

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2019.02.012

压力分布传感器在飞机尾翼上 粘接安装工艺研究

Adhesive Process of Pressure Distribution Sensor on Aircraft Horizontal Tail

尹振吉 / YIN Zhenji

(中国商飞试飞中心, 上海 201323)

(COMAC Flight Test Center, Shanghai 201323, China)

摘要:

压力分布传感器逐步被应用到飞行载荷测量,传感器可靠安装是测量的前提。该文对压力分布传感器安装位置气动环境进行了计算分析,在传感器安装气动环境明确的条件下,通过粘贴介质剥离试验,选择合适的粘接材料,研究形成粘接工序,通过计算和飞行试验验证了粘接工序合理、粘接工艺可靠。

关键词: 气动环境;剥离试验;粘接介质;粘接工序

中图分类号: V214.1⁺1

文献标识码: A

OSID:



[Abstract] The pressure distribution sensor has been applied for measuring flight load, but the reliable installation of the sensor is the premise of the measurement. In this paper, we analyzed pneumatic environment of sensor installation location. After that, we selected the appropriate adhesive materials through peeling test, and researched to form the adhesive process. Through calculation and flight test, we have proved that the adhesive process is reasonable and reliable.

[Keywords] pneumatic environment; peeling test; adhesive medium; adhesive process

0 引言

在飞机载荷测量领域,应变法测量飞机载荷技术在国内外都得到广泛的应用,发展成熟^[1]。早在20世纪50年代,NACA1178号报告 *Calibration of Strain-gage Installations in Aircraft Structures for the Measurement of Flight Loads*^[2] 就对应变法载荷测量理论进行了详细介绍。美国宇航局德莱顿飞行研究中心曾在波音747、727、B-1、B-2、F/A-18等多种机型上对应变片载荷测试进行了研究^[3-6]。在国内,中国飞机强度研究所、中国飞行试验研究院、各大科研院所和航空院校均开展过应变法载荷测量,也开展了民用飞机的飞行载荷测量工作^[7-9]。近年来,随着压力测量技术的发展,压力分布传感器采用MEMS(Micro-Electro-Mechanical System)微机电系

统技术实现了高度集成、模块化封装,大幅降低了传感器厚度,简化了传感器安装形式,正逐步应用于飞行试验飞机载荷测量领域。美国波音公司已成功将MEMS微型压力分布传感器^[10]粘接安装在飞机表面并进行了飞行载荷测量,但由于关键技术少见报道,国内得到的相关资料极为有限。将压力分布传感器可靠地粘接安装在飞机表面是压力分布传感器测量飞行载荷的前提。因此,研究压力分布传感器粘接安装工艺意义十分重大。压力分布传感器粘接安装需分析粘接位置气动环境,充分研究粘接介质、粘接工艺步序,最终确保可靠安装。

1 安装位置气动环境分析

压力分布传感器粘接安装在飞机蒙皮表面,会

受到与被测对象同等量级的气动载荷。本研究压力分布传感器主要布置在飞机平尾蒙皮表面,其安装模型如图 1 所示。

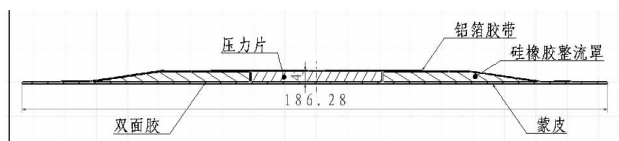


图 1 压力分布传感器安装模型

由于与大气直接接触,其气动载荷主要由空气摩擦与压差组成。本研究拟采用较为成熟可靠的工程与经验估算方法,较为保守地估计压力分布传感器所受到的上述两种气动载荷。

1.1 测压带表面摩擦力估算

本次估算采用概念设计阶段飞机摩擦阻力工程估算方法^[11],过程如下。

气动摩擦力 D_f 的估算公式为:

$$D_f = q_\infty \cdot S_{wet} \cdot C_f \quad (1)$$

式(1)中 q_∞ 为来流速压, S_{wet} 为表面浸湿面积, C_f 为空气摩擦力系数,需根据不同的流动环境使用风洞试验得到的下述经验公式进行估算。

普朗特-冯卡门导出了层流边界层的空气摩擦力系数估算公式:当雷诺数 (Re) 小于 50 000 时, $C_f = 0.074/Re^{0.2}$;当 Re 为 $10^5 \sim 10^9$ 时, $C_f = 0.445/(lgRe)^{2.58}$ 。

