

飞行试验工程师参考丛书

飞机强度飞行试验

—静 载 荷—

航空 航天
工 业 部 《ASST》系统工程办公室

1992 年 12 月

V216
1007-1

飞机强度飞行试验

—静载荷—

[苏] M. Д. 克利亚奇科 著
E. B. 阿尔纳乌托夫
汤吉晨 译
刘兆林 校



一九九三年六月三十日



30717365

航空航天
工业部

《ASST》系统工程办公室

1992.12

717365

序

本书是原苏联飞行试验工程师参考丛书中的一个分册,由克利亚奇科(М. Д. Клячко)和阿尔纳乌托夫(Е. В. Арнаутков)合著,莫斯科机械制造出版社1985年出版。

本书详细地介绍了飞机载荷方面的飞行试验研究技术,包括飞机结构载荷飞行研究的信息测量系统,飞机结构载荷飞行测量的地面校准技术,飞机载荷飞行试验研究的实施方法,飞机静载荷和重复载荷的识别和分析技术,在紊流大气中飞行和在地面使用状态下飞机载荷的研究方法,以及飞机飞行热强度的试验方法。在这些内容中,比较系统地总结了原苏联在飞机载荷飞行试验研究方面的成功方法和经验。这些方法和经验对我国飞机设计贯彻执行国军标 GJB67.10《军用飞机强度和刚度规范 飞行试验》有重要参考价值,为此我们组织了本书的翻译出版。

本书由飞行试验研究院汤吉晨同志翻译,刘兆林同志校对,戈平同志和蒋祖国同志对译稿进行了审校和技术校对。由于水平所限,时间仓促,书中难免有缺点和不当之处,敬请读者批评指正。

航空航天工业部《ASST》系统工程办公室

1992年10月

目 录

前言

1 用于结构静载荷飞行研究的信息测量系统	(1)
1.1 机载测量系统	(1)
1.1.1 应变测量桥路的使用特点	(1)
1.1.2 应变测量匹配设备	(3)
1.1.3 应变测量仪器的校准	(4)
1.1.4 低频应变测量的误差	(5)
1.2 强度飞行试验数据处理系统及处理规程的特点	(6)
1.3 地面处理系统的特点	(8)
2 飞机结构应变测量校准方法	(8)
2.1 在强度飞行试验中采用应变测量的一些特点 应变测量系统的校准问题	(8)
2.2 直接校准方法和反校准方法	(10)
2.3 校准结果精度的估计	(13)
2.4 完成校准的一些实际方法	(18)
2.5 结构应变测量校准的技术设备 校准的类型	(21)
2.6 起落架支柱应变测量校准的特点	(23)
3 静载荷飞行试验研究的实施	(25)
3.1 飞机的装备及对飞行研究的准备 测量系统的优化	(25)
3.2 飞行试验大纲 基本飞行状态及其完成的顺序	(28)
3.3 重复载荷的飞行研究	(30)
4 作用在结构上的静载荷和重复载荷的分析方法	(31)
4.1 微分载荷模型及其识别方法	(32)
4.1.1 微分载荷模型	(32)
4.1.2 利用可调模型进行识别	(35)
4.1.3 利用微分近似法进行识别	(38)
4.2 采用函数模型分析机翼、机身和尾翼载荷	(39)
4.2.1 机翼载荷	(39)
4.2.2 机身载荷	(43)
4.2.3 尾翼载荷	(43)
4.3 重复载荷的分析	(44)
5 在紊流大气中飞行时和在地面使用状态时飞机的载荷	(51)
5.1 在紊流大气中飞行时的结构载荷	(51)

5.1.1 有关大气紊流的简要知识.....	(51)
5.1.2 大气紊流对飞机的作用.....	(53)
5.1.3 用飞机研究大气紊流的方法.....	(55)
5.1.4 在紊流大气中飞行时飞机结构载荷的飞行研究.....	(58)
5.2 在地面使用状态时的结构载荷.....	(58)
5.2.1 跑道和滑行道的特性.....	(58)
5.2.2 在起飞、滑跑和滑行状态下结构载荷的研究	(62)
6 飞行热强度试验.....	(64)
6.1 结构飞行热强度试验的基本特点及目的.....	(64)
6.2 结构温度的测量.....	(64)
6.3 加热条件下的应变测量特点.....	(66)
6.4 在焊接箱式底基上的传感器.....	(69)
6.5 对传感器和导线在飞机上配置及安装的一些要求.....	(70)
6.6 测量电路的检查和校准.....	(70)
6.7 结构温度应力的飞行研究.....	(71)
6.8 玻璃窗载荷飞行研究的特点.....	(72)
参考资料	(74)

前 言

参考丛书“飞机和直升机飞行试验”包括在准备和进行飞行试验研究中出现的广泛科学方法问题。

该丛书中包含的内容有：

将飞机及其动力装置和机载设备（一般设备及专用设备）作为复杂的综合系统来研究，对该系统试验方法的研究引用了研究大型系统的现代数学工具；

列出了把飞行试验和模拟试验系统结合起来的试验程序；

在飞行试验和模拟试验结果的处理和分析算法中采用相似理论、统计方法和识别方法；

讨论了飞行试验的信息测量系统，阐述了测量结果的误差估算方法；

以数字计算机为基础的对测量结果进行处理分析及对飞行试验进行管理的自动化系统占有十分重要的地位；

对保证提高旅客机、运输机及其它飞机飞行安全的新型试验（取证试验）的方法给以应有的注意；

足够完整地反映出飞机和直升机的燃气涡轮发动机及动力装置的飞行试验及调整的方法；

包括同大量机载设备（导航驾驶系统、无线电电子、无线电工程及照明系统和许多其它系统）的试验和调整有关的广泛的问题。

丛书供从事飞机和直升机飞行试验研究、计算及结构和设计的工程师和试飞员使用。它对高等航空学校的学生、研究生和教师也有用处。

必须将本书看作是飞行试验工程师参考丛书“飞机和直升机飞行试验”中的由相同作者写成的“强度飞行试验 动载荷”一书的继续。本书给出进行相应试验中所采用的信息测量系统的知识，说明所用方法的基本原理，研究与飞机设备及飞行试验大纲内容有关的一些问题，描述试验数据处理方法。

