

飞机强度规范参考资料

(六)

航空航天工业部飞行试验研究中心

1988

V215-65
1001-F

飞机强度规范参考资料

(六)



30268651

676377

目 录

现有运输机飞行载荷的新研究.....	黄舜琪译	张忠民校 (1)
在亚临界速度下根据随机响应估算颤振或发		
散边界的新方法.....	管佩芳译	王裕昌校 (10)
波音747型飞机着陆和滑行动载荷的分析.....	秦国兴译	马保林校 (25)
断裂力学方法在波音757飞机损伤容限分析		
中的应用.....	杨丽君 陆富梅译	王俊扬校 (34)
先进寿命分析方法—连接耳片工作总结和		
损伤容限准则建议.....	罗安民	刘益译校 (49)
外挂物测力天平.....	董作宝 赵海涛译	汤吉晨校 (80)
在不稳气流中飞机最大使用过载的确定.....	汤吉晨译	王贞祺校 (90)
用概率统计方法确定安全系数.....	汤吉晨译	王贞祺校 (96)
飞行载荷研究飞行试验载荷数据的获取.....	曹溪译	李昭广校 (103)
确定弹性飞机动态响应的估算法.....	廖展燕译	王 虎校 (132)
带指令和增稳系统的战斗机的颤振特性研究.....	孙其东译	陈昭灼校 (161)
结构飞行载荷试验、校准和分析.....	胡昌荣译	汤吉晨校 (175)
中小型飞机全尺寸结构疲劳强度试验.....	沈清江 编译	李桂云校 (184)

现有运输机飞行 载荷的新研究

提 要

执行战术任务和特殊作战任务的C-130和C-141的使用,是美国军事空运司令部所关心的问题。在这些任务中所完成的机动可能产生大于飞机初始设计所估计的飞行载荷。这些被称为“严重任务”的飞行任务包括:“红旗(Red Flag)”(C-130/C-141)、标准化的空降防火(C-130)、气象侦察(C-130)、空中加油(C-130/C-141)和特殊低空作战(C-130/C-141)。

1983年,军事空运司令部总部通过瓦尔纳·罗宾斯(Warner-Robins)空军后勤中心,与洛克希德·佐治亚公司签订了合同,以进行研究,获得有关这些严重任务的实际飞行载荷应力谱资料,而这些资料目前是很少的或没有的。

结果表明,这些计划是一项繁重的数据采集、处理和分析任务。飞行试验是这个任务的主要部分。由合同商飞行试验工程师与固定的军事空运司令部(MAC)机组成员一起工作,共同参预实际任务的两个计划,所记录的数据就超过900飞行小时。除了某些飞机的日程表是由MAC和瓦尔纳·罗宾斯后勤司令部人员负责外,整个计划是由洛克希德·佐治亚公司管理的。数据处理和初步分析(“first-look” analysis)是在洛克希德·佐治亚公司采用先进计算机程序以最大效率完成。

本报告介绍了严重任务载荷记录大纲以及研制出的用于数据采集、加工、处理和分析的方法。

背 景

军用运输机的演变

最初,C-130和C-141飞机的技术要求,是从美国空军和陆军在二次世界大战和朝鲜战争中的经验演变而来的。在40年代后期和50年代初期,美国空军的计划人员预见到,需具有把军队和货物迅速运往前线战区的运输能力,因而在1951年颁发了下列中型战术运输能力的通用作战要求:

- a. 从短的未铺修跑道起飞和着陆;
- b. 空投伞兵和重型装备;
- c. 拉运30,000磅有效载荷、航程2000海里。

与波音公司、道格拉斯公司和费尔柴德公司竞争的结果,洛克希德公司被选中制造其提出的L-206型运输机。由五角大楼命名为YC-130的该型飞机,是上单翼四发涡轮螺旋桨运输机。经过研制,C-130A武仙座由战术空军司令部于1956年投入服役。以后以四个基本型为

美国武装部队继续生产。现在生产型H型飞机与最初的C-130A相比,有效负载提高26%,速度增加11%、航程增大52%、起飞距离缩短17%。由于扩大了军用要求,武仙座飞机大约有30种不同的改型,可以执行如下任务:

- 武装运输机;
- 靶机发射器;
- 导弹和航天器的跟踪机;
- 测量和勘察平台;
- 飓风探测飞机;
- 空—海救援航空器;
- 空中加油机;
- 空中航天密封舱回收航空器;
- 通讯平台;
- 滑橇飞机;
- 特殊用途飞机。

现在和将来军用原则将不断扩大C-130的任务,直至研制下一代战术军用运输机投入使用。

C-141星型运输机的研制和演变,不同于C-130飞机,除了扩大飞行任务范围外,飞机也有本质的更改。1960年,美国空军和联邦航空局颁布了具有下述能力的运输机的特别使用要求:

- a. 具有60,000磅的有效载荷,航程3,000海里,或者有效负载20,000磅,航程5,500海里,而巡航速度在440与550英里/小时。所以,横渡大西洋或飞越太平洋取决于起飞有效载荷;
- b. 以315,000磅的起飞、着陆重量在6,000英尺跑道上使用;
- c. 在速度低于120海里/小时时空投伞兵和重型设备。

经过与波音公司、康维尔公司和道格拉斯公司竞争,洛克希德公司获得了制造保障系统476L运输机的合同。由空军命名为C-141A的这种飞机,是具有上单翼、T型尾翼的四发涡轮风扇运输机。经过研制,飞机于1965年4月投入使用,成为军事空运司令部的支柱。然而,由洛克希德命名为L-300的商用型运输机,从未投入全尺寸生产,仅生产了一架L-300飞机作为公司的表演机。

