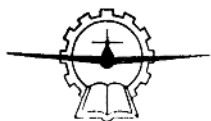


计算飞机突风载荷 的功率谱法



国外航空编辑部

1978

计算飞机突风载荷 的功率谱法

目 录

序.....	1
符号.....	5
第一章 大气紊流模型	11
1.1 概述	11
1.2 基本假定	12
1.3 功率谱密度函数	14
1.4 紊流速度均方根值的概率分布	19
第二章 飞机对大气紊流的动态响应	22
2.1 基本关系式	22
2.2 频率响应函数	28
第三章 设计准则	34
3.1 引言	34
3.2 设计包线准则	36
3.3 任务分析准则	40
3.4 组合准则	44
第四章 设计方法	46
4.1 引言	46
4.2 匹配情况法	47
4.3 联合概率法	54
4.4 设计方法的选择	61
第五章 计算步骤	63

5.1 引言	63
5.2 分析所需的飞行状态	64
5.2.1 任务分析准则	64
5.2.2 设计包线准则	65
5.3 动态分析	65
5.4 确定使用载荷	67
5.5 产生设计情况；联合概率分析	68
5.6 应用功率谱法确定突风载荷的 例子	70
附录 等概率椭圆.....	74
表.....	80
图.....	83
参考文献.....	104

序

许多不作急剧机动动作的飞机，尤其是运输机，往往是“突风临界的”，即其突风载荷大于机动载荷。对于这种飞机的结构设计，合理地确定突风载荷具有重大的意义。

三十年代以来，飞机突风载荷的计算一直采用准静态离散突风法。这种方法把大气扰动理想化为具有一定形状（如 $1-\cos$ 型）、一定梯度距离（或波长）及一定强度的单个孤立的突风；通常仅把飞机作为一刚体，分析它穿过这种理想化突风时的上下浮沉运动，得出由此产生的附加过载之峰值，即所谓突风过载公式。利用突风过载公式，根据一种飞机上测得的重心法向加速度峰值，预测另一种与之类似的飞机上的重心法向加速度峰值。对于速度较低、较刚硬的飞机（较刚硬的飞机的结构以不易激起的、中等到很好衰减的弹性振型为特征，最低弹性振型固有频率为刚体短周期振型频率的 $5\sim 10$ 倍。对于这种飞机，结构应力基本上正比于飞机重心法向加速度，因此重心法向加速度或重心过载是合适的载荷度量），长期的飞行记录表明，这种方法是很成功的。但是，随着飞行速度的增加，飞机尺寸的增大，飞机的动态响应特性有着显著的变化。较大的飞机通常具有容易激起而又衰减得差的弹性振型，某些飞机的最低弹性振型频率接近于短周期振型的频率。对于这种飞机，弹性振型的动态变形产生动态应力，引起载荷的增加，飞机结构各部位上的应力不能简

单地用飞机重心过载来描述，必须同时考虑飞机结构的许多部位上的应力响应。对于这种飞机，准静态离散突风法是不适用的（在 $V-n$ 图上离散突风包线在此也失去意义了）。

可以在离散突风概念基础上考虑动态效应，这就是动态离散突风法（调谐离散突风法）。按照这种方法，在分析飞机穿过离散突风的运动中，要计入飞机的弹性振型，离散突风的形状与强度保持不变，变更梯度距离（或波长），使飞机结构各部位上的动态载荷响应达到各自的最大值，并对此最大载荷进行设计。对结构上不同部位，和同一部位上的不同载荷量，使载荷达到最大值的梯度距离可能各不相同，突风梯度离距与强度这种任意组合是不符合实际情况的，因而不合理。

功率谱法则把产生飞机突风载荷的大气扰动看成为连续的随机过程，即所谓连续紊流，并用功率谱及均方根突风速度的分布来表征，然后把它与飞机结构的动态响应特性结合在一起，用随机过程理论的方法确定由大气紊流产生的飞机载荷。

实际测量表明，大气中虽确有少量离散突风，但占优势的是连续紊流，因而连续紊流的概念较符合实际；同时，大气紊流谱较合理地描述了突风波长与强度的组合；此外，用统计方法可以把突风的峰数与飞机突风载荷的峰数联系起来，从而可以考虑由于飞机使用方式（任务）的不同而引起的突风载荷的变化。这是功率谱法的三个主要优点。

功率谱概念是四十年代后期引入突风载荷研究的，而相应的设计准则与设计方法则是十年前建立起来的^[1,2]。1971年的美国空军军用强度规范^[3]中，采用了功率谱法。该方法也

