

# 民用飞机抖振包线图绘制研究

金利云\*, 余圣晖, 欧阳一方

上海飞机设计研究院 总体气动部, 上海 201210

**摘要:** 介绍了飞机抖振形成的机理及民用飞机振动和抖振相关适航审定要求。在该适航审定要求的指导下, 给出了民用飞机抖振边界试飞方法: 加速法、减速法和收敛转弯法。抖振包线包括等高度曲线、等最大使用校正空速 ( $V_{MO}$ ) 曲线、重心修正曲线、等重量曲线四部分, 分别给出了各个部分曲线的绘制方法, 并根据抖振边界试飞数据得出抖振包线图。该图可供民用飞机设计、试飞以及编制飞行手册参考使用。

**关键词:** 民用飞机; 抖振边界; 抖振包线图; 试飞; 飞行手册

**中图分类号:** V 328   **文献标识码:** A   **文章编号:** 1007-5453 (2014) 05-0031-05

飞机上由于边界层分离或湍流引起的结构或部分结构的不规则振动叫抖振。飞机抖振和气流分离密不可分。跨声速飞行时, 激波与附面层相互作用诱导机翼抖振, 低速大攻角飞行下分离流诱导机翼抖振, 脱体涡尾流诱导垂尾抖振等。适航规定必须确定民用飞机巡航状态的抖振包线, 并且该边界必须为正常运行提供足够的速度和机动能力。抖振包线图是飞行手册中不可或缺的部分。

国外对抖振机理进行了深入的研究, 并给出抖振边界的多种试飞方法。本文在民用飞机抖振特性适航条款<sup>[1]</sup>要求下, 结合国内民用飞机特点, 给出了适用于国内民用飞机的抖振边界试飞方法和抖振包线计算方法。

## 1 抖振机理及适航审定要求

### 1.1 抖振机理

抖振是由于气流分离产生脉动载荷, 从而引起结构的不规则振动。很多情况均能产生抖振现象: 飞机作低速大迎角飞行时, 较大的逆压梯度引起飞机表面流动分离; 飞机作跨声速飞行时, 激波与边界层强烈的相互作用, 导致边界层分离; 飞机某个部件的尾流掠过并引起另一个部件的气流分离; 飞机非流线型的外形引起的气流分离等<sup>[2]</sup>。高速抖振随着飞行速度的增加而加剧, 低速抖振随着飞行速度的减小而加剧<sup>[3]</sup>。

进入抖振区后, 飞机的操纵性和稳定性变差, 引发一系

列问题: 旅客乘坐不舒适, 飞行员驾驶疲劳, 结构易疲劳损伤, 机载设备的工作可靠性受到影响, 有进入失速的可能等<sup>[3]</sup>。因此, 民用飞机在正常使用飞行包线范围内一般不允许发生抖振。国外对抖振机理研究较多, 在飞机试飞之前主要采用的方法有风洞试验、数值模拟<sup>[4]</sup>。这些研究成果为飞机改进设计奠定了理论基础<sup>[5]</sup>。

### 1.2 适航审定要求

《中国民用航空规章》第25部在25.251“振动和抖振”<sup>[1]</sup>中提出抖振必须满足下述要求:

CCAR25.251a: 飞机必须通过飞行演示在任何很可能的运行情况下, 都不会发生任何妨碍继续安全飞行的振动和抖振。

CCAR25.251b: 必须通过飞行演示飞机的每一部件, 在不超过  $V_{DF}/M_{DF}$  (俯冲速度) 的任何相应速度和动力条件下, 不会发生过度的振动。必须使用验证过的最大速度, 按第25.1505条的要求制定飞机的使用限制。

CCAR25.251c: 除本条(d)的规定外, 在正常飞行中, 包括巡航期间的形态变化, 不得存在强烈程度足以干扰操纵飞机、引起空勤人员过度疲劳或引起结构损伤的抖振状态, 在上述限度以内的失速警告抖振是允许的。

CCAR25.251d: 在速度直到  $V_{MO}/M_{MO}$  (最大使用速度) 的直线飞行巡航形态, 不得有可觉察的抖振, 但失速警告抖振是允许的。

收稿日期: 2014-02-21; 录用日期: 2014-04-09

\*通讯作者. Tel.: 021-20864716 E-mail: jinliyun925@163.com

引用格式: JIN Liyun, YU Shenghui, OUYANG Yifang. Study on buffet envelope compilation for civil aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2014, 25(05): 31-35. 金利云, 余圣晖, 欧阳一方. 民用飞机抖振包线图绘制研究[J]. 航空科学技术, 2014, 25(05): 31-35.