1979年,空军C-141飞机加长了前、后机身共23.3英尺以提高货舱容量,航程也由于增加空中加油能力而显著地加大了,现在飞机命名为C-141B星型运输机。

C-130和C-141飞机结构的演变和任务的扩大,引起了人们对飞机的使用寿命和结构强度的关心。耐久性和损伤容限评价(DADTA)的分析结果表明,某些任务可能会产生比以前使用鉴定所表明的更为严重的结构载荷。由于这些发现,实施了严重任务载荷记录大纲,通过记录数据来评价任务相对于飞机结构强度的实际严重程度。最关心的“严重任务”有:

- a. 重载空中加油;
- b. 轻载空中加油;
- c. 低空导航/空投;

- d. 特殊低空使用;
- c. 消防(仅C-130);
- d. 转场训练(仅C-130);
- e. “红旗”训练演习;
- f. 气象侦察(仅C-130);
- g. 武装运输机(仅C-130)。

试验大纲

试验飞机和测试仪器

C-130试验飞机是标准的军用布局“H”型飞机,装备有阿利森(Allison) T-56-A-15发动机和1360加仑的翼下外挂油箱。为了模拟C-130B型布局,在33个消防任务的27个中拆除了外挂油箱。

C-141试验飞机是加长了的B型星式运输机,具有编队位置保持装置(SKE)和用于战术与特殊作战任务的“欧洲I”伪装着色图。

安装在严重任务试验飞机上的数据采集和处理系统,是独立型洛克希德机载数据系统(LADS)。该系统主要由四大部分组成:输入模块、采集计算机、磁带记录器和阴极射线管(CRT)显示器等,参见图1。

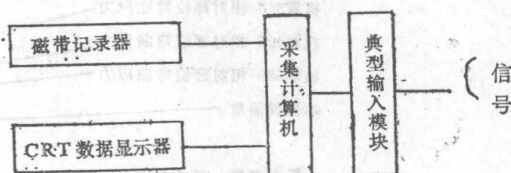


图1 独立型洛克希德机载数据系统

输入模块提供解调以转换模拟输入为数字输出,以及在信号源附近的“前端”滤去电子噪音。每一输入模块可以控制16个通道数据。采集计算机对数据进一步处理,作偏差修正(零漂)和乘以比例系数以导出工程单位。信号在记录到磁带之前也在这一步转换成脉冲调制。数据可以由飞行试验工程师实时监控,可以将所希望的测量结果显示在CRT显示器上。一次可同时显示最多10个通道。

由基本飞行参数和应力参数组成的大约30个测量结果,和曼彻斯特(Manchester) II+90一样,以同步序列脉码调制记录在磁带上,数据是用每秒40次采样以33个通道帧的形式加以组织的。

空速和压力高度测量是由连接在飞机空速系统上的542K型校准过的罗斯蒙德(Rosemount)传感器得到的。而地速是由左右防滑探测器的并联输出、通过信号调节器把脉冲转换为数字信号获得的。雷达高度、倾斜度、航向、发动机扭矩或压力比,都是由飞机系统的平行和调节信号测得的。垂直加速度是由安装在飞机中心线上重心处的基斯特勒(Kistler) 303型加速度计得到的。副翼、升降舵、方向舵、襟翼和扰流片位置是由安装在操纵面铰链或襟翼驱动作动筒上的旋转可变差动传感器(RVDT)测得的。C-141空中加油的连接/断开事件是由并联锁闭信号得到的。

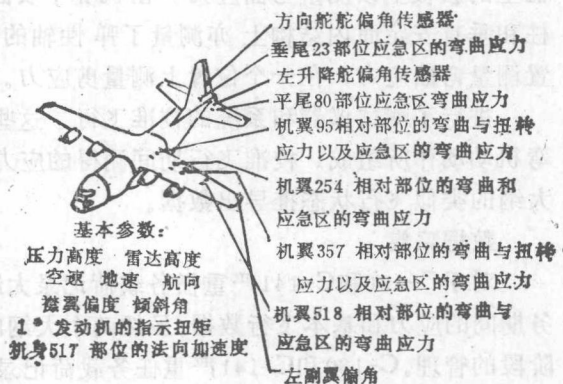


图2 C-130严重任务载荷记录大纲中应变计和操纵面传感器的安装部位

应力测量是由微测量公司制造的蚀刻350欧CEA型金属箔片应变计得到的。应变计用 M- 粘结600环氧树脂粘结在结构上。在每一个测量部位都装有基本电桥和辅助电桥。

在图2中表出C-130严重任务载荷记录大纲试验飞机的应变计和操纵面偏度传感器的部位,同时也列出了其他记录参数。这种飞机的所有测量都是在飞机的左边得到的。机翼后梁应变计是在下翼梁盖附近的腹板上,弹性轴弯曲应变计是在下表面上,后梁扭矩/剪力应变计是在梁腹板中线上并取 45° 角,以响应剪应变。后梁扭矩/剪力应变计也以一定程度响应整个机翼剪力,然而并不试图对这个参数进行校准,所以只是用以表示在一给定受载情况下的相对严重程度,还测量了水平和垂直安定面弹性轴的弯曲应力。

