非侵入式翼伞组提带张力测量 传感器的设计



齐贺轩¹,郭瑞鹏¹,李前奇¹,赵敏¹,姚敏¹,卢章树²,戚晓玲² 1.南京航空航天大学,江苏南京 211106 2.航空工业航宇救生装备有限公司,湖北 襄阳 441100

摘 要:实时掌握并安全稳定地测量翼伞组提带张力大小,探究组提带张力与翼伞姿态的反馈关系,对翼伞研究非常重要。 为解决目前翼伞组提带张力传感器量程小、结构复杂,以及破坏组提带结构等问题,本文设计了一种体积小、易于安装和拆 卸、对翼伞组提带结构无破坏的双臂梁旁压式大量程张力传感器。本文使用 SolidWorks 对传感器弹性体进行建模,并使用 ANSYS 有限元分析软件对其进行静力学分析与模态仿真分析,通过分析结果对传感器弹性体模型的结构进行调整优化,从 理论上证明传感器弹性体结构设计的合理性。设计了以 STM32 为主控芯片的信号采集系统,完成张力信号的采集、数据处 理和数据存储等功能。使用拉力机对设计的翼伞组提带张力传感器实物进行多次测试,试验结果表明所设计的张力传感器 具有高结构强度、高精度、良好的线性度以及重复性,满足对翼伞组提带张力的无损测量需求。

关键词:翼伞组提带;张力传感器;有限元分析;模态分析;信号采集系统

中图分类号:TP212

文献标识码:A

航空科技发展水平是体现一个国家综合国力的重要标 志之一^[1],翼伞的研制也是航空科技发展中不可或缺的一 环。翼伞是一种新型的可控飞行器,从民用的高空跳伞等 休闲娱乐活动到军事任务中的物资人员投送,甚至在更高 空的航天任务中,都有着翼伞的身影^[2]。组提带是翼伞系 统中用来连接背带与伞体之间的承力伞带。在翼伞打开瞬 间以及飞行过程中,组提带将受到较大的张力,并且有多种 因素影响组提带的张力,如翼伞的形状、翼伞的飞行姿态以 及其所处环境的温度、气压、风向等^[3]。因此,实时检测翼 伞组提带所受张力大小成为翼伞结构设计以及安全性设计 中一个重要的因素^[4]。

目前,市场上对带状纺织物进行无损张力测量的传感器非常稀少,如美国MEAS公司生产的EL20-S458型汽车安全带张力传感器以及日本KYOWA公司生产的LBT-A-20KNSA1汽车安全带张力传感器。这两种张力传感器具有精度高、温漂小等优点,但因其量程较小,无法应用到空投的翼伞组提带上。在国内,南京航空航天大学程远璐^[5]

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2024.03.010

与马敏毓等¹⁶分别研制出了小量程和大量程两款组提带张 力传感器,这两款传感器因结构复杂、加工难度大等缺点, 难以大面积推广使用。因此,本文根据翼伞组提带扁、平、 宽的特点,设计出一款量程大、精准度高且可在翼伞飞行的 特殊工作环境下正常运行的非侵入式张力传感器。该传感 器具有体积小、重量(质量)轻、结构简单、易拆卸和不破坏 组提带等特点。

1 传感器弹性体结构设计

本文设计的传感器采用旁压式测量原理。传感器弹性 体受组提带张力的作用,会在受力梁两侧分别产生拉伸及 压缩形变,在应变较大区域粘贴电阻应变片,从而完成力学 量到电学量的转换采集。

本文设计的平行梁旁压式传感器结构如图1所示。该 传感器采用分体式中心对称结构,由两个受力梁和三个受 力柱组成,两个受力梁通过三根受力柱连接,并且两个受力 梁通过挖孔的方法增大该段截面的最大应变用以粘贴应变

收稿日期: 2023-05-31;退修日期: 2023-10-30;录用日期: 2023-12-21 基金项目:航空科学基金(20182952029)

引用格式: Qi Hexuan, Guo Ruipeng, Li Qianqi, et al. Design of non-invasive tension measurement sensor for the parachute lifting belt[J]. Aeronautical Science & Technology, 2024, 35(03):87-93. 齐贺轩, 郭瑞鹏, 李前奇, 等. 非侵入式翼伞组提带张力测量传感器的设计 [J]. 航空科学技术, 2024, 35(03):87-93.