书中包括研究飞机完成典型机动飞行时、在紊流大气中飞行时及沿跑道与滑行道运动时结构上作用的载荷的一些问题。还讨论在结构温度场明显影响应变计信号和应力的条件下结构载荷的研究特点。

1 用于结构静载荷飞行研究的信息测量系统

1.1 机载测量系统

1.1.1 应变测量桥路的使用特点

在结构静载荷飞行研究中，应变测量桥路和不同类型的匹配及记录仪器相组合得到了最广泛的应用。

飞机结构的变形（或外力要素）是通过测量应变电桥输出电压 $u_{\max}$ 的增量 Δu 来估算的（图 1.1）：

$$\Delta u = u_{\max} - u_0$$

Δu 是相对于初始（平衡）电压 u_0 的增量。在电桥电压 u_{nx} 不为零的情况下，为使开始测量前测量对角线的电压 $u_{max}=u_0=0$ （完全平衡的条件），桥臂电阻 R_i (R_1 、 R_2 、 R_3 、 R_4) 之间必须满足下述关系式：

$$R_1 R_3 = R_2 R_4$$

特别是当 $R_1=R_2=R_3=R_4$ 时该式成立。

电阻 R_i 的变化量 ΔR_i 引起电桥不平衡。电桥不平衡时在 $\Delta R_i \ll R_i$ 的情况下，输入和输出电压之间的近似关系式可以写成

$$u_{max}/u_{nx} = 0.25 (\Delta R_1/R_1 - \Delta R_2/R_2 + \Delta R_3/R_3 - \Delta R_4/R_4)$$

(1.1)

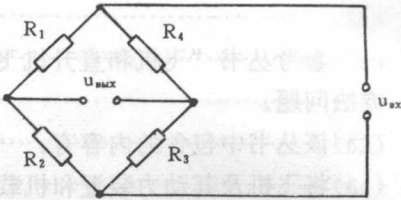


图 1.1 应变测量电桥电路图

如果所有桥臂都使用灵敏度为 S 的有效应变计作为电阻，则关系式 (1.1) 变为

$$u_{max}/u_{nx} = 0.25 (\epsilon_1 - \epsilon_2 + \epsilon_3 - \epsilon_4) S$$

(1.2)

在相对桥臂中应变计的应变所确定的项要以相同的符号引入公式 (1.2) 中，而在相邻桥臂中应变计应变所确定的项则用相反的符号引入公式 (1.2) 中。

通常在一部分桥臂上使用感受结构变形的有效应变计，而在另一部分桥臂上使用无效电阻。可使用在力作用下不感受变形的部件上粘贴的应变计作为无效电阻。人们使用下列类型的电桥：

四个桥臂都是有效应变计的全桥；

在相邻或相对桥臂上都是有效应变计的半桥；

一个桥臂是有效应变计的电桥。

一个桥臂是有效应变计的电桥用于测量局部变形（应力）。在其它情况下主要使用具有较为复杂配置的全桥。在图 1.2 上给出了简单部件的全桥配置图。

电桥 1 实际上是测量操纵杆或连接杆中的压缩（拉伸）力 P 所采用的唯一形式，因为它能保证补偿弯矩载荷和温度的影响。

电桥 2~4 用于测量飞机零件和

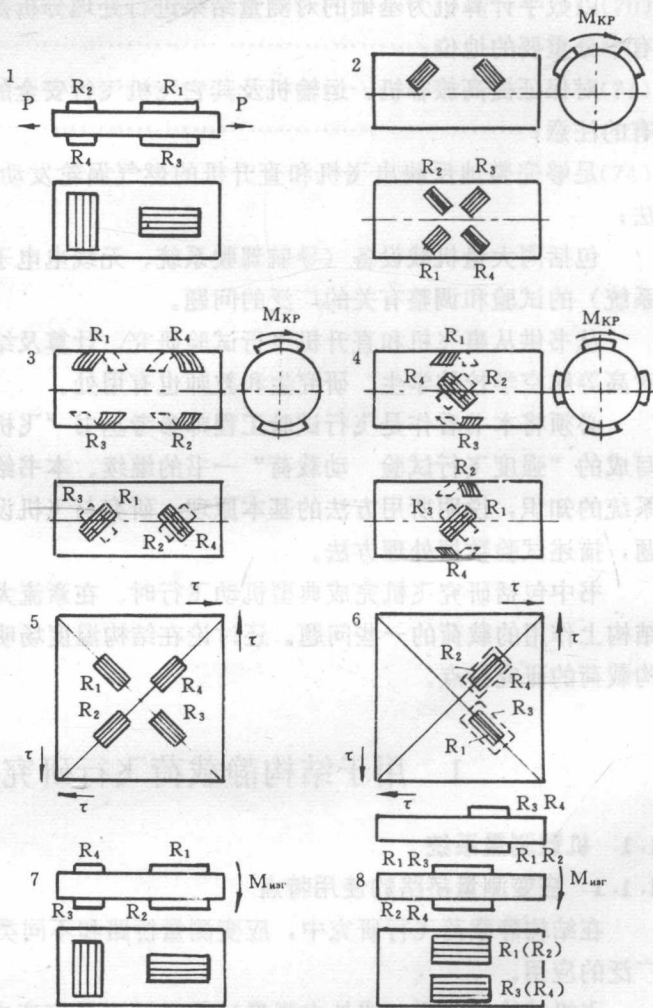


图 1.2 简单元件全桥的配置形式

部件的扭矩 M_{kp} ，可补偿弯矩载荷和温度的影响。

电桥 5~6 用于测量壁板上的剪应力 τ ，同时补偿拉伸（压缩）力和温度的影响。如果壁板薄而很高，甚至在小载荷下都可能失去稳定性，则采用电桥 6。该电桥由安置在壁板两面尽可能相对夹角为 45° 的应变计组成。在这种情况下挠曲效应可得到补偿。