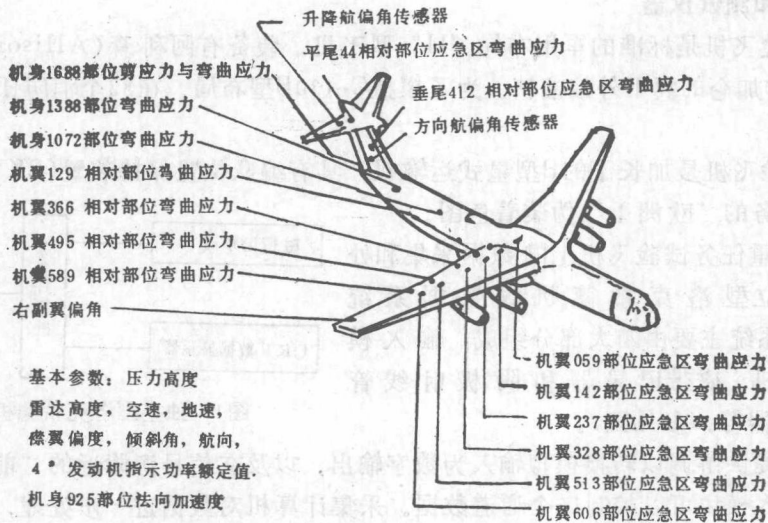


图3 C-141B严重任务载荷记录大纲(SMLRP)中应变计和操纵面传感器的安装位置

C-141试验飞机应变计和操纵面位置传感器安装情况表示在图3中,同时也列出了其他记录参数。这架飞机的所有测量都是从飞机的右边得到的。机翼后梁应变计是安排在下翼梁盖上的腹板上以测量弯曲应力。在机翼下表面、水平安定面上表面、4号发动机对角支撑柱和垂直安定面内结构上亦测量了弹性轴的弯曲应力。在后机身也贴了应变计以在三个位置测量弯曲应力,在一个位置上测量剪应力。

进行了测试仪器和系统的校准飞行,这些飞行是由滚转惯性飞行、侧滑和稳定过负荷转弯机动动作所组成。校准飞行期间测得的应力,用于推导应力与弯矩比值,以便从以前载荷大纲的类似飞行状态推导出数据。

数据采集

对于C-130和C-141严重任务载荷记录大纲来说,数据采集的目的在于记录实际训练任务期间的应力和基本飞行数据。虽然两个大纲的目的类似,但要求用不同的方法进行数据采集阶段的管理。C-130和C-141严重任务载荷记录大纲的数据采集目标小时,是由洛克希德公司、MAC总部和瓦尔纳·罗宾斯航空后勤中心集体确定的。目标小时规定任务剖面主要飞行段的数据记录时间。以空中加油任务的数据记录作为例子——从受油机进入预接触位置直至从最后脱离机动中解出为止,这一段时间,即认为是基本段数据记录时间。C-130和C-141大

纲最初的数据采集目标如下:

任务	C-130
消防	40~60小时
低空导航/空投	30~40小时
“红旗”演习	40~60小时
空中加油	25~30小时
特殊低空使用	30~40小时
气象侦察	25~30小时
武器运输机在指定地点上空巡逻/脱离目标	未定
重型物资空投	未定
任务	C-141
消防	无
低空导航/空投	40小时
“红旗”演习	40小时
空中加油	60小时
特殊低空使用	40小时
气象侦察	无
武器运输机在指定地点上空巡逻/脱离目标	无
大型货物空投	无

为了实现C-130数据采集的目标,有必要把飞机置于MAC总部和瓦尔纳·罗宾斯航空后勤中心的控制之下。因为飞机所有单位没有合格的空勤组人员,所以有必要由德克萨斯州戴依斯(Dyess)空军基地第463“军事空运联队(MAW)”完成所有希望的任务。MAC总部直接控制飞机使得飞机可以容易地转场到各个基地,实质上使其成为专用使用试验飞机。这减少了由于飞机的低利用率所引起的维修停机时间,而且当安排专用的SMLRP任务时使数据采集时间紧凑。

为了完成C-141大纲的数据采集目标,采取了不同的管理方法。由于C-141大纲所要求的全部任务,可以在一个基地进行。因此,试验飞机分配给南卡罗莱纳州查尔斯顿空军基地的第437“军事空运联队(MAW)”,作为地区训练飞行的作战飞机。由于这种安排,C-141不是专用试验飞机,所以,遇到所完成的训练飞行科目不是SMLRP任务所需的部分,因而,飞机利用率较高,飞机维修停机时间也比预期的高,这样,降低了SMLRP数据采集的速度。

有关“严重任务”飞机的安排是由洛克希德公司和美国空军共同确定的。一般地说,飞行试验工程师在MAW每周使用维护日程表的基础上选择所需要的任务。在维护计划和计划官员对SMLRP试验飞机及平常的计划任务协调基础上,按周发布所选择的任务。结果证明,通过平常业务来安排是可行的,因为维护主要关系到飞机的出勤率而不是任务本身。而由于C-130本质上是专用试验飞机,某些任务/飞机计划是通过平常业务来实施SMLRP的。

作战训练任务期间,洛克希德公司的飞行试验工程师(FTE)和空军的现役与预备役机组人员在一起。FTE提供手写的即时注意事项,以助于数据处理、飞行段的划分和数据分析。这些注意事项包括飞行前零燃油重量、燃油量、总重、重心位置以及滑行、起飞滑跑松刹车、起飞抬前轮时间、襟翼和舱门的位置、空投、着陆接地、加油管的连接和断开等。

燃油重量是由空军飞行工程师记录在燃油记录簿上,记下发动机开车、起飞、调整点、空中加油时负荷的转移、飞行中每隔30分钟以及着陆和发动机关车时的每个油箱的油量。飞行试验工程师也负责在飞行前向机组成员介绍情况、飞行试验测试仪器的准备和检查、系统的监控和飞行后关闭测试仪器。

数据处理

严重任务载荷记录大纲试验数据的初步处理是利用二台数字工程公司(DEC)的VAX微计算机来完成的。初步处理的基本步骤如下:

- 飞机数据磁带通过数据有效性/改编程序的预处理,然后转送在磁盘存储器上;
- 数据的快速检查是采用计算机作图显示来进行的,以找出任何额外的无效数据点;
- 完成超越数和重要事件的综合;
- 确定地面和飞行任务段;
- 用数据压缩消除中间数据点;
- 完成快速检查综合;
- 制做Ⅱ类和Ⅲ类磁带。

从外场接收后,即对飞机数据磁带用数据有效性/改编程序进行处理。这种程序提供了自动检测并剔除超过预定标准的数据点。对于每一特定测量来说,计算机把所有通道的每一数据点的大小和变化速率与预定的标准进行比较。无效数据点被自动修正并在“错误点”

记录上打印出来。然后,处理过的数据存贮在计算机磁盘C-文件上。C-文件是由按记录指令顺序记录的二进制数据组成的。为了便于处理,文件容量仅限于20分钟的数据时间。

未被数据有效/改编程序检查出的无效数据点,用手工从C-文件中除去。这是借助于“多用途交互数据分析系统(MIDAS)”程序来实现的。为了检查出无效数据,MIDAS可以把数据按时间历程的形式画出在计算机作图终端上。在图4中给出了快速检查时间历程曲线的例子。批处理程序使一个完整飞行的测量结果的时间历程可以自动地画出,接着可以证实检查出的遗留的无效数据点,必要时可以除去。

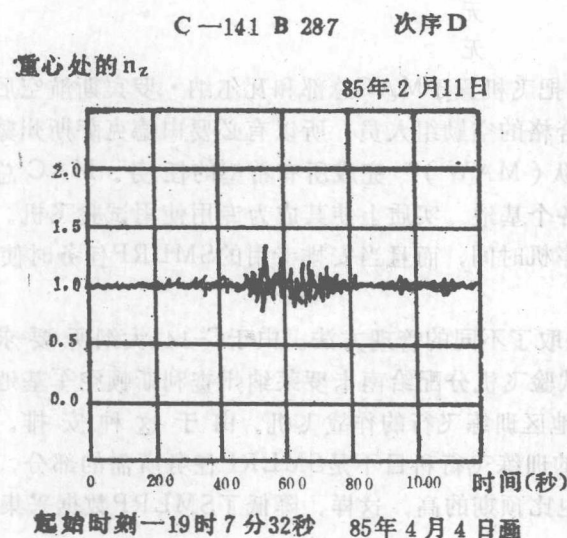


图4 由MIDAS产生的快速检查垂直加速度的例子

超越数综合程序对垂直加速度、各操纵面和应力通道数据进行分级成数据组。对每一数据组打印出峰值出现的累积频数。在分析之前,这种综合提出了估计载荷系数和应力水平的一种手段并指出飞行的相对严重程度。

重大事件综述是与超越程序配合完成的,这种综合表明所选通道是否超过了预定限制值。如果超过了限制值,那么通道幅值和出现时间与所有其他参数一起打印出来。垂直加速度和所选的弹性轴弯曲应力用来进行重大事件的综合。

完成数据压缩,以减少进一步处理的数据量而保持足够的分辨能力。这是通过去掉局部

峰值之间的数据点的一个程序处理C-文件而实现的。对于没表明有规定斜率或幅值变化的给定通道，数据压缩程序删去中间数据点。

完成快速检查综合后，接着是数据压缩。对垂直加速度、应力和操纵面通道的主要峰值进行分级并计数为数据组。各飞行任务段的重要峰值根据可移动的平均水平进行计数，而平均水平用通过局部峰值的可调窗口平均值来确定。平均水平是根据飞行中飞机的构形改变和完成机动引起的突然载荷而变化的。所出现的峰值按地面、飞行、空中加油、起飞和着陆撞击进行分类。主要峰值按每一飞行小时为基础准则化，着陆撞击按每出现1000次加以准则化。

被指定为“Ⅰ型”磁带的压缩数据磁带，是由压缩C-文件产生的。该磁带包含了按通道从ASCⅡ格式排列的数据，具有飞机总重和每个油箱燃油重量的时间历程。被称作为“类型Ⅱ”的时间历程磁带，也是由C-文件在数据压缩前产生的。

数据归并

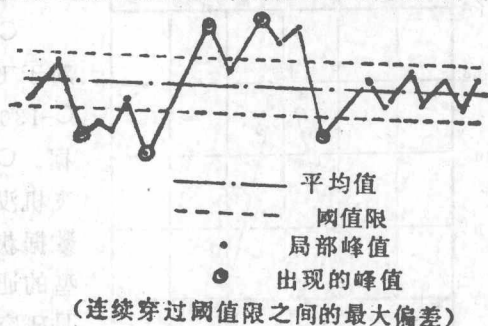
“Ⅰ型”磁带是依次通过数据处理和求和计算机程序进行处理的，在飞-续-飞基础上，数据归并程序完成下列功能：

- 对每一峰值计数通道，计算每一飞行任务段的平均水平；
- 垂直加速度、应力和操纵面的峰值计数；
- 把垂直加速度峰值按阵风 and 机动峰值分开；
- 累积出现超越谱。

平均水平是对前后180秒时间帧上或对最近的无穿越边界的局部峰值作平均计算来确定的。这就提供了允许用非穿越边界的六分可调整窗。非穿越边界定义需要对数据点重新计算均值。例如，起飞、襟翼位置变化、接地、空中加油、爬升和下降等。对于持续时间等于或大于15秒、载荷系数波动等于或大于0.1g时，也需要重新计算平均水平。