CCAR25.251e:对于 $M_D$ 大于0.6 或最大使用高度超过7600m的飞机,必须按飞机申请审定的空速或马赫数、重量和高度范围,确定其巡航形态下发生可察觉抖振的正机动载荷系数。该载荷系数、速度、高度和重量的包线必须为正常运行提供足够的速度和载荷系数范围。可能发生的无意中对抖振边界的超越,不得导致不安全的状态。

《中国民用航空规章》第25部在25.1585(d)中明确提出在飞机飞行手册中必须提供按25.251条确定的抖振包线,作为运行使用程序,保证飞行安全。

### 2 抖振边界理论分析

抖振边界通常用出现初始抖振时的升力系数 $C_{L抖}$ 随 $M_a$ 变化的曲线表示,如图1所示。

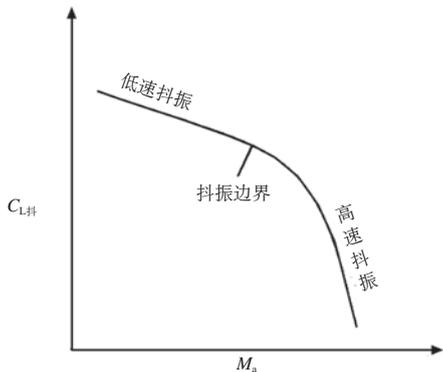


图1 抖振边界示意图  
Fig.1 Buffet boundary

飞机在任一给定高度、重量和速度进行飞行时,应满足式(1)。

$$L = nW = 1/2 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot C_L \cdot S \quad (1)$$

即

$$nW = 1484.4 \cdot C_L \cdot M_a^2 \cdot S \quad (2)$$

式中: $n$ 为飞机的过载, $C_L$ 为升力系数, $M_a$ 为飞行马赫数, $W$ 为飞机重量(lbf), $S$ 为机翼参考面积( $ft^2$ ),压力比 $\delta$ 按照给定的高度确定。

假设飞机在某一高度、重量和速度水平飞行,机动过载为1g,如图2中状态点A。如果飞行高度不变,且忽略飞行中重量的改变,则飞机沿图2中等 $W/\delta$ 线进行加速或者减速飞行。等 $W/\delta$ 线与抖振边界相交,可确定一个低速的初始抖振点B和一个高速的初始抖振点C。抖振边界飞行试验中,在低速范围内,一般使用减速法;高速范围内,一般使用加速法<sup>[3]</sup>。

对于给定重量、高度和速度,确定飞机水平平飞点,然后保持同一高度和 $M_a$ 进行水平盘旋飞行。由力的平衡方程可知,过载等于飞机倾斜角 $\phi$ 的余弦的倒数,如式(3)所示。

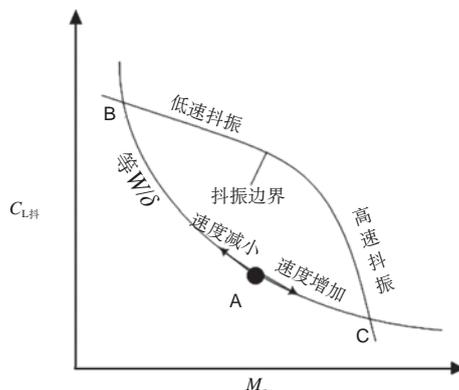


图2  $C_{L抖} \sim M_a$  抖振边界与等 $W/\delta$ 曲线

Fig.2  $C_{L抖} \sim M_a$  buffet boundary and equal  $W/\delta$  line

$$n = \frac{L}{W} = \frac{1}{\cos} \quad (3)$$

如进一步增大飞机的倾斜角,升力系数增大,过载增大,直至发生初始抖振。如图3所示,用收敛转弯的试飞方法,不需要大量的重量和高度组合,只需增加过载 $n$ 来改变 $nW/\delta$ ,得到该 $M_a$ 和高度对应的抖振边界点。