孙赫尔 (Schoenherr) 导出了湍流边界层的空气摩擦力系数估算公式 $C_f = \varepsilon/Re^{(1/m)}$;式中,当 Re 为 $10^6 \sim 10^8$ 时, $\varepsilon = 0.044, m = 6$;当 Re 为 $10^7 \sim 10^9$ 时, $\varepsilon = 0.030, m = 7$ 。

平尾载荷飞行试验通常高度 4.572 km ~ 7.620 km,马赫数 0.2 ~ 0.6。本文研究的平尾弦长 1.187 m ~ 3.23 m,压力分布传感器布置在某试验飞机平尾安定面的上下表面,剖面距中央对称面 1.5 m,弦长 2.65 m,考虑包线边缘极限飞行状态,取若干典型飞行高度以及相应高度处的最大使用速度,计算相应状态所对应的雷诺数及来流速压。上述参数计算得到的摩擦阻力系数乘以来流速压得到的单位面积摩擦力如表 1 所示。

表 1 中的单位面积摩擦力表征的是沿当地物体表面的切向指向顺气流方向,来流空气在 1 m^2 面积上所产生的摩擦力,在使用时需乘以压力分布传感器的实际面积。

表 1 不同工况下单位面积上摩擦力

高度 /km	马赫数	雷诺数	摩擦力系数	来流速压 /Pa	单位面积摩擦力 /($\text{N} \cdot \text{m}^{-2}$)
4.572	0.40	1.60×10^7	2.77×10^{-3}	6 407.2	17.75
4.572	0.20	8.02×10^6	3.11×10^{-3}	1 601.8	4.98
4.572	0.65	2.61×10^7	2.56×10^{-3}	16 918.9	43.23
6.096	0.60	2.06×10^7	2.66×10^{-3}	11 743.4	31.20
6.096	0.71	2.44×10^7	2.58×10^{-3}	16 443.9	42.48
7.620	0.60	1.76×10^7	2.73×10^{-3}	9 487.8	25.89
8.352	0.82	2.22×10^7	2.62×10^{-3}	15 945.7	41.85
11.000	0.82	1.65×10^7	2.76×10^{-3}	10 684.5	29.48

1.2 压力分布传感器表面压差力估算

空气压强是标量,对空间任意方向均作用恒定压强值;当空气作用于物体表面时,压强产生的气动力将沿面法向从空气侧指向物体侧,体现为表面压力。因此对于一面接触空气、另一面紧贴于机体表面的压力分布传感器而言,其只受到空气一侧的压力。该压力将由机体蒙皮所提供的支撑力而平衡,而不需安装介质提供额外的平衡力。

在空气动力学概念中,翼面部分区域将由于当地气流加速流过而产生吸力,这更多的是在表征当地压力(或压强)与来流压力(或压强)之间的压差,通过压力系数 C_p 的公式可以很直观的看到这点:

$$C_p = \frac{P - P_\infty}{q_\infty} \quad (2)$$

式(2)中, P 为当地静压, P_∞ 为来流静压, q_∞ 为来流动压。 C_p 小于 0 时当地静压小于来流静压产生吸力,吸力是相对来流(环境)静压而言,飞机机体一侧受到来流大气作用的压力,另一侧则可能受到机体内部各腔室位置气体的作用力;譬如对于机翼,蒙皮内部为非增压区,此区域由于温度等原因,其大气压强很可能与来流(环境)静压接近,可能出现内部当地静压大于外部当地静压而出现蒙皮铆钉被气流吸出的情况。对于压力分布传感器而言,需防止安装过程中与紧贴安装表面形成腔体。

此外,压力分布传感器厚度可能造成顺气流方向的压力差。参考正对来流并垂直于物面的二维薄板的压差阻力特性如图 2 所示,给出保守估算,阻力系数按文献取 1.5,最终计算结果见表 2。