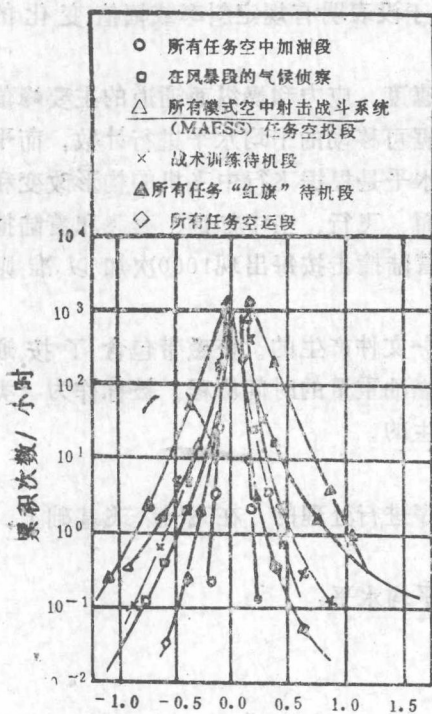
峰值定义为在参数平均值的某一边、时间历程轨迹超过预定阈值限制的最大偏差。对于每一应力测量、操纵面和垂直加速度都要完成峰值计数。垂直加速度峰值或者是作为阵风，或者是作为机动出现数加以分级。这是靠鉴定超越垂直加速度阈值限制之间的持续时间来完成的。如果出现峰值持续时间超过两秒的话，则载荷系数规定为机动的；如果持续时间小于或等于2秒的话，则认为是阵风。

载荷系数阈值超越数与机翼弯曲应力通道是时间相关的。对于在载荷系数阈值超越之间出现的具有同样极性的机翼弯曲应力来说，最大峰值归为机动峰值。换句话说，对于正的载荷系数为正应力，对于负的载荷系数为负应力，这表明机动导致产生应力峰值。载荷系数阈值超越值之间的时间间隔内的所有其他机翼弯曲应力峰值，则归为次要的机动应力峰值，而并不出现在载荷系数阈值超越值之间的时间间隔内的机翼弯曲应力峰值，则规定为阵风峰值。其他应力通道和操纵面由于与垂直加速度没有



通道	阈值限
应力	$\pm 250 \text{ psi}$
重心加速度	$\pm 0.65 \text{ g}$
操纵面	$\pm 0.5^\circ$

图5 峰值计数法



垂直加速度增量(g 为单位)

图6 垂直加速度机动/阵风谱任务比较的例子

六十和七十年代所实施的各种VGH记录器大纲导出的分析垂直加速度谱为基础的。图7示出在估算测量的SMLRP任务指数下，耐久性损伤容限评价的典型分析垂直加速度谱。

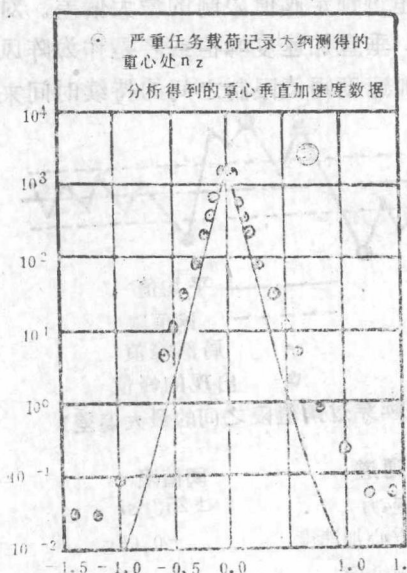


图7 DADTA/SMLRP垂直加速度-机动/阵风谱比较例子

直接关系，所以不分机动还是阵风类。

垂直加速度、应力和操纵面的峰值出现数累积为超越谱。谱按地面和飞行使用情况加以准则化。地面操作谱，包括发动机试车、滑行、起飞、起飞与着陆地面滑跑，在每秒基础上准则化。接地是在每出现1000次基础上准则化的。飞行使用谱是对机动和阵风峰值分类并在每一飞行小时基础上准则化而产生的。

数据分析

严重任务载荷记录大纲的数据分析包括下列各项：

- 任务严重性比较；
- SMLRP与分析的超越谱比较；
- 单位载荷评价；
- 裂纹扩展敏感性评价。

利用超越谱结果确定严重任务类型与其他非严重任务类型的相对严重程度。选择垂直加速度作为飞机所经受环境严重性比较的最全面的表示。然而，利用应力测量得到的数据亦可获得类似的比较。图6给出了垂直加速度机动/阵风谱任务的比较。

垂直加速度超越谱也利用来作为“耐久性、损伤容限评价(DADTA)”和常规飞机跟踪大纲数据的比较和修正。“耐久性、损伤容限评价(DADTA)”是以

结果和结论

C-130和C-141严重任务载荷记录大纲，在评价相对于飞机结构强度任务的实际严重程度上是成功的。C-130和C-141大纲分别记录了400和600小时的记录数据。C-130数据分析表明，在任何严重任务飞行期间，飞机没有达到设计极限载荷。然而，从C-130 SMLRP数据获得的并不反映耐久性损伤容限评价和某些任务类型的通用跟踪大纲准则，如必要，在任务基础上能够容易研究出某些系数，以使DADTA载荷/准则与SMLRP期间所经历的一致。C-130单位载荷分析表明，测得的和分析的载荷总的来说是一致的。C-141 SMLRP数据目前正在分析中，尚无结果可供发表。

