



专用条件

编 号：SC-25-067

日 期：2025年3月21日

局长授权颁发：

徐 峰

突风和紊流载荷

本专用条件根据中国民用航空规章《民用航空产品和零部件合格审定规定》（CCAR-21）颁发。

1. 生效日期

自颁发之日起生效。

2. 背景

现行《运输类飞机适航标准》（CCAR-25-R4）关于突风和连续紊流的要求等同于美国《运输类飞机适航标准》（14 CFR 25）第86修正案水平要求，FAA已经通过141号修正案修订了该条款，增加了针对翼吊发动机布局的斜突风、多轴突风等要求，以适用于目前典型的翼吊发动机布局的飞机。

AG600型飞机具有机翼吊挂四台发动机、机翼外侧下方对称布置一对浮筒的多外挂设计特点。鉴于“从使用中的类似民用航空产品或具有类似设计特点的民用航空产品得到的经验表明，可能产生不安全状况”。根据《民用航空产品和零部件合格审定规定》（CCAR-21-R5）第21.16条规定，需要制定相应的专用条件。

3. 适用范围

AG600型飞机

4. 专用条件

(a) 离散突风设计准则 假定飞机在平飞中遇到对称垂直突风和横向突风。限制突风载荷的确定必须根据下列规定：

(1) 必须通过动态分析确定每个结构部分的载荷。分析时必须考虑非定常气动特性和包括刚体运动在内的所有重要的结构自由度。

(2) 突风形状为1-cos型:

$$U = \frac{U_{ds}}{2} \times [1 - \text{Cos}(\pi s / H)] \quad 0 \leq s \leq 2H$$
$$U = 0 \quad s > 2H$$

式中, s 为进入突风区的距离; H 为突风梯度, 即突风达到其峰值速度时与飞机飞行航迹的平行距离。

(3) 突风梯度要求: 必须在9m到107m范围内对突风梯度进行足够研究。

(4) 设计突风速度要求:

$$U_{ds} = U_{ref} F_g \left(\frac{H}{107}\right)^{\frac{1}{6}}$$

式中, U_{ref} 为当量空速表示的参考突风速度; F_g 为飞行剖面缓和系数。

(5) 参考突风速度要求:

设计速度 $V_B \sim V_C$ 时: 参考突风速度从海平面17.07m/s EAS线性下降至4572米13.41m/s EAS, 进而继续线性下降至18288米6.36m/s EAS, 包括正、负突风。

设计速度 V_D 时: 参考突风速度是设计速度 $V_B \sim V_C$ 时的0.5倍。

(6) 飞行剖面缓和系数

飞行剖面缓和系数 F_g 从海平面值起线性增加到允许最大使用高度时的1.0。在海平面时, 飞行剖面缓和系数由下列公式确定:

$$F_g = 0.5(F_{gz} + F_{gm})$$

$$F_{gz} = 1 - Z_{mo} / 76200$$

$$F_{gm} = \sqrt{R_2 \text{Tan}(\pi R_1 / 4)}$$

式中, R_1 为最大着陆重量与最大起飞重量之比, R_2 为最大零燃油重量与最大起飞重量之比, Z_{mo} 为CCAR 25.1527允许的最大使用高度。

(7) 当分析中包含有增稳系统时, 在根据限制突风情况推算限制载荷时应当考虑该系统的任何显著的非线性影响。

(b) 连续紊流设计准则 必须考虑飞机对垂直和横向连续紊流的动响应。动

态分析必须考虑非定常气动特性和包括刚体运动在内的所有重要的结构自由度。必须CCAR 25.321(b)规定的所有临界高度、重量和重量分布以及(b)(3)项表述范围内的所有临界速度确定限制载荷。

(1) 除本条(b)(4)和(b)(5)项规定者外，必须使用下列公式：

$$P_L = P_{L-1g} \pm U_\sigma \bar{A}$$

式中：

P_L = 限制载荷；

P_{L-1g} = 该情况的定常1g载荷；

\bar{A} = 该情况的载荷增量均方根值与紊流速度均方根值之比；

U_σ = 本条(b)(3)项规定的以真实空速表示的限制紊流强度。

(2) \bar{A} 必须按下式确定：

$$\bar{A} = \sqrt{\int_0^\infty |H(\Omega)|^2 \Phi(\Omega) d\Omega}$$

式中， $H(\Omega)$ 为动态分析确定的频率响应函数，表明飞机结构中的载荷与大气紊流的关系； $\Phi(\Omega)$ 为大气紊流的标准化功率谱密度，由下式给出：

$$\Phi(\Omega) = \frac{L}{\pi} \frac{1 + \frac{8}{3}(1.339L\Omega)^2}{[1 + (1.339L\Omega)^2]^{\frac{11}{6}}}$$

式中， Ω 为折算频率，弧度/米； $L=760$ 米，为紊流尺度。

(3) 以符合本款所必需的真实空速来表示的限制紊流强度 U_σ 为：

(i) 在 V_B 和 V_C 飞机速度之间：

$$U_\sigma = U_{\sigma ref} F_g$$

式中， $U_{\sigma ref}$ 为参考紊流强度，自海平面的27.43米/秒(真实速度)线性变化到7315米高度的24.08米/秒(真实速度)，然后保持不变直至18288米的高度； F_g 为本条(a)(6)项定义的飞行剖面缓和系数。

(ii) 在速度 V_D ： U_σ 等于按本款(3)(i)目所得数值的1/2。

(iii) 在 V_C 和 V_D 速度之间： U_σ 等于用线性内插求得的数值。

(iv) 在所有速度下都必须考虑因连续紊流引起的正、负载荷增量。

(4) 当分析中包含有影响飞机动态响应的自动系统时，必须如实或保守地考虑系统的非线性对处于限制载荷水平的载荷影响。

(5) 如需对飞机具有显著非线性的载荷进行评估时，必须假定紊流场的均方根速度等于第(3)项规定 U_0 值的40%。限制载荷值为在紊流场中的超越概率与同样载荷量值 $\bar{A}U_0$ 在线性近似模型中超越概率相同的那个载荷。

(c) **翼吊发动机的补充突风情况** 对装有翼吊发动机的飞机，其发动机安装节、吊挂及机翼支承结构，必须按飞机上作用有下列动态突风情况时短舱重心处产生的最大响应进行设计：

(1) 按本条(a)款确定的、沿垂直于飞行航迹的每一角度作用的离散突风，以及如下单独作用的；

(2) 一个垂直、一个横向的离散突风组合。这两个突风的每一长度必须分别按本条(a)款的最大响应调谐。必须规定飞机在组合突风场中的穿越情况以及垂直和横向突风分量的相位，以便得出对于该突风对应的最大响应。在缺少更合理的分析时，必须用以下公式计算所有六个自由度上的每一最大发动机载荷：

$$P_L = P_{L-1g} \pm 0.85(L_V + L_L)^{0.5}$$

式中：

P_L = 限制载荷；

P_{L-1g} = 该情况的定常1g载荷；

L_V = 按本条(a)款，因垂直突风引起的峰值增量响应载荷；

L_L = 按本条(a)款，因横向突风引起的峰值增量响应载荷。