

现代大型高亚音速飞机 升力抖动边界问题

国外航空编辑部

1974年7月

内 容 摘 要

本文讨论了现代大型高亚音速飞机设计中所遇到的关于飞机升力抖动边界问题。内容共分为三个部分：1.升力抖动边界在飞机设计中的重要性；2.外国一些飞机设计部门对抖动边界的要求及对英、法、美、苏等国十个机种满足程度的初步调查；3.预估升力抖动边界的方法及影响抖动边界的因素。

通过我们初步调查和讨论的结果，提出以下三点看法：

1. 对于大型高亚音速飞机，其升力抖动边界特性是十分重要的，它不仅限制着飞机的速度范围、机动能力，而且还影响到航程、巡航高度等重要性能，它实质上是决定飞机的飞行速度和飞行高度的很重要的因素。

2. 关于在巡航状态时对升力抖动边界的要求，初步结论是：轰炸机、运输机以最大航程状态飞行时，在不产生抖振的条件下，其过载系数大于1.5是恰当的。飞机设计应满足此要求。

3. 影响飞机升力抖动边界的因素有很多，但通过初步调查分析认为：在既定的机翼平面形状下，要想改善高速抖动边界特性，选择优异的跨音速翼型（例如：峰值翼型）是一个重要的途径。

引言

对于装有涡轮喷气发动机的现代大型轰炸机和运输机，为了获得较大的航程，总希望努力提高其巡航速度和巡航高度。目前，这类飞机的最大速度几乎近音速，达 $M = 0.92 \sim 0.95$ ；其巡航 M 数也达 $0.75 \sim 0.87$ ；它的巡航高度普遍提高到8000米以上。

设计这种高亚音速大型飞机，给气动工作者带来了很多新的课题。譬如：副翼反逆作用、机翼和尾翼颤振、升力抖动、增升装置以及操稳等问题。但由于气动力工作者的努力，这些年来航空方面取得了很大的进展，出现很多新型机种。

其中升力抖动问题就是我们在本文中所要讨论的问题。一架新设计的飞机，为了达到预定的设计指标，必须对其所设计的飞机升力抖动边界有个充分估计，因为它不仅涉及到飞机的机动性而且还涉及到航程、作战巡航高度等主要性能。在参考资料〔1〕中曾经这样指出：“如果发动机推力和升降舵操纵能力有效，则一架飞机的机动性能由它本身气动特性所限制。”这里所讲的本身气动特性就是指升力边界。在〔1〕中接着指出：“所限制的升力边界有三种类型：1.失速（ C_{Lmax} ）边界；2.抖动边界；3.上仰边界。古老的正常式飞机通常由它们的失速边界和不产生上仰来限制。对于现代飞机则往往是由抖动边界所限制。”

参考资料〔2〕指出：“对于现代大型涡轮喷气高亚音速飞机，抖动边界实质上是决定了飞机的飞行速度和飞行高度”。

因此，我们在这篇文章里，根据手头所收集到的一些资料，打算从飞机设计角度出发，分三个部分进行讨论。第一部分着重介绍一下飞机升力抖动边界在飞机设计中的重要性。第二部分介绍国外飞机设计部门对飞机升力抖动边界的一些要求以及对B-52、TY-16、C-141、C-5A、DC-10、L-1011、TY-124、TY-104、Cavavelle（“快帆”）、HS.Trident（“三叉戟”）等十个机种调查和检查的结果。第三部分介绍一下预估抖动边界的方法及影响它的主要因素。最后提几点我们的初步看法，以供同志们参考。