严重任务载荷记录大纲的成功应归因于LADS数据系统。两架飞机上的数据系统仅偶然碰到一些小问题，在大多数情况下无需仪表工程师处理。LADS系统也提

供了大量有用的数据，而只是偶然碰到跳码(glitches)，所以，消除了费钱、费时的处理和修正。

许多处理、归并和分析的计算机程序也是可用的，而且成功地管理从SMLRP所得到的大量数据。在计划早期阶段就已决定，在采集和初始数据处理之间的时间间隔必须尽可能短，以保证仪表的有效和尽早检测出可能的严重载荷。如果没有发展计算机软件的话，这个任务是极端困难和费钱的。

严重任务载荷记录大纲的经验和方法，可以运用到现在正在服役的许多飞机上。最引人注目的例子是B-52。自B-52研制成功以来，该型飞机和飞行任务不断发展，而且在将来直至退役很可能还会不断发展。其他可能作为SMLRP候选飞机包括：P-3、S-3、C-135、C-5、747和KC-10等。

(黄舜琪译自 "Society of Flight Test Engineers 16th Annual Symposium Proceedings", 张忠民校)

在亚临界速度下根据随机响应估算颤振或发散边界的新方法

Yuji MATSUZAKI 和 Yasukatsu ANDO

摘 要

本文描述一种在亚临界速度下由紊流引起的响应估算颤振或发散边界的新技术。这种新技术可在没有估算或测量气动弹性模态频率和阻尼的情况下预测边界。用混合的自回归滑动平均过程对采集的时间响应建模。过程的自回归和滑动平均部分的阶数和系数均可用阿卡克 (Akaike) 估算法来确定。通过采用仅由自回归系数表达的朱里(Jury)稳定性行列式可估算出稳定性边界, 同时亦可根据自回归系数求出模态频率和阻尼。所提出的技术, 已成功地用于低超音速流中悬臂机翼模型试验所取得的信号。由真实颤振边界和估算颤振边界之间的比较表明: 在一个远低于边界的窄动压范围内得到的数据, 可对颤振或发散边界作出精确的估算。

I、引 言

颤振预测和颤振澄清试验是飞机设计和研制中非常重要的问题。由于理论分析预测不能达到足够的置信度, 因此, 在风洞和真实飞行试验中验证颤振澄清试验是绝对必要的。为了预测颤振边界¹⁻³, 已在建立精确的, 快速和低成本的方法方面作了不断的努力。

常规的飞行颤振试验方法包括估算气动弹性模态的频率和阻尼随飞行速度的变化关系, 并主要用亚临界速度上阻尼值的外推来确定颤振速度。由于接近颤振边界时, 阻尼特性往往会有急剧的变化, 所以需要估算直到速度非常接近边界时的阻尼值。加之, 精确地估算阻尼要比精确地估算频率困难得多。为了避免仅借助于阻尼, 齐莫曼 (Zimmerman) 和威逊伯格 (Weissenburger) 提出了一个稳定性参数, 即所谓颤振余量, 它与罗斯-汉维茨 (Routh-Hurwitz) 准则中的第一条有关, 并表明与阻尼相比颤振稳定性参数随速压的变化规律有比较单调的性能。该参数需用两个模态频率和阻尼来求取。在飞行试验中, 通常用脉冲激振或简谐激振来激起感兴趣的气动弹性模态, 以便使这种模态响应会大于由紊流引起的随机分量。通常, 这样一套机载激振系统是昂贵的。对于在风洞中作试验的动力相似模型来说, 其激振装置的尺寸和重量又往往是不能接受的。而且试验过程亦是很费时间的。

一种不需要机载激振系统的方法最近已受到广泛的注意。该法以飞行中或风洞中紊流引起的随机响应分析为基础, 并分为二种类型: 一种利用经典随机理论; 另一种使用现代系统识别技术。

功率谱密度 (PSD) 法是根据噪声污染数据估算振动模态频率和阻尼的有用工具。若能

得到输入噪声的功率谱密度,则就能得到振动模态频率和阻尼的精确估算。但是,在颤振试验中,通常无法测得紊流的功率谱密度。而且,要区分频率靠得很近的两个模态的阻尼,尤其在飞行速度接近颤振边界时是很困难的。另一个方法包括计算响应时间历程段的系集平均及拟合衰减曲线。系集平均等价于特征响应函数,而与所提供的紊流无关。根据拟合衰减曲线可确定气动弹性模态的频率和阻尼。在美国,此法已广泛用于飞行颤振试验⁵⁻⁷及风洞试验^{8,9}。但当模态的频率比较接近时,就会遇到分析上的困难⁵。

大量依靠使用高速数字计算机的现代系统识别技术的新进展是值得注意的。在航空领域内,这种方法通常已用于从飞行试验或风洞试验数据中求取飞机操纵性和稳定性导数¹⁰⁻¹³。据作者所知,奥诺达¹⁴(Onoda)写的一篇论文,是用识别技术估算颤振模型响应特性的第一篇著作。他的分析是以预测值识别的阿卡克(Akaike)法¹⁵为基础的。用一个自回归(AR)模型给定随机过程,过程的现时值被表达为一个有限的,由它前面的值加一个随机冲击的线性组合。模型的有限阶数可用阿卡克(Akaike)最终预测误差(FPE)标准来确定。按照奥诺达(Onoda)的数值结果,估算出的模型阶数约为40~60。众所周知,一个自回归滑动平均(AR-MA)模型¹⁶,它不仅包括冲击(滑动平均部分)的线性加权总和,而且包括自回归部分的线性加权总和,所以它可得到一个极为简单的表达式。即自回归和滑动平均部分的少量阶数,就往往足以与一个实际时间序列吻合得非常好。