电桥 7 通常用来测量机翼（尾翼）剖面的弯矩 $M_{\text{изр}}$ ，这时应变计要粘贴在梁或桁条的凸缘上。虽然它比电桥 8 的灵敏度低，但从减小温度影响的观点看是最可取的。

对应于所研究的例图（见图 1.2），翼盒（或其它盒形结构）上的应变计布置的方案在图 1.3 上给出。

桥臂电阻值通常要选择得很接近（对于 $R=100\sim 200\Omega$ 的电阻，其差值不大于 0.25Ω ），使电桥真正是对称的，而输出电压同测量的应变的关系在小 ΔR 时接近线性关系。

强度飞行试验中所使用的应变计的简明特性在资料 [15] 中给出。

1.1.2 应变测量匹配设备

用于测量低频应变（应力）或载荷分量的现代匹配设备一般连接到全桥应变电路上。该匹配设备的通频带相当宽（达 100 赫芝）、零漂小、线性好、输出阻抗高、放大倍数高、有高精度和强抗干扰能力。匹配设备包括灵敏度和平衡零位的手动或自动调节装置，以及低频滤波器。消除零漂是相当复杂的问题。漂移中的温度分量通常是最主要的。在匹配设备使用直流微分放大器的情况下，温度漂移分量特别大。所以在测量由重复静载荷产生的小应变时，经常利用“调制—解调”信号的原理进行放大。实现这个原理的最普遍的方法是供给应变电桥交流电压（其中包括矩形电压）。这时电桥信号首先进入交流放大器的输入端，然后再被解调。

由电桥至配套设备的导线长度可达几十米，而它们的有效电阻可以达到几欧姆。由于在该电阻上的电源电压降，也就使加在应变电桥电阻上的电压减小。如果应变测量电路的校准是用对飞机施加外力或者用改变电参数的方法（见 1.1.3 节），则桥压的减小不会影响测量结果。现在还应用导线电阻补偿的电路方法，电桥供压对角线采用连接应变电桥的有效 6 导线电路（图 1.4）。在供压电路中采用放大器使导线电阻同该放大器的放大系数正比地减小。

至于测量对角线导线的电阻，在匹配设备输入阻抗大时，该电阻对信号传输的影响不大。温差电动热是主要的低频干扰源之一。它的产生是由于电桥通常有由不同材料组成的 8

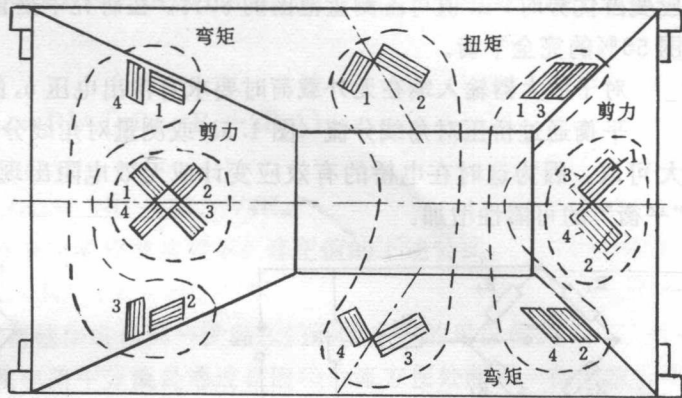


图 1.3 翼盒上电桥应变计布置方案

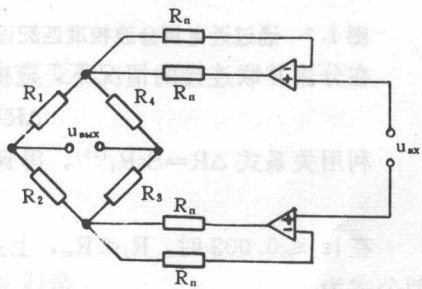


图 1.4 连接应变电桥的六导线电路

个焊点，它们可能处在不同的温度条件下。电源的电动势和放大器的噪声等也属于干扰。抗干扰的有效方法之一是使用方波异极周期脉冲给电桥供电的匹配设备。

在静载荷测量中要合理地平衡电桥，以便最全面地利用匹配设备的输入范围。例如在研究机动飞机的机翼载荷时，在受拉应变占优势的情况下， u_0 值可占测量范围的 20%，而压缩应变占优势时， u_0 值可占测量范围的 80%。在研究单垂直尾翼载荷时，要完成相应于测量范围 50% 的完全平衡。

对于放大器输入端在无外载荷时要求有输出电压 u_0 的情况，测量仪器要装有平衡机构。平衡通过桥压对角线分流（图 1.5）或测量对角线分流（图 1.6）来实现。后一种方法不大可取，因为这时在电桥的有效应变计或无效电阻出现故障（断线）的情况下，产生虚假“平衡”的可能性增加。

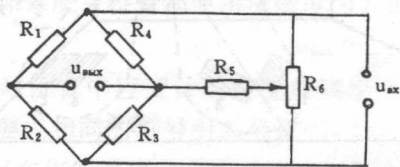


图 1.5 通过桥压分流对称电桥平衡的电路图（直流桥压）

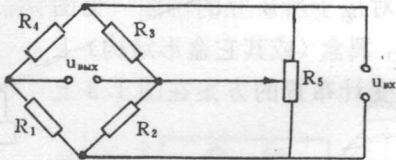


图 1.6 通过测量对角线分流对称电桥平衡的电路图（直流桥压或脉冲桥压）

1.1.3 应变测量仪器的校准

在强度飞行试验中，静态和低频应变测量仪器的飞行前校准主要用两种方法完成：
 实物校准 这是测量力要素时对飞机结构施加外载荷的校准方法（见第二章）。
 电路校准 这是在测量应力和力要素时用桥臂电阻分流的校准方法。