已以附录形式列入 1974 年国际民航适航性技术手册⁽⁴⁾之中。在美国,已应用于波音-747, L-1011 及 DC-10 这样一些现代民航机的设计。

但是,对功率谱法尚有另一种看法。他们认为,大气紊流模型的主要弱点是紊流片的正态分布假定,即高斯(Gauss)假定。从一片雷雨中紊流测得的突风速度的概率分布与最好的正态假定之间,在小突风速度处虽然是一致的,但在极大突风速度处(740呎/秒)则偏于不安全,详见图 4。相应地,按正态假定,在一片紊流内飞机法向加速度峰值应按 Rayleigh 分布(见本文(2.5)式),而在严重紊流中实测结果比 Rayleigh 分布含有显著多的峰值^(5,6),它更接近于指数分布。J. G. Jones⁽⁷⁾认为,上述差别的原因在于功率谱法的大气紊流模型中没有考虑到大气中存在与气流的“有组织结构”或“涡流”相关联的较强的能量集中,这种能量集中反映在功率谱上呈现为局部的大梯度。他把这种能量集中模型化为包括一大范围梯度离距和强度的离散斜坡突风族。每一个离散突风产生飞机响应的一个峰值。此峰值在突风开始时飞机处于未扰平衡状态的假定下按瞬态响应计算得到。这种计算突风载荷的方法称为 Jones 方法。这种方法可应用于衰减较好的振型(阻尼系数 >0.1),而功率谱法则适用于衰减得差的振型。一般说来,纵向刚体振型是衰减较好的(尤其是有增稳系统时),侧向刚体振型则是衰减得差的(无偏航阻尼器时),各弹性振型的阻尼(包括气动阻尼与结构阻尼)系数则小于 0.1 (无振型控制时)。因此,有可能功率谱法与 Jones 方法结合能合理地确定突风载荷,但这有待于进一步研究。

目前, Jones 方法尚在发展中,刚刚试用于典型设计。而

功率谱法基本上已发展成为一种较完整的方法。同时，对紊流片内突风速度分布的非正态性不应看得过分严重，因为假定大气紊流是由无穷多片紊流组成，均方根突风速度的分布是由测得的飞机法向加速度峰值分布导出的，这样做时已消除了非正态性的影响。因此，至少在目前，对大型柔性飞机来说，功率谱法是比较合理的确定飞机突风载荷的方法。

本文试图介绍功率谱法的基本概念、计算方法及步骤，包括大气紊流模型，飞机动态响应、设计准则，设计方法及计算步骤五个方面。介绍力求简要，对有关细节将指出相应的参考文献。

本文所叙述的功率谱法是用来确定飞机静强度计算所需的设计突风载荷的，但除第三章外，其余内容对确定飞机疲劳强度计算所需的突风载荷谱也是很有用的。

符 号

$\bar{A}$	载荷量或应力量的均方根值对紊流速度的均方根值之比
b	机翼展长
b_1, b_2	分别为在非暴风紊流与暴风紊流中紊流速度的均方根值
$C_{L \max}$	最大升力系数
C_r	机翼根部弦长
$E(\Omega)$	三维紊流功率谱密度函数
E_i	基元分布
$\bar{E}_i$	使用水平的无量纲基元分布
EI	抗弯刚度
F_c	许用压应力
F_t	许用拉应力
F_τ	许用剪应力
f	轴应力
$\bar{f}$	1g 平飞的 f 值
$\hat{f}(\sigma_w)$	紊流速度垂向分量均方根值的概率分布密度函数
g	结构阻尼系数
$H(\Omega)$	飞机结构对大气紊流的频率响应函数

$H_{fzh}^{(\Omega)}, H_{fxu}^{(\Omega)}$	轴应力频率响应函数的实部与虚部
$H_{szh}^{(\Omega)}, H_{sxu}^{(\Omega)}$	剪力频率响应函数的实部与虚部
$H_{tzh}^{(\Omega)}, H_{txu}^{(\Omega)}$	扭矩频率响应函数的实部与虚部
$H_{\xi zh}^{(\Omega)}, H_{\xi xu}^{(\Omega)}$	剪应力频率响应函数的实部与虚部
h	高度
$h_{(n)}$	单位脉冲响应
K	积分方程的核
k	无量纲折合频率
L	紊流尺度
L_D	匹配产生的设计情况载荷
L_s	统计确定载荷
L_{us}, L_w	紊流速度纵向分量与垂向分量的紊流尺度
M	马赫数
M	弯矩
M_i	第 i 个固有振型的广义质量
MS	安全裕度
MS_{jian}	剪切安全裕度
MS_{la}	拉伸安全裕度
MS_{ya}	压缩安全裕度
m	单位翼展的质量
N_0	特征频率或期望频率
N_p	每小时复合应力超越使用强度包线的次数
$N_{(y)}$	每小时载荷量或应力量超越给定 y 值的次数

