复合材料网格增强充气翼梁的抗弯 承载和极限耐压性能研究



陶强¹,王长国^{2,*},谭惠丰²

1.哈尔滨工业大学 复合材料与结构研究所,黑龙江 哈尔滨 150080 2. 哈尔滨工业大学 特种环境复合材料技术国家级重点实验室,黑龙江 哈尔滨 150001

摘 要:本文将网格增强薄膜材料的概念应用到无人机充气翼中,提出了复合材料网格增强充气翼的概念,通过试验测试着 重分析了复合材料网格增强充气翼梁的抗弯承载和极限耐压性能。试验结果表明,复合材料网格增强充气梁抗弯承载性能 优异,复合材料网格增强充气梁的极限耐压能力提升显著。

关键词:复合材料网格,充气翼梁,抗弯承载,极限耐压

中图分类号:V258 文献标识码:A

近年来,无人机在国民经济生活及军事等领域的作用 越加显著,无人机以其精准、高效和方便灵活的校射、欺骗、 干扰、搜索、侦察以及在复杂环境条件下作战等多种综合能 力,发挥着越来越显著的作用^[1]。太阳能无人机具有长时 间的巡航能力,能大范围内进行侦察,可以执行多种复杂任 务,这些优点是一些常规飞行器不能替代的[2~4]。为了进一 步提高太阳能无人机高空长航时的飞行能力,需要对太阳 能无人机进行轻量化设计。其中,机翼是无人机的重要组 成部分,所以对太阳能无人机机翼进行轻量化设计是提高 无人机飞行能力的关键。

目前,无人机机翼主要有以下几种典型的形式:薄膜充 气机翼[5~8]、泡沫填充式机翼[9~11],复合材料机翼[12~17]以及刚 柔混合式机翼^[18-21]等。薄膜充气机翼无人机主要优点是重 量轻、大翼面、可高效率折叠、发射条件比较简单;其主要缺 点是刚度低、构型稳定性差、受载荷影响较大、气动性能比 较差。泡沫填充式机翼在完全充气式机翼的基础上,通过 在翼梁内填充泡沫增强机翼的刚度,虽然在一定程度上使 机翼既轻质提高了承载能力,但是承载能力仍显不足。复 合材料机翼无人机主要优点是整体稳定性好,刚度、强度比

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2019.30.011

较高,耐环境性好;它的主要缺点是重量较充气机翼大,由 于不可折叠,只能从地面以整体形式进入平流层,其中这个 过程要经过环境复杂的对流层,结构容易被破坏,因此对材 料强度要求比较大。刚柔混合式机翼太阳能无人机弥补了 前面两种无人机机翼设计的不足之处,它借用了充气机翼 无人机的可展开形式,对机翼的部分结构进行刚化处理,使 机翼的部分结构的材料"由软变硬",既保证无人机机翼设 计轻量化的要求,又同时提高了机翼结构的刚度和强度,是 目前比较有竞争力的机翼结构。刚柔混合式机翼的结构设 计包括蒙皮和机翼内部结构的改进,如采用网格增强材料 来取代全实材料的蒙皮和机翼内部结构。

充气薄膜结构由于其优异的轻质、发射成本低以及易 于折叠收拢等特性,已然成为空间可展开主承力结构的发 展趋势[22]。虽然薄膜充气结构具有诸多优点,但其也面临 着自身不足带来的挑战。如结构在充气展开后如何保持强 健的结构性能和长期维持足够的承载刚度。薄膜结构用于 承载依赖于充气压力的存在,伴随着其必定存在形状保持 困难、刚度不足、承载不足的缺点[23]。而在航空应用中结构 的精度问题密切影响整体结构的功能应用。薄膜充气结构

收稿日期:2018-12-10; 退修日期:2018-12-19; 录用日期:2018-12-25

基金项目: 航空科学基金(2016ZA77001)

^{*}通信作者:Tel.:0451-86402368 E-mail: wangcg@hit.edu.cn

引用格式: Tao Qiang, Wang Changguo, Tan Huifeng. Study of bending and ultimate pressure capacity of composite mesh reinforced inflated beam[J].Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(01);73-78. 陶强, 王长国, 谭惠丰. 复合材料网格增强充气翼梁的抗弯承载 和极限耐压性能研究[J]. 航空科学技术, 2019, 30(01): 73-78.