在接近电桥（图 1.7）或接近测量仪器（图 1.8）的地方连接分流电阻 R_m 。

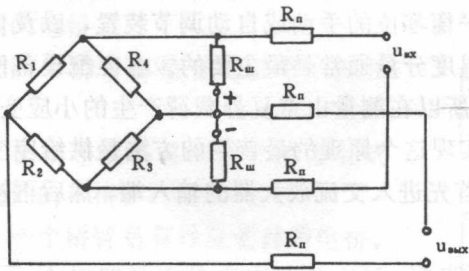


图 1.7 通过近电桥分流校准匹配设备

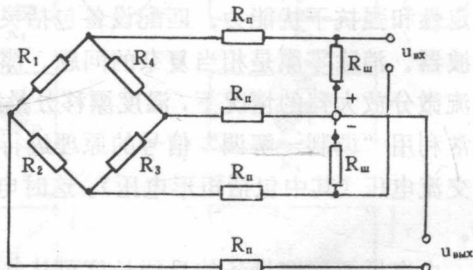


图 1.8 通过近测量仪器分流校准匹配设备

在分流并联连接的情况下，应变计电阻 R_1 的相对变化等于

$$\Delta R = R_1 R_m / (R_1 + R_m) - R_1$$

利用关系式 $\Delta R = S \epsilon R_1^{[15]}$ ，得到

$$R_m = R_1 / (S \epsilon - R_1)$$

在 $|\epsilon| \leq 0.003$ 时， $R_1 \ll R_m$ ，上式可用近似公式代替。在单有效桥臂应变计情况下，该近似公式为

$$R_m = R_1 / (S \epsilon)$$

如果电桥中有 n 个电阻为 R 的有效应变计，则对于图 1.7 和 1.8 给出的电路，

$$R_m = R / (S \epsilon n)$$

这个公式是在相对桥臂 ($n=2$ 或 4) 上的应变计感受的信息的符号和绝对值相同时才是正确的。

在接近匹配测量仪器处进行分流校准是较方便的, 因为这样许可连接分流箱而不破坏组装的电桥附近的导线电路。

在每条连接导线的电阻为 R_n 的电桥分流的情况下 (见图 1.7 和 1.8), 输出和输入电压之间有下列关系^[32]:

在接近电桥分流时,

$$u_{\text{aux}}/u_{\text{ex}} = R_1^2 / [4R_m (R_1 + 2R_n)]$$

在接近匹配器分流时,

$$u_{\text{aux}}/u_{\text{ex}} = (R_1 + 2R_n) / 4R_m$$

这两个关系式可导出近匹配器分流时的校准系数 K_r^* 修正值的下述公式:

$$K_r = K_r^* (R_1 + 2R_n)^2 / R_1^2$$

该式修正的校准系数 K_r 等于在匹配器输出端得到一伏电压的测量参数的单位值。

如果采用 6 导线校准电路, 在该电路中分流是通过在连接分流方便处断开一些单独长导线来实现, 则没有必要修正 K_r^* 值。

应变测量电路的校准还可用串联小电阻 ΔR 的方法来完成。用该方法要使用可将电阻箱连接到校准电桥工作桥臂的装置。这种校准实际上排除了电路导线电阻的影响。当无效应变计安置在接近匹配器时, 使用这种方法是方便的。上述所有校准电路都考虑到电路相对于结构体的绝缘电阻, 并且能够确定应变电桥的极性。为估计电桥电路的非线性, 要合理地采用相应于测量范围的一些 R_m (或 ΔR) 值。

分流方法还可以用于高频应变测量仪器的校准 (除 [15] 中叙述的方法外)。这时, 分流电阻接通 50~250 赫兹 的频率, 这相当于在匹配器的输入端输入矩形脉冲。

1.1.4 低频应变测量的误差

应变和应力测量的总误差取决于测量系统和测量的方法。决定测量误差的因素是测量电路的下列各部分所固有的:

应变计 在温度和湿度变化时灵敏度变化, 有非线性, 灵敏度值分散, 特性随时间变化及外部变形;

胶 蠕变、滞后及绝缘电阻下降;

保护层 涂保护层部位刚度增加, 渗透湿气;

连接处 电阻变化使灵敏度降低, 产生温差电动势;

导线 电源线电阻对灵敏度的影响, 电源线电阻随温度变化;

电桥无效电阻 温度变化时电阻改变, 电桥的非线性;

平衡电阻 使电桥灵敏度降低, 温度漂移;

电源 不稳定;

放大器 输入端分流效应, 非线性及零漂;

影响测量精度的许多因素决定于测量方法的特点, 它们是:

应变计的位置 轴位置不正确;

电路校准 应变计灵敏度分散 (对按校准估计应变有影响), 校准电阻同规定值有差值, 导线电阻的影响;

应变换算成应力 常数 E 、 G 、 γ 和 $\alpha^{[15]}$ (电阻温度系数) 等的分散; 应变和应力 (载荷) 线性关系的假设。

感应作用引起附加误差。匹配设备、电源和外部电路及附件是感应源。

在常温下测量低频应变时, 除了 [15] 中指出的, 对应变计和线路引起的误差影响最大的是有效应变计绝缘电阻、有效应变计的特性及电桥电压的不稳定性。

由于有效应变计绝缘电阻的降低, 使该电阻的分流作用增强。在绝缘电阻由校准时的 $R_{r. \text{н}}$ 变化到试验时 $R_{\text{н}}$ 的情况下, 会出现负漂移误差:

$$\Delta \epsilon = - [S + R_{\text{н}} R_{r. \text{н}} S / (R_{r. \text{н}} - R_{\text{н}})]^{-1}$$