片。该结构不会破坏翼伞组提带的完整性,可实现无损测 量;而且中心对称式的结构设计不会因传感器抖动等因素 而产生重心偏移,从而提高了张力测量的准确性。具体使 用时,可以将受力柱1与受力柱3取下,将组提带以倒Ω的 形状放入传感器中,再将取下的受力柱安装上即可进行组 提带张力的测量,如图2所示。为了不影响翼伞飞行安全, 传感器应体积小巧,经过多次结构优化,最终尺寸为 86mm×69mm×20mm。



Fig.1 Elastomer model of sensor



Fig.2 Schematic diagram of sensor installation

张力传感器的满量程为25000N,为保证应变片产生足够的应变,对弹性体的设计应遵循应力集中原则。

工程结构中,有很多部件会受到重复冲击载荷的作用, 这些结构在重复冲击载荷作用下,最终会失效破坏^[7],当翼 伞张开瞬间,安装在组提带上的传感器同样会受到较大冲 击载荷,因此为了不损坏传感器,保证传感器的使用寿命, 用于传感器的材料通常应能承受较大的冲击力,同时材料 应有良好的耐疲劳性。综合考虑各种材料参数对传感器测 量的影响,选用具有高弹性极限和弹性模量的40CrNiMo, 该材料的泊松比为0.3,弹性模量为210GPa,屈服强度为 850MPa。40CrNiMo由于其优异性能,常被用在各种大量 程力学传感器上^[8]。

2 传感器弹性体有限元分析

2.1 静力学分析

F

静力学分析的结果正确与否取决于能否正确地对所要 分析的模型施加约束与载荷^[9],因此在进行静力学分析之 前,需建立力学结构模型。图3所示为传感器的受力模型。



Fig.3 Force model of sensor

当忽略组提带重量时,组提带的张力与拉力在数值上 相等,为简化模型,此处用拉力代表张力。通过图3的几何 关系可知,当组提带产生大小为T的张力,即拉力大小为T 时,模型的受力关系为

$$F_1 = 2T\sin\alpha \tag{1}$$

$$F_2 = F_3 = 2T\sin\frac{\alpha}{2} \tag{2}$$

$$F_{2x} = -F_{3x} = 2T\sin^2\frac{\alpha}{2}$$
 (3)

$$F_{2y} = F_{3y} = -T\sin\alpha \tag{4}$$

式中,F₁为组提带对中间受力柱所施加的压力;F₂和F₃为组 提带对两侧受力柱所施加的压力;F_{2x}与F_{3x}为F₂与F₃在x轴 方向的分量;F_{2y}与F_{3y}为F₂与F₃在y轴方向的分量;T为组提 带张力;α是组提带与水平的夹角。α的大小会影响传感器 的灵敏度,α越大,则翼伞组提带施加到受力柱上的等效力 就越大,从而会使传感器的灵敏度增大。同时,α增大也会 导致传感器的量程减小,即α正比于传感器灵敏度而反比 于传感器量程。一般α取15°即可满足传感器的灵敏度 要求^[10]。