的主要失效形式是局部皱曲进而引起整体失效。薄膜充气 结构的皱曲与维形困难成为制约其发展的主要因素,薄膜 充气结构的抗屈抑皱问题也成为近年来国内外的研究 热点。

为了提高充气薄膜结构的耐充压能力和维形能力,国 内外学者进行了不同的尝试。如采取绳索贴附于充气结构 外表面^[24],或者纤维丝缠绕成网格^[25]。王长国等^[26]将先进 复合材料格栅中格栅的理念与薄膜结合,提出网格增强薄 膜材料(Mesh Reinforced Membrane, MRM)的概念,将网格 结构拓展应用到充气结构中,既可实现折叠展开,又可提升 结构刚度。

本文将网格增强薄膜材料应用到无人机充气翼中,提 出复合材料网格增强充气翼的概念,并着重分析了复合材 料网格增强充气翼梁的抗弯承载和极限耐压性能。

1 复合材料网格增强充气翼

网格增强薄膜材料(Mesh Reinforced Membrane, MRM)是以网格为中心层,上下层为薄膜的一种层合材料 (如图1所示)。网格材料可采用玻璃纤维胶带、芳纶纤维 带、碳纤维带以及其他类似的带状材料,网格形式可以多种 多样并可进行设计以满足材料与结构一体化设计。对网格 增强薄膜材料而言,网格层的网格形式、结构参数乃至材料 参数的选择与优化设计将大大影响整体结构的力学性能。



图1 MRM的概念以及几种典型的网型 Fig. 1 Concept of MRM and several typical mesh patterns

复合材料网格增强充气翼是以网格增强薄膜材料为主 体材料构建的充气翼,蒙皮层和翼梁均为网格增强薄膜材 料,其中本文翼腔采用多管式组合翼梁结构。本文通过试 验分析了复合材料网格增强充气翼梁的抗弯承载和极限耐 压性能,其中网格增强层选用芳纶纤维材料,薄膜层材料选 用聚酰亚胺薄膜。



图2 复合材料网格增强充气翼的概念图 Fig. 2 Concept of composite mesh reinforced inflatable wing

2 网型优化

为了提高材料的利用率,提升充气翼梁的承载能力,开 展了复合材料网格梁的网型优化设计,首先选取了4种典 型的网格结构形式,利用 ANSYS APDL 语言参数化建立了 相对应的有限元模型,开展了轴向压力载荷下的线性屈曲 分析,并探讨了增强肋倾斜角对不同网型增强梁屈曲载荷 效率的影响。网格圆柱梁的有限元分析模型如图3所示,4 种复合材料网格梁的长径比均为10:1,长度为1m,直径为 0.06m,梁底部固支、顶部中心受集中压缩载荷。



composite mesh reinforced beam

增强肋倾斜角对不同网型增强梁屈曲载荷效率的影响 如图4所示,结果表明,随着倾斜角的增大,4种复合材料网 格梁的屈曲承载效率均先增加后降低,在某一特定倾斜角 达到最大值时,Kagome网格和三角形网格梁的承载效率相 当且最大,但由于三角形网格梁中肋与肋间的结点太多,不 利于加工,且易造成应力集中,因此最优选择为Kagome网 格梁。





3 复合材料网格增强充气翼梁的力学性能 测试

根据前文确定的网型,制备了芳纶纤维增强环氧树脂 基复合材料Kagome网格增强充气翼梁,并对其抗弯承载和 极限耐压能力进行了试验测试。便于对比评估,同时制备 了纯薄膜充气梁和柔性网格增强充气梁,如图5所示。