在电桥电路一个应变计的实际的 (分流的) 和测量的绝缘电阻 $R_{\text{н. изм}}$ 之间存在着关系式 $R_{\text{н}} \geq 4R_{\text{н. изм}}$, 而测量全桥有效应变计的绝缘电阻时, 存在着关系式 $R_{\text{н}} \geq 12R_{\text{н. изм}}$ 。在绝缘电阻降到某一量级时, 上述误差相当大, 例如在 $R_{r. \text{н}} = 20\text{M}\Omega$, $R_{\text{н. изм}} = 0.1\text{M}\Omega$ 时, 对于单有效应变计, $\Delta \epsilon \approx -125 \times 10^{-3}$ 。

除漂移误差外, 绝缘电阻降低会引起测量电路灵敏度系数减小。电源对角线导线电阻的增加也可使测量电路的灵敏度减小^[15]。

交变循环载荷引起的应变计特性的变化影响到静应变分量的测量精度。这时会产生漂移误差 (零漂移), 而且在大量级载荷时, 还可能破坏应变计的丝栅 (图 1.9 [31])。

粘贴应变电桥区域中的温度场的变化同电桥电压的大小有关。这影响到粘贴的应变计的滞后、蠕变、灵敏度系数及温度效应等特性, 而且能产生零漂移。允许的电桥电压可按下列公式^[32]确定:

$$u_{\text{нх}} = 2 \sqrt{RWA}$$

式中 $u_{\text{нх}}$ ——对称电桥应变计上的倍压降; R ——应变计电阻; W ——应变计丝栅散逸的功率; A ——应变计丝栅面积。

不同结构材料静测量引起的误差和 W 值之间的关系在图 1.10 上给出。在测量应变的动态分量时, 允许的桥压可以取到比静测量时高一倍。

温度对应变测量精度的影响在 6.3 节中研究。

1.2 强度飞行试验数据处理系统及处理规程的特点

强度飞行试验的试验数据处理系统主要的突出特点是:

- 同时接受许多高速度的输入数据流;
- 同时存储和处理数据;
- 对于有很多数据流和很多指令流的任务能灵活地分配系统的资源;
- 具有反映中间的最终结果的发达手段;
- 具有处理文件的发达手段。

飞行试验数据处理的普遍问题和规程的建立建立在 [1] 中叙述。下面给出数据处理的独立阶段:

- 人工或自动处理存储的输入数据;
- 处理大量的输入数据 (A 阶段);

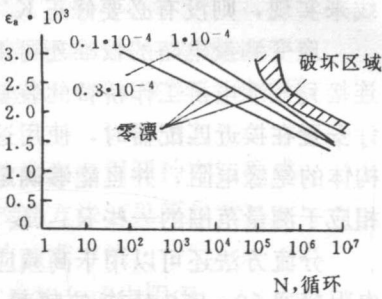


图 1.9 以幅值 ϵ_a 和频数 N 的交变载荷对零漂移的影响及箔式应变计破坏区域的形成

处理 A 阶段挑选出的结果, 或者综合这些结果 (B 阶段);

建立数据库。

通过自动或人工处理积累输入数据通常是在按多测量通道同时检查和估计数据质量的情况下完成的。对发现有不协调的部分作出标记, 并储存在输入数据的每一个储存块的跟踪信息中。通常数据处理是把输入数据按真实时间变为物理量, 并对这些物理量做简单的变换。

A 阶段可与存储阶段同时进行, 或在存储阶段之后进行。这一阶段包括下列工作:

显示和消除单个的和成组的不协调记录 (如果这一阶段与存储数据是同时进行的话);

转换为物理量;

数字滤波 (频率和相位的);

数值微分和积分;

改变取值步长并使不同数据流时间同步;

二次参数 (马赫数 M 、速压 q 、升力系数 C_y 、主应力等) 计算;

按过程的稳定性标志或其它标志分段;

定中心;

快速付立叶变换, 计算频谱密度和相关频谱密度;

计算频谱矩阵;

计算频率特性;

求出局部极值或过程的相邻零点间的最大和最小值;

分出全循环;

估算极值和全循环的分布;

采用微分近似计算方法识别载荷模型;

计算自相关和互相关函数和矩阵;

在频率范围内对曲线进行平滑;

计算平均频谱密度和其它指标;

形成及印刷表格与图形;

从屏幕上显示和修正结果;

构成 B 阶段的处理目录及数据块。

A 阶段中进行的必要计算一般是在几种指令下用许多数据流进行的。

B 阶段通常是在 A 阶段之后进行的。但是交替进行阶段 A 和 B 也是可以的, 这时要对 B 阶段选择的数据进行修正。在 B 阶段完成的处理种类有:

利用调整模型等方法验证载荷模型;

估算复杂的函数关系;

确定振型;

分析应力场;

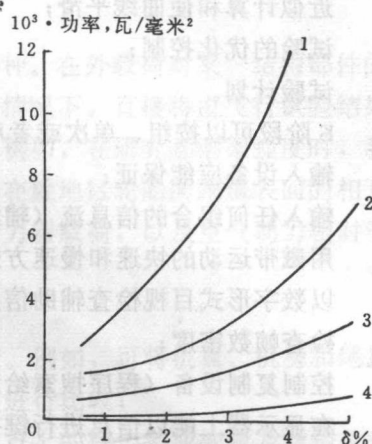


图 1.10 应变电桥恒流供压时不同结构材料的散逸功率

- 1——厚壁铝零件;
- 2——厚壁钢零件;
- 3——薄壁金属零件和蒙皮;
- 4——复合材料和塑料

近似计算和使曲线平滑;

试验的优化控制;

试验计划。

B 阶段可以按组、单次或者对话的方式完成。

输入设备应能保证:

输入任何组合的信息流(辅助数字信息、低频数字信息、高频模拟或数字信息);

用磁带运动的快速和慢速方式输入信息,并可做倒转检查;

以数字形式目视检查辅助信息;

检查帧数密度;