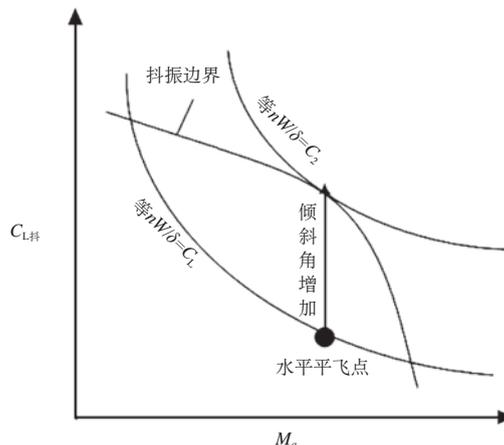


图3  $C_{L抖} \sim M_a$  抖振边界与等 $nW/\delta$ 曲线

Fig.3  $C_{L抖} \sim M_a$  buffet boundary and equal  $nW/\delta$  line

民用飞机在高速和低速区域采用加速法、减速法各确定一个初始抖振点,在中间马赫数范围内(0.5~0.8)采用收敛转弯的试飞方法来确定抖振点<sup>[3]</sup>。

### 3 抖振边界试飞

#### 3.1 试飞方法

抖振边界试飞科目摸清飞机的抖振特性,验证初始抖振的机动包线,为研究民用飞机抖振问题提供参考,是保证

民用飞机舒适性、安全性的基础。常见的抖振边界试飞方法包括：

(1) 减速法

低速范围内,使用减速方法得到1g抖振边界。飞机在目标高度和 $1.3V_{SR}$ (参考失速速度)配平,然后缓慢1g减速飞行,直到驾驶员判断初始抖振发生。

(2) 加速法

高速范围内,使用加速方法得到1g高速抖振边界。飞机在高于目标高度上和合适的 $M_a$ 配平,然后进行1g加速飞行,直到最大平飞速度。如果达到最大平飞速度时仍不出现抖振,则应使飞机进入小角度( $n \approx 1$ )的俯冲加速,一直到驾驶员判断出现初始抖振为止,但速度不超过 $V_{DF}/M_{DF}$ 。

(3) 收敛转弯(Wind-up Turn)法<sup>[6]</sup>

使用收敛转弯方法,能确定低速至高速范围抖振边界。国内民用飞机抖振边界试飞采用该方法。前重心、大重量或者后重心、小重量,飞机配平在希望的速度和高度,然后进入转弯半径逐渐减小的协调转弯,维持飞行速度不变,逐步增加倾斜角和法向加速度,直到接近抖振起始。

3.2 试飞结果分析

抖振试飞时,飞机发生抖振的振幅和频率均在变化,很难通过工程数据处理得到较准确的抖振边界。因此抖振点的判别,主要参考飞行员的感受。如图4,根据试飞初始抖振点的离散数据,确定飞机初始抖振边界。试飞初始抖振边界用于绘制飞机的抖振包线图,作为飞行手册的使用程序。

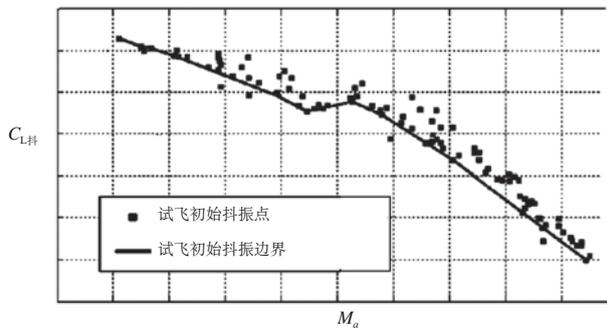


图4 试飞初始抖振边界

Fig.4 Buffet onset boundary of test flight

4 抖振包线图

4.1 抖振包线的绘制

抖振包线图,主要由四部分组成:等高度曲线、等最大使用校正空速曲线、重心修正曲线、等重量曲线。下面详细介绍每部分曲线数据的计算过程。

(1) 等高度曲线

作为包线的高度限制,每一条曲线均为一个高度,横坐标为 $M_a$ ,纵坐标为在此高度下对应 $M_a$ 的当量重量 $nW$ 。由试验数据可以得到对应 $M_a$ 的抖振升力系数 $C_{L抖}$ 。对于某个高度,压力比 $\delta$ 是确定的。由公式(2)可计算得到该高度不同 $M_a$ 对应的 $nW$ ,将这些点连起来便可绘制出等高度曲线,如图5所示。