本文设计的传感器测张力的方法是将应变片粘贴在传 感器应变集中且大小合适的位置。这种方法的原理是当翼 伞组提带产生张力时,安装在组提带上的张力传感器的受 力柱会产生挤压,从而带动传感器的受力梁以及粘贴在受 力梁上的应变片产生应变。根据金属导体的应变效应,应 变片的阻值会产生线性变化,从而打破平衡状态的惠斯通 电桥,使电桥产生电压输出^[11]。根据电压一张力的变化关 系,得出翼伞组提带的张力值。 当组提带绷紧时,组提带会对传感器的三根受力柱产 生径向压力,进而带动受力梁产生相应的形变,根据式(1)、 式(2),计算出当张力达到最大时,三根受力柱所受力的大 小,分别在三根受力柱上施加计算得到的载荷大小,在传感 器的受力柱2的两侧添加固定约束,完成以上步骤后进行 静力学分析求解,得到等效应力、等效应变分布云图,分别 如图4和图5所示。



图 4 弹性体等效应力分布云图 Fig.4 Cloud diagram of equivalent stress distribution of elastomer



图 5 弹性体等效应变分布云图 Fig.5 Cloud diagram of equivalent strain distribution of elastomer

由图4可以看出,传感器所受最大应力大小为 700.65MPa,比所选材料40CrNiMo的屈服强度要小 150MPa左右,理论上此材料能够满足张力测量范围。

由图5可以看出,传感器弹性体的应力集中区在传感 器受力梁两侧的黄色部分,该区域约为2396µε,理论上应变 片粘贴处能达到2000µε即可满足传感器的测量需求。从 现实考虑,若将应变片粘贴于上述位置,外界干扰会对应变 片组成的电桥电路产生干扰,导致电桥无法处于平衡状态, 从而使传感器的稳定性大大降低。图5中传感器的4个开 孔位置的底部也符合应力集中原则,达到了1985με,符合传 感器的设计要求,若将应变片粘贴于此处,再将孔洞密封, 即可将应变片与外界隔绝,大大提高传感器的抗干扰能力, 从而使传感器的测量稳定性大大提高。因此,相较于在受 力梁上粘贴应变片,将应变片粘贴于孔洞底部更合适。

2.2 模态分析

在翼傘降落过程中,张力传感器会受到组提带上张力 的影响而产生振动,若两者的振动频率相同或非常接近,则 传感器与组提带之间会产生共振现象^[12],这不仅会对张力 传感器的耐用性产生巨大影响,还会给翼伞飞行带来巨大 的安全隐患^[13]。因此,对传感器结构进行模态分析是传感 器设计中必不可少的步骤。图6~图8分别给出了张力传感 器的前三阶振型图。



图 6 传感豁的一所派型 Fig.6 First-order vibration mode of sensor







Fig.8 Third-order vibration mode of sensor

由图 6~图 8 可以看出,传感器前三阶的振动频率分别为2093.8Hz、3343.6Hz 和 3606.1Hz,随着阶数的增加,传感器的固有频率也会增加。因为翼伞组提带为纤维织物,其固有频率远低于传感器的固有频率,所以该传感器不会与组提带之间产生共振现象,这保证了传感器的耐用性和翼伞飞行的安全性。

3 传感器测量电路及采集系统的设计

3.1 传感器测量电路的设计

惠斯通电桥常用于测力传感器中,如飞控系统操纵力 传感器^[14]、称重传感器、纱线张力传感器等。基于上述的旁 压式测量原理,粘贴的电阻应变片规格相同,且两片受压, 两片受拉。由于4个应变片均产生电阻变化,因此拟采用 惠斯通全桥作为测量电路,如图9所示。图9中,*R*₁、*R*₂、*R*₃、 *R*₄为阻值相等、灵敏系数和电阻温度系数完全一样的电阻 应变片,其中两片受压,两片受拉,相对方向的应变片受力 状态相同。

当应变使4个桥臂上的应变电阻值变为 $R_1+\Delta R_1$ 、 R_2-



Fig.9 Wheatstone bridge

$$\Delta R_2$$
、 R_3 + ΔR_3 、 R_4 - ΔR_4 时,输出电压为

$$U_{\rm out} = U_{\rm in} \left(\frac{R_1 + \Delta R_1}{R_1 + \Delta R_1 + R_2 - \Delta R_2} - \frac{R_4 - \Delta R_4}{R_3 + \Delta R_3 + R_4 - \Delta R_4} \right)$$
(5)