控制复制设备(程序搜索给定状态,完成输入时停止,等等);

在显示器上能以信息进行键控:停住图象,将其左右移动;按任何剖面点的数字和辅助信息的闪烁对点进行示踪;赋给单个点新值;按辅助参数或按标记号读出任何一段图象,改变垂直和水平比例;

能够从显示器荧光屏得到复制件;

能够得到过程的复制件。

输入信息的技术设施,除了复制设备、显示器、绘图仪及控制计算机的设备外,还应包括专门的程控设备:

使模拟信号标准化的设备;

按真实时间工作的均方根计数器或伏特表;

在 B 阶段需要的绘图设施基本上与 A 阶段一样。但是一般情况下 B 阶段的不同在于算法更为复杂。

1.3 地面处理系统的特点

在飞机上得到的数字和代码信息流是相当多的。

某些小型电子计算机比大型计算机能更有效地进行信息的初步处理,因为小型机的输入输出机构不复杂。但是大型电子计算机可用相对少的输入数据比较有效地和精确地解决很复杂的问题。专用的电子计算机能很好地解决所有问题,但是在问题变化很快时,计算机的效率会降低。

数字数据输入到系统内可以用两种方法:输入到记录在磁盘上的计算机外部存储器中;输入到运算存储器中。模拟信息通过多通道的模拟数字转换器输入。

消除多余信息的装置如模拟滤波器和均方根计数器,是处理系统输入部分的重要器件。采用滤波器能够明显地减少输入到机器中的数据,而采用均方根计数器可以获得研究过程交变分量的现有功率方面的数据。

2 飞机结构应变测量校准方法

2.1 在强度飞行试验中采用应变测量的一些特点 应变测量系统的校准问题

强度地面试验研究(例如静力试验)和强度飞行试验所追求的目的是完全不同的。前者通常是相当详细地研究结构的应力场和应变场,这种应力场和应变场是以某种近似程度模拟飞行中作用在飞机上的分布力和集中的载荷作用下所产生的。而飞行试验时首先要研究的是

基本部件受载的规律性，这种规律性对评定是否符合真实受载条件是必要的，而且对必须明确地面试验中采用的力和力矩的情况也是必要的。

在评定上述一致性时通常采用下述准则（方法）中的一种。在外载荷对某一结构部件的作用可以简化成由数量不多的集中力和力矩所组成的系统的情况下，直接将由飞行试验结果获得的力和力矩的估值与地面试验采用的相应量值相比较。例如，在研究起落架强度时，我们采用这种确定一致性的方法。起落架的载荷基本上决定于在触地区轮胎同跑道表面的相互作用力及刹车力矩。研究操纵拉杆载荷、操纵机构及液压助力器载荷，以及空气动力相对于操纵面转轴铰链力矩时，这种方法亦得到应用。

分布载荷能够用下述方法比较得到：

按这种载荷在为数不多的一些点或剖面上的值进行比较。例如，可将机翼、机身和尾翼选定剖面上的弯矩与扭矩，或者选定的特征点上的气动力值进行比较；

利用表征结构承受外部载荷的参数进行比较。取在选定点上的应力和应变变量及结构总变形量作为这样的参数；

利用包括若干个参数的给定形式描述分布载荷的函数。把按飞行试验数据估算的这些参数值同地面试验采用的相应值进行比较。

采用上述方法中的任何一种（除直接测量气动压力的方法外）都要事先校准应变测量电路。

按照使用的应变测量电路的方法，其校准方法可分为两种。按电压或应变校准的方法属于其中的第一种。这种校准方法在第一章已叙述了。

在必须根据飞行试验结果直接估计作用在结构上的载荷的情况下，采用飞机部件应变测量校准的方法。当进行这样的校准时，要对整架飞机或者它的某部件施加一组载荷，并同时记录单个的或电路组合的（通常是全桥或半桥电路）应变计的读数值。校准的任务是估计联系载荷和应变计信号的校准系数矩阵，假定这种关系是线性的话^[33]。校准通常用若干组集中载荷来进行，其中每组载荷都由几个参数的组合来表征，这些参数是力的大小，力的作用方向及施力点的坐标。

当飞行中作用在所研究飞机部件上是构成载荷向量的集中力系和力矩系时，解决校准问题最为简单。在这种情况下，校准时利用相似的力系就可直接估计出校准系数矩阵（校准矩阵）。该矩阵将测量向量（应变计信号是它的分量）变换为载荷向量。

在分布载荷作用的情况下，描述分布载荷时必须限制在有限数量的参数内。可以选择某些剖面上的弯矩、扭矩和剪力，或包含在描述分布载荷函数表达式中的常数作为这样的参数。进行校准时，假定迭加原理是正确的。按这个原理，当结构上作用有某一力系时，应变计中任何一个信号等于这个力系内每个力单独作用下产生的信号的总和。

因此，在完成飞机的载荷测量结构的校准中，运用下列向量

$$\epsilon = \begin{bmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \vdots \\ \epsilon_k \end{bmatrix}, P = \begin{bmatrix} P_1 \\ P_2 \\ \vdots \\ P_l \end{bmatrix}, \Lambda = \begin{bmatrix} \lambda_1 \\ \lambda_2 \\ \vdots \\ \lambda_n \end{bmatrix}$$

式中， ϵ —应变计信号向量（测量向量），维数为 $(k \times 1)$ ； P ——校准时加的力向量，（维为 $(l \times 1)$ ）； Λ ——载荷参数向量（与用有限参数组描述分布载荷的方法有关），维数为 $(n \times 1)$ 。

获取矩阵 K 的估值 $\hat{K}$ 是校准的基本任务, 借助于公式

$$\hat{\Lambda} = \hat{K}\epsilon \quad (2.1)$$

根据测量向量 ϵ 可以获得向量 Λ 的估值 $\hat{\Lambda}$ 。校准矩阵 K 的维数为 $(n \times k)$ 。应当指出, 载荷参数向量和测量向量之间的关系不总是能用公式 (2.1) 表示的。特别是如果描述分布载荷的函数对载荷参数不是线性时, 这样的表示是不可能的。