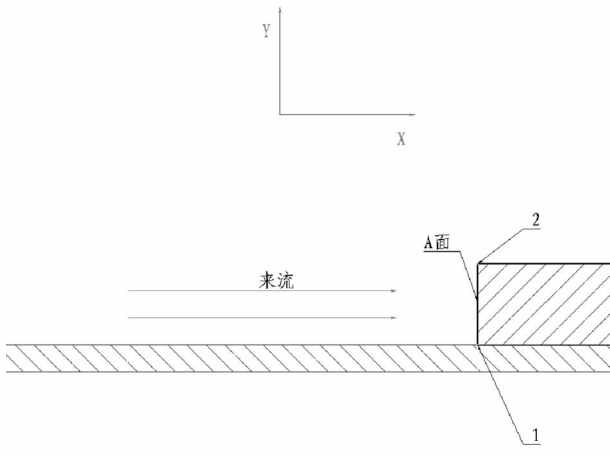


图2 压差阻力作用示意

表2 不同工况下单位面积上压差阻力

高度 /km	马赫数	来流速压 /Pa	单位面积上压差阻力 /($N \cdot m^{-2}$)
4.572	0.40	6 407.2	9 611
4.572	0.20	1 601.8	2 403
4.572	0.65	16 918.9	25 378
6.096	0.60	11 743.4	17 615
6.096	0.71	16 443.9	24 666
7.620	0.60	9 487.8	14 232
8.352	0.82	15 945.7	23 919
11.000	0.82	10 684.5	16 027

上述压差力与摩擦力方向一致,均为沿物面表面切线顺来流方向的剪切力,压力分布传感器粘贴工艺必须能够承受相应的气动剪切力。

2 压力分布传感器安装方式

2.1 压力分布传感器粘接介质选用

压力分布传感器粘接安装在飞机尾翼表面,其安装不能对飞机本身造成破坏,而且试验完成后易于拆除,因此需要选择合适的粘接介质。备选粘接材料有:3M-363 铝箔胶带、3M-468MP 双面胶、3M-9731 双面胶。为模拟压力分布传感器在机上的实际安装工况,准备以下材料:10 cm × 20 cm 表面喷漆处理的铝板 2 块,橡胶整流罩 4 片,标准型 3M-363 铝箔胶带、标准型 3M-468MP 双面胶、标准型 3M-9731 双面胶各 1 卷。设计 5 种试验标签,进行剥离试验,见表 3。其中,3M-363 + 铝板剥离试验如图 3 所示,3M-468MP + 橡胶剥离试验如图 4 所示,

剥离试验结果如图 5 所示。

表3 试验标签

序号	试验标签	试验内容
1	3M-363 + 铝板	模拟铝箔胶带对飞机表面的粘接强度
2	3M-468MP + 橡胶	模拟双面胶对橡胶整流罩的粘接强度
3	3M-363 + 橡胶	模拟铝箔胶带对橡胶整流罩的粘接强度
4	3M-9731 衬纸面 + 橡胶	模拟双面胶对橡胶整流罩的粘接强度
5	3M-9731 衬纸面 + 橡胶塑料背衬面	模拟双面胶对橡胶整流罩的粘接强度