4个应变片为同一型号相同阻值的应变片, $R_1=R_2=R_3=R_4=R, \Delta R_1=\Delta R_2=\Delta R_3=\Delta R_4=\Delta R$,又因电阻变化值远小于阻值本身,即 $\Delta R << R$,代人式(5),得

$$U_{\rm out} = U_{\rm in} \frac{\Delta R}{R} \tag{6}$$

此即为测量电路输出电压,将输出信号进行放大后,经 模数转换器(ADC)将模拟信号转化为数字信号后再送至处 理器处理。

3.2 信号采集系统的设计

翼伞组提带张力传感器信号采集系统主要完成张力信 号的采集、数据处理和数据存储等功能。它主要包括主控 芯片、放大电路、存储模块、稳压电路等部分,其原理框图如 图10所示。



Fig.10 Schematic diagram of signal acquisition system

张力信号采集系统采用低功耗、抗干扰能力强的32位 微处理器STM32作为系统的主控芯片,可以将放大后的电 信号通过串口发送到上位机,以便后续的信号处理。该系 统可将放大过后的电信号转换成所测量的组提带张力值, 并将所采集到的张力值通过串行外设接口(SPI)的方式以 纯文本文件(CSV)格式实时存储到微型快闪存储器卡(TF) 内或通过串口传输到上位机。可以通过数据线将采集系统 中的通用数据总线接口(USB)与个人电脑(PC)连接来查 看TF卡中的数据。

4 传感器测试

上述翼伞组提带张力传感器设计完成后,通过试验来 测试所设计张力传感器的性能。性能指标主要为线性度和 重复性,线性度是反映试验曲线与拟合直线之间偏离程度 的指标,其计算公式为

$$r_{\rm L} = \pm \frac{\Delta y_{\rm max}}{y_{\rm FS}} \times 100\% \tag{7}$$

式中,Δy_{max}为实际测量点与拟合直线的最大偏差;y_{FS}为传 感器的满量程输出。

重复性是指在同一条件下,对传感器施加同一被测量, 沿同一方向,多次重复测量的偏差程度。重复性误差反映 的是数据的离散程度,属于随机误差,其计算公式为

$$\delta_{\rm R} = \frac{\Delta R_{\rm max}}{y_{\rm FS}} \times 100\% \tag{8}$$

式中, ΔR_{max} 为各测量数据点的标准差。

使用最大拉力为100kN的拉力机进行试验。该拉力机 量程远大于所测张力传感器的量程,可以确保拉力机输出 精确的拉力值。

试验开始时,翼伞组提带以Ω形穿过张力传感器,并通 过拉力机的夹持装置将组提带的两端固定。使用与拉力机 相匹配的上位机控制拉力机对组提带的拉伸,使组提带产 生张力并作用于张力传感器上。通过与传感器匹配的带信 号放大的信号采集电路板采集传感器的输出电压值。

整个试验过程中由拉力机拉伸组提带。拉力从0加载 至满量程代表一次完整的测量。拉力机从0开始以5000N 的差值递增,直到加载至25kN,共分为6个数据点,依次记 录每个数据点所对应的经放大270倍后的传感器输出的电 压值。共测三组数据,其部分数据见表1,其中T为组提带 张力,U₁、U₂、U₃分别为第1、第2、第3次试验所测得的电压 值。张力一电压对应曲线图如图11所示。

	表	1	张力-	-电压	E部分	♪数据	
Table	1	Te	ension	-volt	ade	section	data

T/N	U_1/mV	U_2/mV	U_3/mV
0	10	10	10
5000	695	690	692
10000	1349	1336	1342
15000	1972	1967	1970
20000	2594	2580	2586
25000	3188	3187	3194