尽管如此, 对原始参数进行函数变换之后, 在许多情况下用公式 (2.1) 能够解决向量 Λ 的估算问题。

2.2 直接校准方法和反校准方法

假定载荷参数和校准施加的集中载荷之间是线性关系, 此时由向量 P 很容易变到向量 Λ , 并可写出关系式

$$\Lambda = K\epsilon \quad (2.2)$$

对于 s 个不同向量 Λ 及与之相应的向量 ϵ , 即对 s 种校准载荷, 写出这样的关系式后, 则可将它们合并为一个矩阵方程

$$\tilde{\Lambda} = K\tilde{\epsilon} \quad (2.3)$$

式中,

$$\tilde{\Lambda} = \begin{bmatrix} \lambda_{11} & \lambda_{12} & \dots & \lambda_{1s} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \lambda_{n1} & \lambda_{n2} & \dots & \lambda_{ns} \end{bmatrix}, \quad \tilde{\epsilon} = \begin{bmatrix} \epsilon_{11} & \epsilon_{12} & \dots & \epsilon_{1s} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \epsilon_{k1} & \epsilon_{k2} & \dots & \epsilon_{ks} \end{bmatrix}$$

λ_{ij} ——第 j 个校准载荷的第 i 个载荷参数值, ϵ_{ij} ——第 j 个校准载荷的第 i 个应变计信号值。

进行校准时, 矩阵 $\tilde{\Lambda}$ 和 $\tilde{\epsilon}$ 的元素是近似地确定的, 因此能够得到的只是矩阵 K 在一定意义上的某个最好估值。估算矩阵 K 是典型的线性回归分析问题。按采用的术语¹²⁰, 我们称向量 ϵ 的元素 ϵ_i 值为回归变量, 而向量 Λ 的元素 λ_i 值称为响应值。

估算矩阵 K 时, 最常用的是最小二乘法公式:

$$\hat{K} = \tilde{\Lambda} \tilde{\epsilon}^T (\tilde{\epsilon} \tilde{\epsilon}^T)^{-1} \quad (2.4)$$

我们来研究一下在怎样的情况下可以采用公式 (2.2) 和 (2.4)。

首先向量 ϵ 的维数不应少于独立载荷参数的数量。线性独立测量向量 ϵ 系应当与线性独立的全部载荷参数向量 (即包含所有主要的独立载荷参数的向量) 的任何总和相适应。同时, 向量 ϵ 的维数不应超过载荷参数全向量的维数, 否则, 矩阵 $\tilde{\epsilon}$ 的秩显然低于 k , 而且维数为 $(k \times k)$ 的矩阵 $\tilde{\epsilon} \tilde{\epsilon}^T$ 的求逆是不可能的。

换言之, 上述情况中向量 ϵ 的维数应等于线性独立全载荷向量的最多数量, 而应变计的粘贴位置及方向应当这样来选择: 使线性独立的应变计信号向量和线性独立的载荷参数向量相适应。

如果能把应变计分组, 每组仅感受几个载荷参数的变化, 则向量的维数会相应地减少; 方程式 (2.3) 如前一样, 但是现在应当把 Λ 看作是包括分出的载荷参数的向量, 而把 ϵ 看作是借以实现这种处理的应变计的信号向量。

还要指出, 由公式 (2.4) 直接知道, 估算矩阵 K 第 i 行的元素, 在校准加载中不必测量

向量 Δ 的所有分量, 只测量它的第 i 个分量就足够了。所以, 当飞行试验的任务是只估计载荷向量的几个分量时, 校准中可限于只测量这几个载荷分量。

按上述方式完成的校准叫做直接校准, 因为它是根据关系式 (2.2) 直接把测量向量 (应变计信号向量) 转换为载荷参数向量。

在对飞机准备进行飞行强度试验时, 还必须采用反校准方法。这种方法是用下述公式替代把测量向量转换为载荷参数的方程 (2.2) 和 (2.3):

$$\epsilon = K_1 \Delta \quad (2.5)$$

$$\tilde{\epsilon} = K_1 \tilde{\Delta} \quad (2.6)$$

该式描述的是把载荷参数向量转换为测量向量。矩阵 K_1 的维数为 $(k \times n)$ 。

由 (2.6) 式能够得到矩阵 K_1 的最小二乘法估值:

$$\hat{K}_1 = \tilde{\epsilon} \tilde{\Delta}^T (\tilde{\Delta} \tilde{\Delta}^T)^{-1} \quad (2.7)$$

如果矩阵 K_1 是方矩阵和非退化矩阵, 为了估算矩阵 K_1 , 自然要采用矩阵 $\hat{K}_1$ 的逆矩阵, 即

$$\hat{K} = \hat{K}_1^{-1} \quad (2.8)$$

在最普遍的情况下, 当应变计的数量超过主要载荷参数的数量时, 估算矩阵 K 采用最小二乘法公式:

$$\hat{K} = (\hat{K}_1^T \hat{K}_1)^{-1} \hat{K}_1^T \quad (2.9)$$

显然, (2.8) 式是 (2.9) 式在 $k=n$ 时的特殊情况。

我们来研究一下当采用反校准方法时, 应满足怎样的要求。

同应用直接校准方法的情况一样, 信号独立的应变计数量不应少于载荷参数的总数量, 否则, 矩阵 K_1 的秩将小于 n , 公式 (2.9) 中的矩阵求逆就不可能实现。同时不存在直接校准方法对于应变计总数量的固有限制。

会产生这样的问题: 两种校准方法 (直接校准和反校准) 那一种最好。对这个问题的回答是不肯定的。在选择方法时, 应考虑一系列因素, 其中包括达到的精度, 方便地进行校准, 处理获得数据的工作量等。