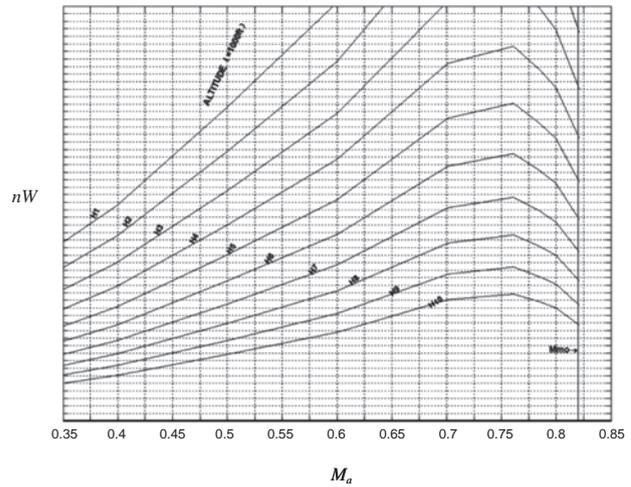


图5 等高度曲线

Fig.5 Equal flight altitude line

(2) 等最大使用校正空速( $V_{MO}$ )曲线

等 $V_{MO}$ 曲线上每个点都具有相同的校正空速,对于最大使用速度 $V_{MO}$ ,在不同高度时马赫数不同。由试验数据可以得到对应 $M_a$ 的抖振升力系数 $C_{L抖}$ 。由公式(2)计算得到该速度下不同高度的 $M_a$ 以及对应的 $nW$ 。以 $M_a$ 为横坐标, $nW$ 为纵坐标,将这些点连起来便可绘制出等 $V_{MO}$ 曲线,如图6所示。

(3) 重心修正曲线

试验所得的不同马赫数时的抖振升力系数通常是针对一个特定的重心,以此重心为参考重心,使用修正公式,则可以得到其他重心不同马赫数所对应的抖振升力系数,修正公式如式(4)所示。

$$C'_{L抖} = C_{L抖REF} [1 + (MAC/L_T) (CG' - CG_{REF})] \quad (4)$$

式中, $MAC$ 为飞机的平均气动弦长, $C_{L抖REF}$ 为参考抖振升力系数, $CG_{REF}$ 为参考重心, $CG'$ 为实际重心。

为与其他曲线的纵坐标统一,将升力系数的修正转换为当量重量的修正,即:

$$\begin{aligned} nW' &= 1481.4 C'_{L抖} M_a^2 S \\ &= 1481.4 C_{L抖REF} [1 + (MAC/L_T) (CG' - CG_{REF})] M_a^2 S \\ &= nW [1 + (MAC/L_T) (CG' - CG_{REF})] \end{aligned} \quad (5)$$