采用最小二乘法分别对上述的测量数据进行拟合,可 以得到传感器输出电压值与组提带张力值之间的关系为

 V_{out}=0.1295F+2.0714
 (9)

 式中,V_{out}为经放大后的传感器输出电压;F为翼伞组提带

 张力。

根据式(7)、式(8)可分别计算出传感器的线性度 $r_{\rm L}$ = -1.786%,重复性误差 $\delta_{\rm R}$ = 0.304%。由此可以看出,该传感器具有良好的静态性能指标。



根据式(9)的电压一张力的输入输出关系,可以得到张 力与输出电压关系为

$$F_{\rm s} = 7.73 V_{\rm OUT} - 16$$
 (10)

式中,*F*_s为传感器所测得的组提带张力值。考虑到本次设计的传感器量程为25kN,且不会出现小于0的输出,所以可以忽略式(10)中的常数项,简化为

$$F_{\rm S} = 7.73 V_{\rm OUT}$$
 (11)

将式(11)的拟合直线系数写入系统处理器中,再次进行三组试验验证标定结果。部分试验结果见表2,其中T为组提带张力,F₁、F₂、F₃分别为张力采集系统所测得的张力 值,三次试验数据曲线图如图12所示。

表2 传感器系统测量的部分数据

Table 2 Partial data measured by the sensor system

T/N	F_1/N	F_2/N	F_3/N
0	0	0	0
5000	5276	5226	5226
10000	10225	10234	10209
15000	15179	15148	15123
20000	20056	20049	20006
25000	24863	24857	24801



三次试验数据的最大误差分别为286N、268N和248N, 满足张力传感器系统的设计要求。

5 结论

通过研究,可以得出以下结论:

(1)本文研制了一种适用于测量翼伞组提带张力的大 量程传感器。该传感器不会影响翼伞飞行安全性,并且该 传感器中心对称式的结构不会因组提带绷紧导致传感器产 生抖动而使重心偏移,从而增加了传感器的精准度和输出 的线性度。

(2)通过对张力传感器弹性体的静力学分析,证明了材料选择的合理性,得到了张力传感器应变集中区,确定了应变片粘贴位置。通过对张力传感器弹性体的模态分析,得到了传感器的固有频率,验证了张力传感器结构设计的合理性。

(3)设计了以STM32为主控芯片的数据采集系统,完成了张力信号的采集、数据处理和数据存储等功能。

(4)将所设计的张力传感器加工成实物进行了试验测试,结果表明所设计的传感器性能符合设计预期。 **AST**

参考文献

[1] 宋庆国.百年未有之大变局下的航空科技发展[J].航空科学 技术,2021,32(3):1-5.

Song Qingguo. The development of aviation science and technology under changes unseen in a century [J]. Aeronautical Science & Technology, 2021,32(3):1-5. (in Chinese)

[2] 冯云明.翼伞设计及其气动性能研究[D].南京:南京航空航 天大学,2014.

Feng Yunming. Parafoil design and study of aerodynamic performance[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)

- [3] Antoine L, Valentin P, Irene H, et al. Autonomous parafoil precision landing using convex real-time optimized guidance and control[J]. CEAS Space Journal, 2023,15(2): 371-384.
- [4] 邵天城,郭瑞鹏,李前奇,等.翼伞组提带张力传感器的有限 元分析[J].机械制造与自动化,2022,51(1):117-119.
 Shao Tiancheng, Guo Ruipeng, Li Qianqi, et al. Finite element analysis on tension sensor of lifting belt of parafoil strap[J].
 Machine Building & Automation, 2022, 51(1): 117-119. (in Chinese)
- [5] 程远璐. 一种基于 ZigBee 的无线翼伞伞绳张力传感器的设

计[D]. 南京:南京航空航天大学,2016.