ΔN_{2x}	重心处过载增量
$P(T_0)$	平均每架飞机遭遇突风的损失概率
$P(MS < 0, \sigma_w)$	在给定均方根紊流速度值下, 安全裕度小于零或复合应力超过使用强度的概率
p_1, p_2	分别为飞机在非暴风紊流与暴风紊流中飞行时间与总飞机时间之比
p_x	由正弦突风场产生的升力面上的气动压力
p_j	由第 j 个模态的运动产生的升力面上的气动压力
$\tilde{p}_x, \tilde{p}'_x$	分别为 p_x, p_j 按正弦变化时的模
$p(S, T)$	剪力与扭矩的联合概率分布密度函数
$p(\xi, f)$	剪应力与轴应力的联合概率分布密度函数
$p(\xi, \alpha, f, \beta)$	剪应力、剪应力的变化率、轴应力、轴应力的变化率的联合概率分布密度函数
Q_{ig}	由正弦突风场产生的在第 i 个模态上的广义气动力
Q_{ij}	由第 j 个模态的运动而在第 i 个模态上产生的广义气动力
$\tilde{Q}_{ig}, \tilde{Q}_{ij}$	分别为 Q_{ig}, Q_{ij} 按正弦变化时的模
$\tilde{Q}'_{ig}, \tilde{Q}''_{ig}$	$\tilde{Q}_{ig}$ 的实部与虚部
$\tilde{Q}'_{ij}, \tilde{Q}''_{ij}$	$(\tilde{Q}_i/\tilde{q}_j)$ 的实部与虚部

q	动压
q_i, q_j	广义坐标
$\tilde{q}_i, \tilde{q}_j$	q_i, q_j 按正弦变化时的模, 即广义坐标的频率响应函数
$R_u(r), R_w(r)$	紊流速度纵向分量与垂向分量的自相关函数
S	面积
S	剪力
$\bar{S}$	1 g 平飞 S 值
T	扭矩
$\bar{T}$	1 g 平飞 T 值
$T(\Omega)$	偏航阻尼器的传递函数
t	时间
U_{de}	离散突风法中的设计突风速度 (当量空速)
$U_o = \sigma_w \eta_d$	功率谱法中的设计突风速度 (真速)
V	飞机前进速度
V_B	飞机在为 V_B 规定的设计突风速度给出的载荷水平上不会发生失速的最小速度
V_C	设计巡航速度
V_D	设计俯冲迅速
V_H	平飞速度 (其定义见 MIL-A-008860 USAF, 1971)
u, v, w	分别为紊流速度的纵向分量, 侧向分量及垂向分量

$\tilde{w}_j$	正弦突风的幅值
w_j	第 j 个振型运动产生的下洗
$\tilde{w}_j$	w_j 按正弦变化时的模
y	载荷量或应力量
y^{*j}	y 的设计值
y^{*y}	y 的使用值
$\dot{Z}$	复合应力变化率矢量
$Z(x, y)$	飞机结构各点的垂向位移
$\alpha = \xi$	剪应力的变化率
$\beta = \eta$	轴应力的变化率
$\gamma_{w\mu}$	紊流速度垂向分量与纵向分量之间的相干函数
δ_r	方向舵偏转角
θ	俯仰角
λ	波长
ξ	剪应力
$\bar{\xi}$	1 g 平飞的 ξ 值
$\xi_i(x, y)$	第 i 个振型
η_d	设计因子
ρ	相关系数
$\rho(x, y)$	飞机结构的质量密度
$\sigma_w, \sigma_v, \sigma_u$	分别为紊流速度纵向分量、侧向分量及垂向分量的均方根值
σ_y	任一载荷量或应力量（突风增量部分）的均方根值
$\sigma_\xi, \sigma_\eta, \sigma_\alpha, \sigma_\beta$	分别为剪应力与轴应力（突风增量

	部分), 剪应力变化率及轴应力变化率的均方根值
$\phi_w(\Omega), \phi_v(\Omega)\phi_w(\Omega)$	分别为紊流速度纵向分量、侧向分量及垂向分量的功率谱密度函数
$\phi_y(\Omega)$	任一载荷量或应力量的功率谱密度函数
$\dot{\psi}$	偏航角速度
Ω	空间圆频率
Ω_c	求 $\bar{A}$, N_0 时的截止频率
ω	飞机或测量系统的圆频率

第一章 大气紊流模型

1.1 概 述

大气紊流是指大气微团的无规则的随机运动。紊乱的空气以变化着的速度与方向移动着；显著地扰动飞机的速度脉动称为突风。事实上，在突风载荷理论中，突风与紊流常常是当作同义语使用的。