图5 三种充气梁 Fig. 5 Three types of inflated beams

3.1 复合材料网格增强充气翼梁的抗弯承载测试

复合材料网格增强梁的抗弯承载测试的装置如图6所示,测试结果见表1,在此定义抗弯承载效率来评估网格增强梁的承载性能,即重量每增加1kg充气梁的抗弯承载载荷的提升值。与纯薄膜充气梁的抗弯承载载荷相比,柔性网格增强充气梁的抗弯承载效率为32.02N/kg,而复合材料

网格增强充气梁的抗弯承载效率为707.08N/kg,大大提升 了充气梁的抗弯承载性能。



图6 充气梁的抗弯承载测试装置



表1 充气梁的抗弯承载性能对比

Table 1 Comparison on bending capacity of different inflated beams

类别	纯薄膜 充气梁	柔性网格 增强充气梁	复合材料 网格增强充气梁
屈曲载荷F _{bf} /N	1.58	2.12	24.05
重量差 $\Delta W/g$	—	16.86	31.78
抗弯承载效率/(N/kg)	-	32.02	707.08

3.2 复合材料网格增强充气翼梁的极限耐压测试

复合材料网格增强梁的极限耐压测试装置如图7所 示,测试装置主要包括测压仪、充气泵和固定支架几部分, 试验过程中采用数码相机监测了充气梁的充压爆炸过程, 如图8、图9所示。通过比较试验结果发现,纯薄膜充气梁 在充压膨胀过程中薄膜发生了大范围膨胀,最终在中间段 发生爆炸破裂,而柔性网格增强充气梁和复合材料网格增 强充气梁在充压膨胀过程中出现了典型的"米其林"效应, 变形均匀且都局限在网格中,网格增强层的存在极大地限 制了薄膜的变形。

极限耐压测试结果见表2,纯薄膜充气梁的极限打爆压 力为75.67kPa,而柔性网格增强充气梁的极限打爆压力为 218.54kPa,复合材料网格增强充气梁的极限打爆压力为 2.54MPa。定义极限耐压能力来评估充气梁的极限耐压提 升率,即两种充气梁的极限压力差值Δ*p*与两种充气梁的重 量差Δ*W*的比值。柔性网格增强充气梁的极限耐压能力为 8.47kPa/g,而复合材料网格增强充气梁的极限耐压能力为 77.54kPa/g,复合材料网格增强充气梁的极限耐压能力提升



图7 充气梁的极限耐压测试装置 Fig.7 Inflation explosion experiment set-up for inflated beams



图 8 充压爆炸过程 Fig. 8 Inflation explosion process



图9 复合材料网格增强充气梁的充压爆炸过程

Fig. 9 The inflation explosion process of composite mesh reinforced inflated beam

显著。

4 结论

本文将网格增强薄膜材料的概念应用到无人机充气翼

₹	€2	充气梁的极限耐压性能对比
Table 2	C	omparison on ultimate pressure of
	in	flated beams

柔性网格 复合材料 纯薄膜充气梁 类别 增强充气梁 网格增强充气梁 极限打爆压力/kPa 2540 75 67 218.54 16.86 31.78 重量差 $\Delta W/g$ 极限耐压能力/(kPa/g) 8.47 77.54

中,提出了复合材料网格增强充气翼的概念,通过试验测试 着重分析了复合材料网格增强充气翼梁的抗弯承载和极限 耐压性能。试验结果表明:

(1)复合材料网格增强充气梁的抗弯承载效率为 707.08N/kg,大大提升了充气梁的抗弯承载性能。

(2)复合材料网格增强充气梁的极限打爆压力为 2.54MPa,其极限耐压能力为77.54kPa/g,复合材料网格增 强充气梁的极限耐压能力较纯薄膜充气梁和柔性网格增强 充气梁的极限耐压能力提升显著。

参考文献

 Paul G F, Thomas J G. 无人机系统导论[M]. 第2版. 北京:电 子工业出版社,2003.