Cheng Yuanlu. The design for a wireless parafoil's belt tension sensor based on ZigBee[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)

- [6] 马敏毓,赵敏.无损大量程张力传感器的有限元分析[J]. 机 械制造与自动化,2018,47(3):110-114.
 Ma Minyu, Zhao Min. Finite element analysis of undamaged wide range tension sensor[J]. Machine Building & Automation, 2018,47(3):110-114.(in Chinese)
- [7] 杨素淞,白春玉,杨强,等.金属材料与结构冲击疲劳问题研究综述[J].航空科学技术,2021,32(2):1-13.
 Yang Susong, Bai Chunyu, Yang Qiang, et al. Review on impact fatigue of metallic materials and structures[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(2): 1-13. (in Chinese)
- [8] 高秀者.称重传感器弹性体材料40CrNiMo钢滞弹性的研究
 [D].南京:江苏大学,2009.
 Gao Xiuzhe. Research on anelasticity of 40CrNiMo steel spring element in load cell[D]. Nanjing: Jiangsu University, 2009. (in Chinese)
- [9] Ștefănescu D M, Anghel M A. Electrical methods for force measurement: A brief survey[J]. Measurement, 2013, 46(2): 949-959.
- [10] Guo Yiming, Yan Jiangguo, Wu Cihang, et al. Autonomous homing design and following for parafoil/rocket system with high-altitude[J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2021, 101(4):1-22.
- [11] Li Bingbing, He Yuqing, Han Jianda, et al. A new modeling scheme for powered parafoil unmanned aerial vehicle platforms: Theory and experiments[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32(11): 2466-2479.
- [12] 袁易. 基于 ANSYS Workbench 软件模拟高空发电翼伞三维 结构研究[J]. 无线互联科技,2020,17(7):40-41.
 Yuan Yi. Research on simulation of three-dimensional structure of high altitude power generation parafoil based on ANSYS Workbench[J]. Wireless Internet Technology, 2020,17(7):40-41. (in Chinese)
- [13] Wang Longfang, He Weiliang. Analytical study on deformation and structural safety of parafoil[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2018, 2018(1): 1-7.

 [14] 陈勇,张新慧,耿延升,等.飞机飞控系统指令异构力传感器 技术研究[J].航空科学技术,2023,34(4):55-60.
 Chen Yong, Zhang Xinhui, Geng Yansheng, et al. Research on command heterogeneous force sensor technology for aircraft flight control system[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023,34(4):55-60.(in Chinese)

Design of Non-invasive Tension Measurement Sensor for the Parachute Lifting Belt

Qi Hexuan¹, Guo Ruipeng¹, Li Qianqi¹, Zhao Min¹, Yao Min¹, Lu Zhangshu², Qi Xiaoling²

1. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China

2. AVIC Aerospace Life-Support Industries, Co., Ltd., Xiangyang 441100, China

Abstract: It is very important for the parachute study to master in the real time and measure safely and stably the tension of the parafoil group straps, as well as to explore the feedback relationship between the parafoil group straps tension and the parafoil posture. In order to solve the problems such as small range, complex structure and destruction of the structure of parafoil group straps, a large range tension sensor with two-arm beam side pressure was designed to measure the tension of the parafoil group straps, which is non-invasive, small in size, easy to install and disassemble. The sensor elastic body was designed by using SolidWorks, and the finite element simulation of the sensor elastic body was carried out by using ANSYS. Based on the analysis results, the structure of the sensor elastic body is adjusted and optimized, and the rationality of the sensor elastomer structure design is proved theoretically. A signal acquisition system with STM32 as the main control chip is designed to complete the functions of tension signal acquisition, data processing and data storage. A tensile machine was used to test the sensor performance, and the results showed that the designed tension sensor has high structural strength, high accuracy, good linearity and repeatability, which meets the demand for non-destructive measurement of the tension of the parachute lifting belt .

Key Words: parachute lifting belt; tension sensor; finite element analysis; modal analysis; signal acquisition system