同,热膨胀系数和铺层比例更相关,而铺层顺序影响较小。据此提出了一种实现低重量、低热膨胀和高屈曲载荷的优化方法,以撑杆重量和热膨胀系数为优化目标,Tsai-Wu失效准则作为约束,通过多目标线性可变权遗传算法优化铺层顺序比例。然后,借助单一目标来设计铺层顺序。

上述研究一般都是以平流层飞艇或半硬式飞艇的龙骨结构为背景,研究典型三角桁架构件的结构特性,相关优化分析方法对于大型硬式飞艇的三角桁架结构设计与分析具有一定的借鉴意义。但是这些研究更侧重理论分析,研究理想化的桁架结构,未考虑对桁架结构刚度、承载能力和重量有直接影响的连接接头的强度和变形等因素,工程实用价值偏弱。

4 飞艇缩比模型试验和分析

结构试验是飞艇结构设计评估中必不可少的验证环节。然而,硬式飞艇结构十分庞大,进行全尺寸结构试验非常困难。随着人们对结构缩比原理了解日益加深,模型试验逐渐受到重视。采用模型试验方法不仅可以节省经济成本、人工和时间,也可以灵活地实施不同载荷和约束工况,快速掌握全尺寸结构的总体特性和细节特性。

1939年,K. Arnstein等^[18]介绍了固特异—齐柏林公司在美国海军赞助下研制的一种完整的飞艇模型。他们对总体弯曲和剪切下模型的应力分布进行了试验研究,并考虑了张线预拉伸力的影响。研究发现:①如果张线预拉伸力超过一定值,纵梁中的应力沿周向服从余弦分布,张线产生的剪力则服从正弦分布;如果张线在载荷作用下发生松弛,应力分布将受到明显扰动,而这种扰动又会服从某种确定的规律。②通过试验验证了对在设计限制范围内的不同工况的作用可以应用叠加原理。周向作用的集中载荷带来的局部影响只局

限在沿纵向一两个次框框距范围内,集中径向载荷的影响则局限于相邻的主跨距和主框范围内。为了考察结构稳定性,他们构建了多个飞艇主跨距舱室的精细试验模型。模型呈圆筒形,包含若干纵梁和横向隔框,两者通过多条剪切张线对角连接。通过模型试验,研究了各种张线的类型、布局和张力大小以及内压大小对结构稳定性的影响。结果表明,飞艇原型结构的失稳载荷高于其局部设计强度。

这份报告并未给出模型研制和试验测试的细节,比如建立的模型的缩比原理及其分析过程、模型测试结果对相应原型结构的代表性和不可缩比结构参数的影响分析等。另外,该研究只涉及到静力学特性的测量和分析。

周利霖^[19]针对临近空间半硬式飞艇龙骨复合材料线弹性刚架结构,基于相似理论对其静力学响应和动力学特性的缩比模型设计方法进行研究。根据薄壁梁理论,建立了闭口截面薄壁梁位移表达式,推导了层合复合材料薄壁圆管刚度方程的解析形式,并通过数值算例进行了验证;建立了线弹性各向同性材料刚架结构的相似关系,提出了结合有限元方法的方程分析法,并基于此建立了线弹性复合材料刚架结构的相似关系,分析了两种不可缩比因素,将两种方法建立的相似关系进行了对比分析。以某龙骨结构为原型对象,根据文中基于方程分析法推导的相似关系,设计了其1/5复合材料缩比模型,最后利用有限元软件MSC. Patran/Nastran对该模型进行了数值验证。但文献^[19]的研究针对的是单独的桁架结构,而对超大型硬式飞艇全尺寸梁索结构,缩比比例大,不可缩比因素多,影响规律复杂,必须开展更为深入的计算模拟和模型设计验证。

5 研究建议

国际上有关大型重载飞艇的发展陷于低潮已近一个世纪,目前处于缓慢恢复期。我国在相关领域更加缺少型号研制经验。总体来说,目前可获得的关于大型重载飞艇设计的文献资料较少。根据大型重载飞艇的结构特点和目前缺少成熟设计经验和参考资料的现实,本文建议应设立国家研发计划,在相关主机所组织下,系统地开展大型重载飞艇结构设计的先期研究,以便为实际型号

研制提供理论和技术支撑。具体建议有:

(1) 重视先进复合材料的研制和应用。针对原材料、基本结构元件(如混杂复合材料圆管和圆截面杆件)及其连接、梁式三角桁架结构、梁索组合硬式结构骨架开展多层次细节设计、强度刚度计算、制造技术和试验方法研究。

(2) 研究梁式三角桁架与梁单元的双向刚度等效和转换方法,开展基于梁-索单元的飞艇全尺寸结构参数化建模和不同层次结构细节建模。研究气动载荷、动力载荷、浮力、气囊重量、骨架重量、内部气体重量、有效载荷和各子系统重量等向结构模型的等效转换方法和载荷配平方法,探索基于惯性释放的自由-自由结构分析方法,研究绳索预拉伸力对结构动静态响应的影响。

(3) 基于飞艇整体、部件和结构元件参数化数值模型,考虑多种设计载荷工况,以减重为目标,强度、刚度要求为约束,开展结构局部和整体优化设计。

(4) 研究梁索结构相似准则和动力学响应相似关系,开展大比例缩比下的飞艇试验模型设计,建立缩比模型和全尺寸模型动静特性的当量转换关系,开展模型试验验证。

6 结束语

现代大型重载飞艇结构设计有以下三方面的特点:①结构构型、连接方式、载荷类型和结构静、动力学行为都和飞机结构有很大差别。另外,发展新型飞艇,离不开现代轻质高性能材料的应用。因此,需要针对各种材料细节、连接细节和不同层级结构的设计以及强度刚度特性开展专门研究;②硬式飞艇结构具有大量相似结构细节,譬如大量采用三角桁架,可充分利用这一特点实现各层级结构的参数化数值建模,进行多工况静动力学行为分析和结构优化设计;③飞艇体量巨大,而且是刚柔混合结构,需要格外重视结构刚度(包括稳定性)设计,控制结构变形和动力学行为。

本文列举了在飞艇结构分析理论和应用领域的一些文献及其中的研究内容和研究方法,从结构概述、结构类型和选材、结构分析评估方法、模型试验与分析等方面进行分类综述,希望能够对大型重载飞艇研制起到借鉴作用。

参考文献

- [1] STOCKBRIDGE C, CERUTI A, MARZOCCA P. Airship research and development in the areas of design, structures, dynamics and energy systems[J]. *Int'l J. of Aeronautical & Space Sci.*, 2012, 13(2): 170-187
- [2] LIAO L, PASTERNAK I. A review of airship structural research and development[J]. *Progress in Aerospace Science*, 2009, 45: 83-96
- [3] HESS T E. Structures technology for lighter-than-air vehicle: Technical Memorandum No. VT-TM-1891, AD A081353[R]. USA: Naval Air Development Center, 1977.
- [4] GORAJ Z J, KOWALSKI M, GOLISZEK B. Stress, strain and displacement analysis of geodetic and conventional fuselage structure for future passenger aircraft[J]. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 2019, 91(6): 814-819.
- [5] HAGENLOCHER K, ZEPPELIN N T. A new concept in airship technology, based on rigid airship principles: AIAA-93-4045-CP[R]. USA: AIAA, 1993.
- [6] SCHÜTZE R. Lightweight carbon fibre rods and truss structures[J]. *Materials & Design*, 1997, 18(4/6): 231-238.
- [7] LIAO L, PASTERNAK I. Finite element analysis in novel aerostructure design [C] // 50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Palm Springs, California: AIAA, 2009: 2698.
- [8] WOODWARD D E. Bulkheads in airships[J]. *Journal of Aircraft*, 1982, 9: 787-791.
- [9] WOODWARD D E. Design of radial-wire airship bulkhead: AIAA-1987-2441 [R]. USA: AIAA, 1987.
- [10] LIAO L, DU B. Finite element analysis of cable-truss structures [C] // 51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Orlando, Florida: AIAA, 2010: 2607-2612.
- [11] 李高胜, 柳占立, 林三春, 等. 大尺度刚柔组合飞艇结构的静动力学性能分析[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. (in Chinese)
- [12] LIAO L. A study of inertia relief analysis [C] // 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Denver, Colorado: AIAA, 2011: 2002-2010.
- [13] 鞠苏. 复合材料桁架弯曲特性与非线性约束优化设计 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2011.
JU Su. Flexural performance and design optimization with nonlinear constraints of a composite truss structure [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2011. (in Chinese)

(下转第 29 页)