至于自回归滑动平均模型,阿卡克(Akaike)和他的同事们早在参考资料17中就提出了一个自动拟合法,该法可用极小化一个称为阿卡克信息标准(AIC)的确定量,来确定一个稳态高斯过程模型的阶数和系数。该方法的概念已在参考资料18中提出,在某些问题中已显示出阿卡克的最小阿卡克信息标准法(AIC)的有效性。在亚临界颤振试验中应用此法,看来亦是非常有效的。

在报告中,将提出一个预测颤振或发散边界的新技术,对于线性离散时间系统来说,此法主要以阿卡克(Akaike)法和朱里(Jury)稳定性准则¹⁹为基础。朱里准则的重要性,在于它的参数值以类似于颤振余量的单调方式变化。在亚临界状态下,由于风洞紊流引起的气动弹性响应是用自回归—滑动平均(AR-MA)过程表示的。在该技术中,能在没有测量或没有估算气动弹性模态频率和阻尼的情况下,仅用过程的自回归(AR)系数来预测稳定性边界。为了论证其有效性,在日本国家宇航实验室(NAL)供颤振试验用的跨音速增压风洞中,将所介绍的技术已应用于试验的悬臂机翼模型响应中。本文的编排如下:第二部分介绍估算技术的理论基础;第三部分介绍所用模型和试验方法,第四部分给出数据分析、结果和结论。

II、理论基础

在定常流动下由大气紊流激起的机翼响应 $\tilde{y}(t)$,用一个给定时间间隔 T 采样,以取得有限离散时间序列 $\{y(T), y(2T), \dots, y(NT)\}$ 。把 $y(NT)$ 简写为 $y(n)$ 。假设 $\{y(n)\}$ 由混合的自回归滑动平均时间序列模型所控制。

$$\sum_{m=0}^{2J} b(m)y(n+m) = \sum_{m=0}^{2J-1} a(m)x(n+m) \quad (1)$$

式中, $b(0) \neq 0$, $b(2J) = 1$ 。阶数 $2J$, 滑动平均系数 $\{a(m)\}$, 和自回归系数 $\{b(m+1)\}$ 。

$\{1\}$, $m=0, 1, \dots, 2J-1$, 是需要估算的未知整实数。一个时间序列 $\{x(n)\}$, $n=1, 2, \dots, N$, 表示加到系统上的一个噪音过程, 假如 $\{x(n)\}$ 是一个具有零均值和未知方差 σ^2 的高斯独立随机序列。

$$E\{x(m)\} = 0 \text{ 和 } E\{x(m)x(n)\} = \sigma^2 \delta_{mm} \quad (2)$$

式中 δ_{mm} 是克罗内克 (kronecker) δ 。

当采样数据 $\{y(n)\}$, $n=1, 2, \dots, N$, 时, 未知量 J , $\{b(m)\}$, $\{a(m)\}$ 和 σ^2 可借助参考资料17中给定的自回归滑动平均 (AR-MA) 模型自动拟合程序来估算。参考资料18中介绍了阿卡克 (Akaike) 的最小阿卡克信息标准法 (AIC) 的详细概念。按最佳选择选定最小阿卡克信息标准 (AIC) 的一组参数值, 在我们的问题中, 可把阿卡克信息标准 (AIC) 给定为:

$$[AIC] = -2 \log_e L + 8J \quad (3)$$

式中 L 为高斯过程 $\{x(n)\}$ 的似然函数:

$$L\{\{y(n)\}, n=1, \dots, N; J, \sigma^2, \{a(n)\}, \{b(m+1)\}, m=0, \dots, 2J-1\} \\ = \frac{1}{(\sqrt{2\pi}\sigma)^N} \exp \left[-\frac{1}{2\sigma^2} \sum_{n=1}^N \{x(n)\}^2 \right] \quad (4)$$

对方程 (1) 作 z 变换¹⁰, 可得:

$$\sum_{m=0}^{2J} b(m) Z^m \left[Y(z) - \sum_{j=0}^{m-1} y(j) z^{-j} \right] \\ = \sum_{m=0}^{2J-1} a(m) z^m \left[X(z) - \sum_{j=0}^{m-1} x(j) z^{-j} \right] \quad (5)$$

此处 $Y(z)$ 和 $X(z)$ 分别为 $y(n)$ 和 $x(n)$ 的 z 变换, 即

$$Z(y) = Y(z) = \sum_{j=0}^{\infty} y(j) z^{-j} \\ Z(x) = X(z) = \sum_{j=0}^{\infty} x(j) z^{-j} \quad (6)$$

因此, 传递函数可由下式给定:

$$H(z) = \frac{\sum_{m=0}^{2J-1} a(m) z^m}{\sum_{m=0}^{2J} b(m) z^m} \quad (7)$$

从这里, 我们可得到特征方程:

$$\sum_{m=0}^{2J} b(m) z^m = 0 \quad (8)$$

现在, 让我们简要讨论一下线性离散时间系统的稳定性¹⁰。与连续时间情况相类似, 如果全部有界输入总与有界输出相对应, 则系统就可定义为稳定的。如果, 并且仅仅如果传递函数的全部奇异点位于单位圆内, 就满足条件。由于方程 (7) 的分子是规则的, 只要

$$|z_m| < 1, \text{ 对于 } m=1, \dots, 2J \quad (9)$$

给出的系统就是稳定的。式中 z_m 是由方程(8)所给定的特征方程的根。在稳定性的实际估计中,与连续系统的罗斯—汉维茨准则相类似的朱里行列式法¹⁰是合适的。其特征多项式可表示为:

$$G(z) = \sum_{m=0}^n c(m)z^m = 0 \quad (10)$$

当 n 是一个偶数,且 $c(n) > 0$ 时,则稳定性条件¹⁰如下: $G(1) > 0, G(-1) > 0$ (11)