Paul G F, Thomas J G. Introduction to UAV system[M]. Second Edition. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2003. (in Chinese)

- [2] Romeo G, Frulla G. Aerodynamic and structural analysis of HAVE solar powered platform [R]. AIAA 2002-3504, 2002.
- [3] 吴安民.太阳能飞机设计计算与TRNSYS程序模拟[D].西安:西北工业大学,2003.

Wu Anmin. Solar aircraft design calculation and TRNSYS program simulation[D]. Xi' an: Northwestern Polytechnical University, 2003.(in Chinese)

- [4] 高广林,李占科,宋笔锋,等.太阳能无人机关键技术分析[J]. 飞行力学,2010,28(1):1-4.
 Gao Guanglin, Li Zhanke, Song Bifeng, et al. Analysis of key technologies of solar unmanned aerial vehicle[J]. Flight
- Mechanics, 2010, 28(1): 1-4. (in Chinese)
 [5] David C, Tim S, Ryan L, et al. Inflatable and rigidizable wing for unmanned aerial vehicles[R].AIAA 2003–1801, 2003.
- [6] Simpson A. Design and performance of UAVs with inflatable wings[D]. U.S.: University of Kentucky, 2008.
- [7] Brown G, Haggard R, Norton B. Inflatable structures for

77

deployable wings[R]. AIAA 2001-2068, 2001.

- [8] Kearns U J, Smith M, Scarborough S, et al. Development of UV-curable inflatable wings for low density flight applications
 [R]. AIAA-2004-1503, 2004.
- [9] 赵鹏飞,张元明,何颖,等.玻璃钢蒙皮/聚氨酯泡沫塑料夹芯 结构无人机机翼制造(一):工艺方案设计[J].玻璃钢/复合材 料,2001(3):29-31.

Zhao Pengfei, Zhang Yuanming, He Ying, et al. Manufacture drone aircraft wing with frp skin and up foam core-Part I: Process and design[J]. Fiber Reinrorced Plastics/Composites, 2001(3): 29-31.(in Chinese)

[10] 赵鹏飞,张元明,何颖,等.玻璃钢蒙皮/聚氨酯泡沫塑料夹芯 结构无人机机翼制造(二):制造工艺过程[J].玻璃钢/复合材 料,2001(2):37-39.

Zhao Pengfei, Zhang Yuanming, He Ying, et al. Manufacture drone aircraft wing with frp skin and up foam core-Part II: Fabrication[J]. Fiber Reinrorced Plastics/Composites, 2001(2): 37-39.(in Chinese)

- [11] 张元明,赵鹏飞.玻璃钢蒙皮/全腔填充泡沫塑料夹芯结构机 翼设计[J].玻璃钢/复合材料, 2003(1): 17-20.
 Zhang Yuanming, Zhao Pengfei. Wing design with frp foam sandwich structure[J]. Fiber Reinrorced Plastics / Composites, 2003(1): 17-20.(in Chinese)
- [12] 刘峰, 马佳, 张春, 等. 某型无人机复合材料机翼大梁准等强度设计与有限元分析[J]. 机械设计与制造, 2005(6): 59-62.
 Liu Feng, Ma Jia, Zhang Chun, et al. Quasi-equal strength design and finite element analysis for composite wing beam of a UAV[J]. Machinery Design & Manufacture, 2005(6): 59-62. (in Chinese)
- [13] 朱宝鎏.高空长航时无人机气动力特点分析:解析太阳神和 "全球鹰"的气动力设计[J].国际航空,2006(6):74-77. Zhu Baoluan. Analyzing the aerodynamics design of helios and global hawk[J]. International Aviation, 2006(6):74-77. (in Chinese)
- [14] 祝彬,陈笑南,范桃英. 国外超高空长航时无人机发展分析
 [J]. 中国航天, 2013(11): 28-32.
 Zhu Bin, Chen Xiaonan, Fan Taoying. Development analysis

of ultra-high altitude long-endurance UAV abroad[J]. Aerospace China, 2013(11): 28-32.(in Chinese)

[15] 牛一虹. 无人机复合材料机翼结构优化设计[D]. 北京: 中国

科学院大学, 2012.