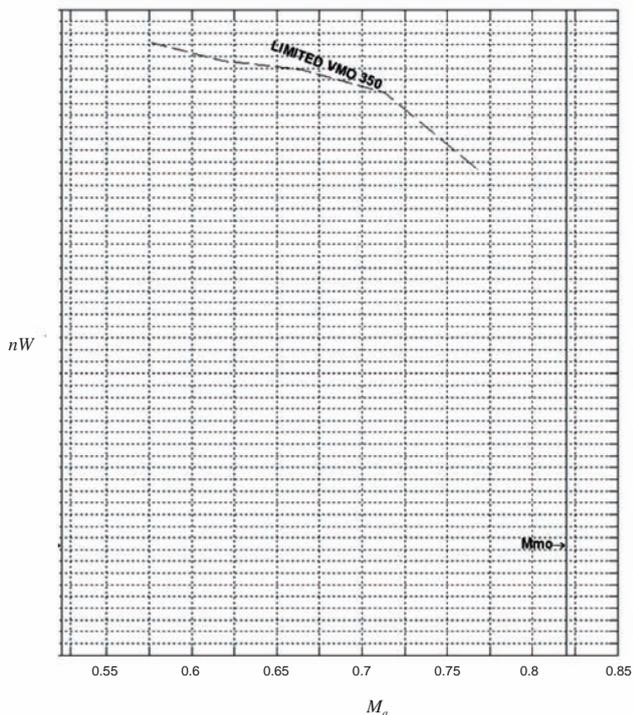


图6 等最大使用校正空速(VMO)曲线  
Fig.6 Equal VMO line

取等间隔的 $nW$ ,每一 $nW$ 处都可根据以上修正公式绘制一条 $CG' \sim nW$ 线。此外,还需要一条参考线,即试验重心处垂直于横轴的 $CG_{REF} \sim nW$ 线。这些线共同组成了重心修正曲线,如图7所示。

(4) 等重量曲线

除了考虑重量、速度、重心,还需要考虑重量和过载的影响。前述3种曲线使用到的均是当量重量,即过载与重量的

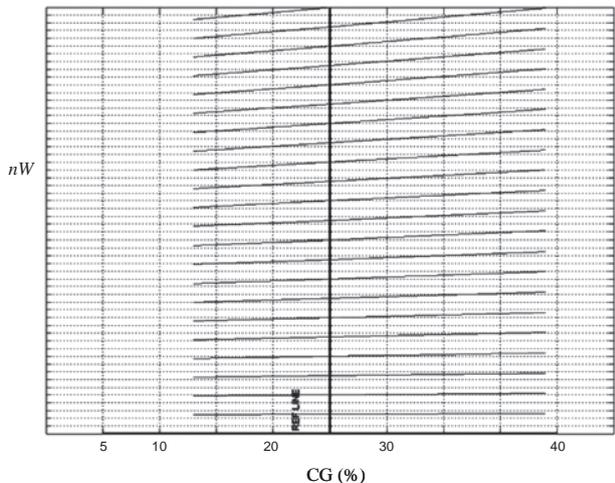


图7 重心修正曲线  
Fig.7 Line of correction CG

乘积。为确定不同重量时的过载,以过载 $n$ 为横坐标,重量 $W$ 为斜率,可绘制出该重量的 $n \sim nW$ 线,如图8所示。

4.2 抖振包线图的使用

使用上述方法,绘制得到飞机的抖振包线图,如图9所示。其最左侧的等高度曲线上,绘制了一条最大使用速度对应的等速度曲线。根据等高度曲线,某一确定速度和高度可以查得参考重心下的当量重量,通过重心修正曲线可以得到真实重心对应的当量重量。最右侧的等重量曲线,可以查得真实重量对应的过载和坡度角。