大气紊流由风剪或在积云与雷雨中的对流作用产生。各类大气紊流产生机理的概述见〔8〕。大气紊流最终能源来自太阳的辐射，而地球的转动则加剧了这种紊流。

紊流可分为晴空紊流及积云内与雷雨内紊流。这三类紊流的垂向分量的时间历程的一个采样示于图1。晴空紊流通常定义为不在云内或其附近的紊流，大多出现在低空，它来源于部局风剪，其特点是不能用肉眼看出或雷达测出，因而较难于发现。所幸者，平均来说晴空紊流强度是小的，对飞机没有多大危险，但对飞机结构的疲劳影响较大。积云与雷雨内紊流主要由对流产生。雷雨内紊流对飞机最为危险，不仅因为紊流强度大，更甚者，其垂向与水平方向范围对飞机都有大的危险。

紊流按其所在高度有时分为低空紊流与高空紊流。低空紊流是指地球附面层内的紊流，它来源于地形的粗糙度与风之间的相互作用。大气不稳定时，地球的附面层厚度约为1000呎，因此通常高度在1000呎内的紊流称为低空紊流，

1000呎以上称为高空紊流。

紊流按其强度分成四级：轻微紊流、中等紊流、严重紊流和极严重紊流；详见文献〔8〕中表Ⅰ紊流强度预报指南。

大气紊流对飞机的设计与使用具有深刻的影响。从飞机结构强度观点来说，飞机结构可能在严重紊流中由于超载而损坏，中等紊流则是飞机结构疲劳损伤的主要来源。

在物理上，大气紊流用

(1) 每单位质量的总能量（即能量密度）和各种波长上的能量密度分布

(2) 沿航迹长度上的速度分布来描述。相应地，在数学上，大气紊流视为连续的随机过程，用功率谱密度函数与紊流速度均方根值的概率分布来描述。

实际存在于大气中的紊流是三维的，包括纵向、垂向与侧向三个分量。但产生显著载荷的只是紊流的横向（包括垂向与侧向）分量^{〔9〕}。因而下面叙述只限于横向分量，且常以垂向分量为例。由于紊流的各向同性，对紊流垂向分量的所有叙述皆适用于紊流的侧向分量。

1.2 基本假定

目前用于计算飞机突风载荷的大气紊流模型，假定飞机所遭遇的紊流由许多片紊流组成。并假定紊流具有下列特性：

1. 是各向同性紊流 所谓各向同性，是指不存在占优势的运动方向。飞机飞越紊流时，各向同性表现为紊流速度分量的任一函数的时间平均与参考轴的方向无关，例如：三个正交速度分量的均方根值相等， $\sigma_u = \sigma_v = \sigma_w$ ，紊流垂向分

量的功率谱密度函数与侧向分量的功率谱密度函数一样, $\phi_w = \phi_v$; 由于各向同性, 雷诺(Reynold)剪应力 $-\rho \overline{uv}$ 、 $-\rho \overline{vw}$ 、 $-\rho \overline{wu}$ 为零, 从而任意两个分量的互功率谱 $\phi_{uv} = \phi_{vw} = \phi_{wu} = 0$, 或两个分量之间的相干函数 (Coherence Function) $\gamma_{uv}^2 = \gamma_{vw}^2 = \gamma_{wu}^2 = 0$, 此处相干函数定义为 $\gamma_{uv}^2 = \frac{|\phi_{uv}(\Omega)|^2}{\phi_u(\Omega)\phi_v(\Omega)}$ 等等。用相干函数检验大气紊流各向同性的一个例子见图 2, 由图可知各向同性假设是相当合理的。

2. 紊流在空间是暂时冻结的 一般说来, 紊流在一给定的时刻是随空间位置而变化的, 而在一给定的空间位置又是随时间而变化的。但对大多数飞机来说, 飞机飞过其本身长度的时间约为若干分之一秒, 测量表明, 紊流速度的型式在此时间内没有显著的变化。于是, 假定紊流速度的型式在空间是暂时冻结的, 即可看成一随机变化的曲面, 见图 3。此假设又称为泰勒 (Taylor) 假设。这样, 飞机飞越紊流就像汽车跑过粗糙不平的道路一样。飞机飞越紊流时, 紊流随空间离距的变化通过 $S = Vt$ 的关系就转化为飞机经受的紊流的时间历程, 此处 V 为飞机前进速度。注意, 泰勒假设成立的条件是 $V^2 \gg \sigma_u^2$, 此假设不适用于垂直起落与短距起落飞机, 尤其是当它们近于悬停状态时。

3. 是一维紊流 从紊流的短时采样中发现紊流片基本上是均匀的, 即各位置上紊流强度相同。因此, 一般说来, 紊流的垂向分量既随飞行方向变化, 也随飞机的展向变化, 亦即是二维的 (见图 3a)。但除对很大的飞机 (尤其是低空飞行) 外, 紊流沿展向的变化影响相对来说是较小的, 因而可以假定紊流的垂向分量沿展向是不变的, 亦即为一维 (见图 3b)。一维紊流有时又称为柱状紊流。当然, 紊流的