Niu Yihong. Optimum design of composite wing structure for UAV[D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2012.(in Chinese)

[16] 丁玲. 全复合材料无人机机翼结构优化设计[D]. 北京: 中国 科学院大学, 2014.

Ding Ling. Optimum design of wing structure for allcomposite UAV[D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2014.(in Chinese)

[17] 朱路明.复合材料机翼结构拓扑-尺寸联合优化设计[D]. 浙 江:浙江大学, 2017.

Zhu Luming. Topologysize combined optimal design of composite wings[D]. Zhejiang: Zhejiang University, 2017. (in Chinese)

- [18] Usui M, Jacob J D, Smith S W, et al. Sencond generation inflatable / rigidizable wings for low-density applications[C]// 46th AIAA Gossamer Spacecraft Forum, Austin ,TX, 2005.
- [19] Usui M. Design of inflatable-rigidizable wings for low-density flight applications[D]. Lexington: University of Kentucky, 2004.
- [20] Simpson A D, Usui M, Smith S W, et al. Development and flight testing of a UAV with inflatable-rigidizable wings[C]// 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, 2004.
- [21] 龚芃. 一种可刚化机翼的结构设计及其承力性能分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2014.
 Gong Peng. Structural design and load-bearing performance analysis of a rigid wing[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2014.(in Chinese)
- [22] Kabche J P, Peterson M L, Davids W G. Effect of inflation pressure on the constitutive response of coated woven fabrics used in airbeams[J]. Composites: Part B, 2011, 42: 526-537.
- [23] Mark S, Andrew D V, Keith A S, et al. Review of inflatable booms for deployable space structures packing and rigidization[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2014, 51(3): 762-778.
- [24] Pagitz M, Pellegrino S. Buckling pressure of pumpkin balloons[J]. International Journal of Solids and Structures, 2007, 44: 6963-6986.
- [25] Ronald E A, Andrea E H. UV rigidiz-able carbon-reinforced isogrid inflatable booms[R].AIAA, 2002.

[26] Tao Q, Wang C G, Xue Z M, et al. Wrinkling and collapse of mesh reinforced membrane inflated beam under bending[J]. Acta Astronautica, 2016, 128: 551-559.

作者简介 陶强(1989-)男,博士研究生。主要研究方向:网格增强 材料的屈曲稳定性。 Tel:18745718063 E-mail:taoqiang@hit.edu.cn 王长国(1979-)男,教授、博士生导师。主要研究方向:飞 行器薄膜材料与结构力学,薄膜飞行器结构技术。 Tel:0451-86402368 E-mail:wangcg@hit.edu.cn 谭惠丰(1969-)男,教授、博士生导师。主要研究方向:大 型超大型航天器可展开结构,柔性材料与结构设计、评价与 应用。 Tel:0451-86402327 E-mail:tanhf@hit.edu.cn

Study of Bending and Ultimate Pressure Capacity of Composite Mesh Reinforced Inflated Beam

Tao Qiang¹, Wang Changguo^{2,*}, Tan Huifeng²

1. Center for Composite Materials and Structures, Harbin Institute of Technology, Harbin 150080, China

2. National Key Laboratory of Science and Technology on Advanced Composites in Special Environments, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China

Abstract: In this paper, the concept of mesh reinforced membrane material was applied to the inflatable wing of UAV. The concept of composite mesh reinforced inflatable wing was proposed. The bending and ultimate pressure capacity of composite mesh reinforced inflated wing beam were emphatically analyzed through experimental tests. The experimental results showed that the composite mesh reinforced inflated beams performed excellent flexural bearing capacity, and the ultimate pressure of the composite mesh reinforced inflated beams was improved significantly.

Key Words: composite mesh; inflated wing beam; flexural bearing capacity; ultimate pressure

Received: 2018-12-10; Revised: 2018-12-19; Accepted: 2018-12-25 Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China (2016ZA77001) *Corresponding author.Tel. :0451-86402368 E-mail: wangcg@hit.edu.cn