从这种观点出发, 我们来研究一些特殊情况。

1. 在进行校准时可以单独地施加不同的载荷分量 (在校准起落架时分别施加三个载荷分量 P_x 、 P_y 和 P_z 可以作为一个例子)。在这种情况下, 每次校准加载的特点都是向量 Δ 仅有一个分量是非零值。整个校准过程是由一系列载荷串组成, 其中每次加载都仅有一个载荷分量不为零, 而载荷串数等于向量 Δ 的分量数。

取矩阵 Δ 的形式为

$$\tilde{\Delta} = \text{diag} (\lambda_i) \quad (2.10)$$

式中 λ_i ——用行矩阵表示的子矩阵。

矩阵 $\tilde{\epsilon}$ 的写法同公式 (2.3) 中的写法一样, 但是通过 ϵ_{ij} 表示的不是标量, 而是行矩阵, 它的分量是在第 j 串载荷下的第 i 个应变计的信号。

分析校准数据时, 采用反校准方法。

包括在 (2.7) 式右边的矩阵 $\tilde{\Delta} \tilde{\Delta}^T$ 很容易计算为

$$\tilde{\Lambda} \tilde{\Lambda}^T = \begin{bmatrix} \Lambda_1 \Lambda_1^T & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & \Lambda_2 \Lambda_2^T & \cdots & 0 \\ \cdots & \cdots & \cdots & \cdots \\ 0 & 0 & \cdots & \Lambda_n \Lambda_n^T \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

而

$$(\tilde{\Lambda} \tilde{\Lambda}^T)^{-1} = \begin{bmatrix} (\Lambda_1 \Lambda_1^T)^{-1} & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & (\Lambda_2 \Lambda_2^T)^{-1} & \cdots & 0 \\ \cdots & \cdots & \cdots & \cdots \\ 0 & 0 & \cdots & (\Lambda_n \Lambda_n^T)^{-1} \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

$$\tilde{\epsilon} \tilde{\Lambda}^T = \begin{bmatrix} \epsilon_{11} \Lambda_1^T & \epsilon_{12} \Lambda_2^T & \cdots & \epsilon_{1n} \Lambda_n^T \\ \epsilon_{21} \Lambda_1^T & \epsilon_{22} \Lambda_2^T & \cdots & \epsilon_{2n} \Lambda_n^T \\ \cdots & \cdots & \cdots & \cdots \\ \epsilon_{k1} \Lambda_1^T & \epsilon_{k2} \Lambda_2^T & \cdots & \epsilon_{kn} \Lambda_n^T \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

考虑到式 (2.12) 和 (2.13), 根据公式 (2.7), 得到 $\hat{K}$ 的公式为:

$$\hat{K}_1 = \begin{bmatrix} (\epsilon_{11} \Lambda_1^T) (\Lambda_1 \Lambda_1^T)^{-1} & (\epsilon_{12} \Lambda_2^T) (\Lambda_2 \Lambda_2^T)^{-1} & \cdots & (\epsilon_{1n} \Lambda_n^T) (\Lambda_n \Lambda_n^T)^{-1} \\ (\epsilon_{21} \Lambda_1^T) (\Lambda_1 \Lambda_1^T)^{-1} & (\epsilon_{22} \Lambda_2^T) (\Lambda_2 \Lambda_2^T)^{-1} & \cdots & (\epsilon_{2n} \Lambda_n^T) (\Lambda_n \Lambda_n^T)^{-1} \\ \cdots & \cdots & \cdots & \cdots \\ (\epsilon_{k1} \Lambda_1^T) (\Lambda_1 \Lambda_1^T)^{-1} & (\epsilon_{k2} \Lambda_2^T) (\Lambda_2 \Lambda_2^T)^{-1} & \cdots & (\epsilon_{kn} \Lambda_n^T) (\Lambda_n \Lambda_n^T)^{-1} \end{bmatrix} \quad (2.14)$$

分析公式 (2.14) 可看出, 矩阵 $\hat{K}_1$ 的每一列都处于独立状态, 第 j 列的元素在加第 j 串校准载荷的过程中完全被确定。

矩阵 $\hat{K}_1$ 的任一元素 k_{1ij}

$$k_{1ij} = \frac{\epsilon_{ij} \Lambda_j^T}{\Lambda_i \Lambda_i^T} \quad (2.15)$$

是第 i 个应变计信号对第 j 个载荷分量的线性回归系数, 或者换另一种说法, 它是通过坐标原点并反映第 i 个应变计信号和属于第 j 串校准载荷的载荷之间关系的直线斜率的最小二乘法估值。这种情况也就决定了在所研究条件下反校准的一些优点, 在手工处理数据时尤为明显。

实际上矩阵 K_1 的任一元素 k_{1ij} 的估值能够通过绘制第 i 个应变计信号与第 j 串校准载荷中的载荷的线性关系图和确定这种线性关系的斜率来获得。因此, 矩阵 K_1 的所有元素的估值都能得到, 无需任何计算。以后寻求矩阵 K 的未知估算值一般是用公式 (2.9) 计算的, 而当矩阵 K_1 是方阵时则利用公式 (2.8) 计算。

应指出, 利用单独施加不同载荷分量做校准的主要优点是减小了计算量, 对于手工处理校准结果的情况, 这是十分重要的。但为减少计算量而采用现代计算工具, 这种优点在很大程度上也就失去了意义。

2. 在飞行试验中规定的任务是仅估计一个载荷值, 例如载荷的第 i 个分量。我们可利用直接校准方法。由 (2.4) 式知道, 在这种情况下可限于只测量校准载荷的第 i 个分量, 这样就可使校准过程简化。但是校准载荷的总体应规定变动不测量的分量, 使矩阵 $(\epsilon \epsilon^T)$ 不会退化。虽然这后一要求稍微使校准过程复杂了一些, 但总的来讲, 该过程还是足够简单的。这