图3 3M-363 + 铝板剥离试验

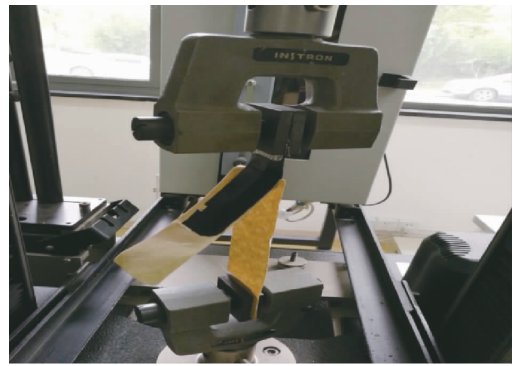


图4 3M-468MP + 橡胶剥离试验

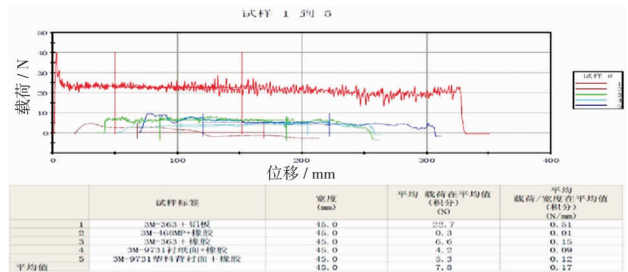


图5 剥离试验结果

分析试验结果,3M-363 铝箔胶带粘接强度大,可用于压力分布传感器整体与飞机蒙皮表面的粘接;3M-9731 双面粘接强度较小,可用于压力分布传感器和橡胶整流罩的封装;3M-468MP 双面胶粘接强度小,可用于压力分布传感器在飞机表面的粘接定位。

2.2 压力分布传感器粘接工序

根据试验结果,选用 3M-363 铝箔胶带、3M-9731 双面胶、3M-468MP 双面胶,结合胶带产品技术手册和飞机装配基本要求,设计形成压力分布传感器粘接工序如下:

1) 打磨。为保证粘贴后的粘贴效果,粘贴前用细砂纸打磨橡胶整流罩表面。

2) 压力分布传感器封装。剪下三段 3M-9731 双面胶带,先将其粘在压力片的外围区域,然后撕掉双面胶带的另一层,将整流罩放置在压力片板上,并按压粘有胶带的位置。

3) 清洁。用丙酮分别清洁压力分布传感器、橡胶整流罩粘接表面、尾翼粘贴位置表面。

4) 定位。用 3M-468MP 双面胶一面与压力分布传感器和橡胶整流罩组件背面粘贴,另一面粘贴在选定的尾翼蒙皮外表面。

5) 整体固定。使用整段的 3M-363 铝箔胶带将分布压力传感器压力孔两侧区域覆盖,顺序从远离压力孔处向靠近压力孔处,胶带间重叠宽度不小于 3.175 mm,铝箔胶带粘贴后,需用刮刀刮平,不得出现边缘翘曲和封包气泡等现象。

6) 封边。用整体油箱及燃油舱密封化合物 PR 1422 B/2 密封胶将所有胶带的边缘处密封。压力分布传感器安装后示意如图 6 所示。

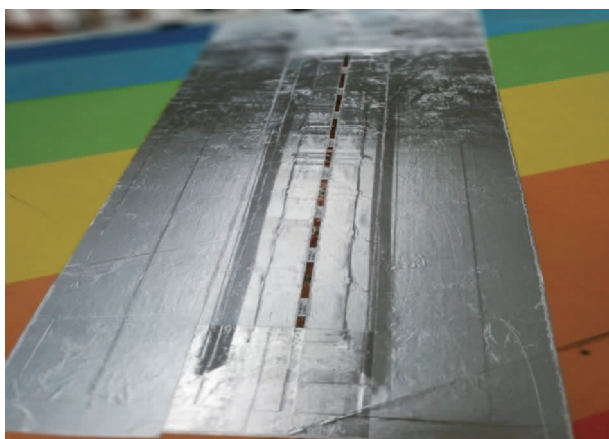


图 6 压力片安装后效果示意

2.3 压力分布传感器粘接效果分析

粘贴后的压力分布传感器和整流罩被铝箔胶带封装,上表面光滑且整流,无压差阻力产生,仅有气动摩擦力作用,3M-363 铝箔胶带厚度 7.3 mil (0.19 mm),胶带覆盖范围上表面和下表面长度分别为 1 021 mm 和 800 mm,宽度 186 mm。铝箔胶带上表面作用摩擦力见表 4。