$$F^{\pm}(m) = |X_m^* \pm Y_m^*| > 0 \text{ 对于 } m=1, 3, \dots, n-1 \quad (12)$$

此处 X_{n-1}^* 和 Y_{n-1}^* 是 $(n-1) \times (n-1)$ 阶矩阵,可定义为:

$$X_{n-1}^* = \begin{pmatrix} c(n) & c(n-1) & \dots & c(3) & c(2) \\ 0 & X_{n-3}^* & \begin{matrix} c(n) & c(n-1) & \dots & c(4) \end{matrix} & c(3) \\ \vdots & 0 & \begin{matrix} c(n) & \dots & c(5) \end{matrix} & c(4) \\ & \vdots & & \vdots \\ 0 & \dots & 0 & c(n) & c(n-1) \\ 0 & \dots & \dots & \dots & c(n) \end{pmatrix} \quad (13.1)$$

$$Y_{n-1}^* = \begin{pmatrix} c(n-2) & c(n-3) & \dots & c(1) & c(0) \\ c(n-3) & \dots & \dots & c(0) & 0 \\ \vdots & & & & \vdots \\ c(0) & 0 & \dots & \dots & 0 \end{pmatrix} \quad (13.2)$$

X_{n-1-2k}^* 和 Y_{n-1-2k}^* 是 $(n-1-2k) \times (n-1-2k)$ 阶矩阵,分别是由 X_{n-1}^* 和 Y_{n-1}^* 上抹去开始的 k 行和 k 列以及最后的 k 行和 k 列而得到的。分别把它们称之为 X_{n-1}^* 和 Y_{n-1}^* 的内部。

$F^{\pm}(m)$ 是矩阵 $[X_m^* \pm Y_m^*]$ 的行列式。

因而,稳定性边界可定义为:至少是违背方程(11)和方程(12)中一个的最低流速。换句话说,例如边界就是:

$$G(1)=0, G(-1)=0, \text{ 或 } F^{\pm}(m)=0 \quad (14)$$

对于 $m=1, 3, \dots, n-1$

时的最小流速。为了预测这个速度,我们应在几种亚临界速度上估算稳定性参数 $G(1)$, $G(-1)$, 和 $F^{\pm}(m)$, 作出稳定性参数随流速变化的图,并把各个稳定性参数点拟合成一条曲线。曲线同流速座标的交点就表示满足方程(14)的速度。

下面介绍使用估算出的自回归系数时,计算 ω_m 和 η_m ,以及朱里(July)和罗斯—汉维茨(Routh-Hurwitz)稳定性准则间的关系。假设此处用粘性阻尼振荡运动来表示响应特

性, 则J自由度系统的响应 $\tilde{y}(t)$ 可给定为:

$$\tilde{y}(t) = \sum_{m=1}^J \{A_m \exp(s_m t) + B_m \exp(\bar{s}_m t)\} \quad (15)$$

式中 $\bar{s}_m$ 是 s_m 的共轭复数。并且

$$s_m = \{-\eta_m + i(1 - \eta_m^2)^{\frac{1}{2}}\} \omega_m \quad (16)$$

式中 ω_m 和 η_m 分别表示第m个模态的频率和阻尼率。如果 $\eta_m^2 \ll 1$, 则方程(16)可简化为:

$$s_m = (-\eta_m + i) \omega_m \quad (17)$$

因此, 我们可得:

$$\omega_m = (s_m)_I^* \quad (18.1)$$

$$\eta_m = -(s_m)_R^* / (s_m)_I^* \quad (18.2)$$

对应系统的特征方程可表示为:

$$\sum_{m=0}^{2J} c_m s^{2J-m} = 0, \quad c_0 = 1 \quad (19)$$

对于 $m=1, 2, \dots, J$ 来说, 具有J对 s_m 和 $\bar{s}_m$ 共轭复根, 这样就可把方程(19)改写为:

$$\prod_{m=1}^J (s - s_m)(s - \bar{s}_m) = 0 \quad (20)$$

z变量和s变量之间有一个给定的关系¹⁹

$$z = \exp(sT) \quad (21)$$

由于 $m=1, 2, \dots, J$ 的 z_m 和 $\bar{z}_m$ 可用方程(8)作数值估算, 此处可求得自回归系数 $b(m)$

后, 就可用方程(21)计算 s_m 和 $\bar{s}_m$ 。把 s_m 和 $\bar{s}_m$ 代入方程(18)或(16)就可求得 ω_m 和 η_m 。

把 s_m 和 $\bar{s}_m$ 代入方程(20), 并比较方程(19)和方程(20), 可以确定方程(19)中的系数 $\{c_m\}$ 。因此, 气动弹性系统的稳定性边界, 亦可借助于罗斯—汉维茨准则用与朱里行列式法相同的方式来检验。方程(19)给出的特征方程的稳定性条件²⁰为:

$$\begin{aligned} c_m &> 0 && \text{对于 } m=0, 1, \dots, 2J \\ \text{并且 } D_m &> 0 && \text{对于 } m=1, 2, \dots, 2J \end{aligned} \quad (22)$$

此处

$$D_m = \begin{vmatrix} c_1 & c_0 & 0 & 0 & 0 & \dots \\ c_3 & c_2 & c_1 & c_0 & 0 & \dots \\ c_5 & c_4 & c_3 & c_2 & c_1 & \dots \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ c_{2m-1} & c_{2m-2} & \dots & \dots & \dots & c_m \end{vmatrix} \quad (23)$$

在各个行列式中, 所有带负角标或带大于 $2J$ 角标的 c , 均用 0 来代替。大家都知道, 这种状

*角标I表示虚部, 角标R表示实部。一译注