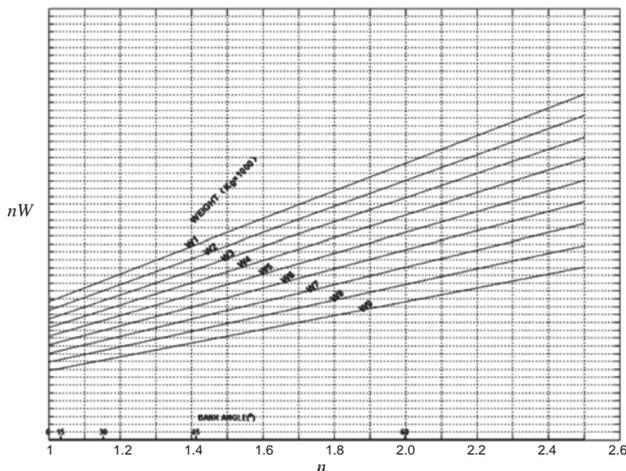


图8 等重量曲线  
Fig.8 Equal weight line

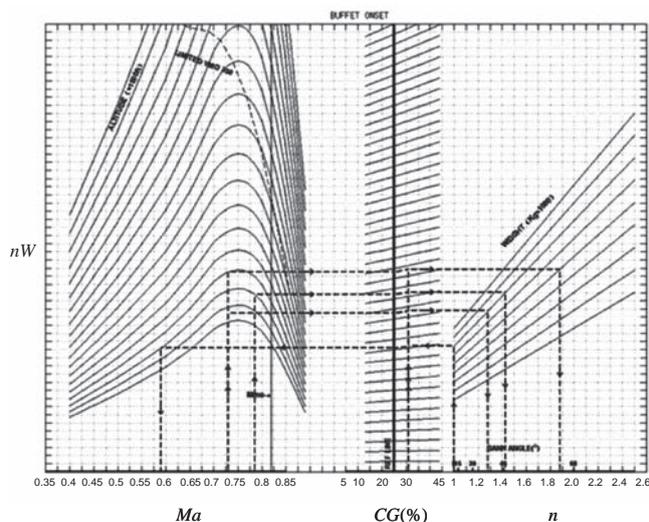


图9 抖振包线图  
Fig.9 Buffet envelope

5 结论

本文给出民用飞机抖振边界试飞方法和民用飞机抖振包线图的具体绘制方法。抖振边界的试飞数据验证了飞机抖

振特性的适航符合性。抖振包线图可供民用飞机设计、试飞以及编制飞行手册参考使用。

AST

### 参考文献

- [1] 中国民用航空局. 运输类飞机适航标准第4版[S]. 中国: 中国民用航空局, 2011.  
CCAR. Transport Aircraft Airworthiness StandardsR4 [S]. China; CCAR, 2011.(in Chinese)
- [2] 牟让科, 杨永年, 叶正寅. 超临翼型的跨音速抖振特性[J]. 计算物理, 2001, 18(5):9.  
MU Rangke, YANG Yongnian, YE Zhengying. Buffet characteristics of supercritical airfoil at transonic flow[J]. Chinese journal of computational physics, 2001, 18(5):9.(in Chinese)
- [3] 李炬. 确定运输类飞机抖振边界的试飞方法[J]. 飞行力学, 1991, 33(3):84.  
LI Ju. Flight test technique for determining buffet boundary of transport category airplanes[J]. Flight Dynamics, 1991, 33(3):84.(in Chinese)
- [4] 牟让科, 杨永年. 飞机抖振问题研究进展[J]. 应用力学学报, 2001, 18(9):146.  
MU Rangke, YANG Yongnian. Advances of studies for the buffet problem of aircraft[J]. Chinese Journal of applied mechanics, 2001, 18(9):146.(in Chinese)
- [5] 陈帅, 杨智春, 李斌. 飞机抖振相应数据处理及分析方法[J]. 振动与冲击, 2011, 30(6):15.  
CHEN Shuai, YANG Zhichun, Li Bin. Method of data processing and analysis for aircraft buffet response[J]. Journal of vibration and shock, 2011, 30(6):15.(in Chinese)
- [6] 孙勇军, 卢晓东, 刘娟. JL-6飞机抖振边界试飞技术及相关性分析[J]. 飞行力学, 2010, 28(4):85.  
SUN Yongjun, LU Xiaodong, LIU Juan. Flight buffet boundary test technique and correlation analysis for JL-6 aircraft[J]. Flight dynamics, 2010, 28(4):85.(in Chinese)

### 作者简介

金利云(1987—)女, 硕士, 助理工程师。主要研究方向: 飞行力学。

Tel: 021-20864716

E-mail: jinliyun925@163.com

余圣晖(1984—)男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 飞行力学。

Tel: 021-20864716

E-mail: yushenghui@comac.cc

欧阳一方(1982—)男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 飞行力学。

Tel: 021-20864716

E-mail: ouyangyifang@comac.cc

## Study on Buffet Envelope Compilation for Civil Aircraft

JIN Liyun\*, YU Shenghui, OUYANG Yifang

Department of Aerodynamic, Shanghai Aircraft Design and Research Institute Shanghai 201210, China

**Abstract:** The reason of aircraft buffeting and relevant airworthiness approval requirements were introduced. Under the guidance of those airworthiness approval requirements, the methods of buffet boundary flight test were given, including accelerating, decelerating and wind-up turn. Buffet envelope includes equal flight altitudeline, equal  $V_{mo}$  line, correction CG line and equal weight line, the drawing methods of each part were proposed. Buffet envelop was calculated from flight test data, which can be used for civil aircraft design, flight test and compiling manual.

**Key Words:** civil aircraft; buffet boundary; buffet envelope; test flight; flight manual

Received: 2014-02-21; Accepted: 2014-04-09

\*Corresponding author. Tel.: 021-20864716 E-mail: jinliyun925@163.com