表 4 不同工况下铝箔胶带上表面摩擦力

高度 /km	马赫数	摩擦力系数	来流速压 /Pa	单位面积摩擦力 / $(N \cdot m^{-2})$	铝箔胶带上表面作用摩擦力/N
4.572	0.40	2.77×10^{-3}	6 407.2	17.75	3.37
4.572	0.20	3.11×10^{-3}	1 601.8	4.98	0.95
4.572	0.65	2.56×10^{-3}	16 918.9	43.23	8.21
6.096	0.60	2.66×10^{-3}	11 743.4	31.20	5.92
6.096	0.71	2.58×10^{-3}	16 443.9	42.48	8.07
7.620	0.60	2.73×10^{-3}	9 487.8	25.89	4.92
8.352	0.82	2.62×10^{-3}	15 945.7	41.85	7.95
11.000	0.82	2.76×10^{-3}	10 684.5	29.48	5.60

粘贴后铝箔胶带边缘不做封装时,产生压差阻力见表 5。

表 5 不同工况下铝箔胶带边缘压差阻力

高度 /km	马赫数	来流速压 /Pa	单位面积上压差阻力 / $(N \cdot m^{-2})$	铝箔胶带边缘压差阻力/N
4.572	0.40	6 407.2	9 611	0.34
4.572	0.20	1 601.8	2 403	0.08
4.572	0.65	16 918.9	25 378	0.90
6.096	0.60	11 743.4	17 615	0.62
6.096	0.71	16 443.9	24 666	0.87
7.620	0.60	9 487.8	14 232	0.50
8.352	0.82	15 945.7	23 919	0.85
11.000	0.82	10 684.5	16 027	0.57

最苛刻工况下,摩擦力和压力阻力的合力见表 6。

表 6 苛刻工况合力

高度 /km	马赫数	摩擦力系数	来流速压 /Pa	铝箔胶带上表面作用摩擦力/N	铝箔胶带边缘压差阻力/N	合力/N
4.572	0.65	2.56×10^{-3}	16 918	8.21	0.90	9.11

3M-363 铝箔胶带和飞机蒙皮(铝)的剥离强度由图5可得: $0.51 \text{ N/mm} \times 186 \text{ mm} = 94.64 \text{ N}$,远大于最苛刻工况下摩擦力和压力阻力的合力9.11 N。

根据计算结果,上述粘贴压力分布传感器工艺可靠。

另外,通过飞行试验验证证明压力分布传感器粘接工序合理,粘接工艺可靠。

3 结论

本文在计算分析压力分布传感器安装模型气动环境的基础上,通过剥离试验选用粘接介质,设计形成压力分布传感器粘接工序,并再次计算,证明粘接工艺的可靠性,同时通过真实飞行试验,验证了粘接工艺的可靠性。

参考文献:

- [1] SKOPINSKI T H, AIKEN W S J, HUSTON W B. Calibration of strain-gage installations in aircraft structures for the measurement of flight loads: NACA-TRV1178 [R]. USA: NASA, 1954.
- [2] LOKOS W A, STAUF R. Strain-Gage loads calibration parametric study[C]. 24th International Congress of the Aeronautical Sciences, Yokohama, 2004.

[3] 尚琳,何发东,杨华保,舒成辉. 基于神经网络的垂尾飞行载荷模型研究[J]. 强度与环境,2011,38(5):49-53.

[4] JENKINS J M, DEANGELIS V M. A summary of numerous strain-gage load calibrations on aircraft wings and tails in a technology format. NASA[R] Technical Memorandum 4804, USA: NASA, 1997.

[5] 王兆东. 民机飞行载荷的试飞验证[J]. 民用飞机设计与研究,2011(2):16-20.

[6] 阎楚良,张书明,卓宁生,高镇同. 飞机机翼结构载荷测量试验力学模型与数据处理[J]. 航空学报,2000,21(1):57-60.

[7] 田媛,肖迎春,白生宝,黄博. 基于应变的载荷监测方法研究. 科技创新,2013(7):1-3.

[8] 叶舸. 大型结构部件载荷标定方法和数据处理系统研究[D]. 北京:中国农业大学,2000.

[9] TANI ELIAN M H. MEMS multi-sensor system for flight testing[J]. Proceedings of SPIE—The International Society for Optical Engineering, 2001,4559:120-129.

[10] 朱宝鏊. 无人飞机空气动力学[M]. 北京:航空工业出版社,2006.

作者简介:

尹振吉 男,本科,高级工程师。主要研究方向:试飞测试改装。E-mail: yinzhnji@comac.cc