目 录

内容摘要

引 言

§ 1 飞机升力抖动边界在飞机设计中的作用	(1)
1.1 什么叫飞机升力抖动 (C_y 抖动) 边界?	(1)
1.2 抖动边界在飞机设计中的作用	(2)
1.2.1 抖动边界决定了飞机的飞行速度实用范围	(2)
1.2.2 抖动边界决定了飞机的垂直机动能力	(4)
1.2.3 抖动边界影响到飞机的巡航高度和航程	(4)
1.2.4 历史的教训	(5)
§ 2 国外飞机设计部门在飞机巡航状态时对抖动边界的要求, 以及对英、法、 美、苏等国十个机种满足程度的调查	(7)
2.1 国外飞机设计部门飞机巡航状态时对抖动边界提出哪些要求	(7)
2.1.1 苏联的一些规定	(7)
2.1.2 美国的一些规定	(7)
2.2 对英、法、美、苏等国十个机种的抖动边界的了解及检查结果	(8)
2.2.1 Ty-16 飞机	(8)
2.2.2 B-52 飞机	(9)
2.2.3 C-141 飞机	(10)
2.2.4 Ty-124 飞机	(11)
2.2.5 Ty-104 飞机	(12)
2.2.6 “Caravelle” 飞机	(13)
2.2.7 “HS.Trident” 飞机	(13)
2.2.8 “DC-10” 飞机	(14)
2.2.9 “C-5A” 飞机	(14)
2.2.10 “L-1011” 飞机	(14)
2.2.11 对 Ty-16 等十个机种初步检查结果的小结	(14)
§ 3 预估 C_y 抖动边界的方法, 以及影响 C_y 抖动边界的主要因素	(17)
3.1 预估 C_y 抖动边界的方法	(17)
3.1.1 半统计法	(17)
3.1.2 风洞实验法	(17)
3.2 影响飞机 C_y 抖动边界的一些因素	(19)
3.2.1 飞机机翼的后掠角	(19)
3.2.2 机翼的相对厚度	(19)

3.2.3 机翼的展弦比	(19)
3.2.4 翼型	(19)
3.2.5 翼刀的作用	(20)
3.2.6 前缘锯齿缺口的影响	(21)
3.2.7 人工涡流发生器	(21)
3.2.8 外挂物的影响	(21)
3.2.9 机翼——机身干扰	(22)
3.2.10 翼尖形状	(22)
结束语	(22)

§ 1 飞机升力抖动边界在飞机设计中的作用

§ 1.1 什么叫飞机升力抖动 (C_y 抖动) 边界?

飞机在低速情况下小攻角飞行时, 流经机翼表面的气流是不分离的。但是当攻角慢慢增大之后, 在机翼上就开始出现局部气流分离。

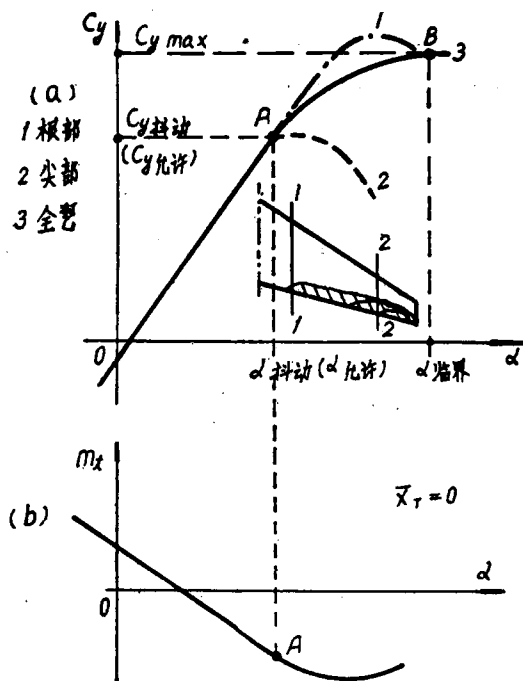
让我们着重看一下参考资料〔3〕所介绍的后掠角约为 35° 的大展弦比机翼其升力系数随攻角变化的典型曲线 (即图(1—1—1))。如图(1—1—1)所示, 当机翼在小攻角时, 升力系数 (C_y) 随攻角 (α) 增加而线性地增加, 但是当攻角逐渐增加到一定程度, C_y 随 α 的增加量逐渐地减少。这说明在该机翼的局部地方已存在气流分离了。在图(1—1—1)“A”点之后由于在机翼的根部剖面这些地方尚未分离和失速 (见图中*1曲线), 因此, 随着 α 增加, 那怕在翼尖剖面的升力系数显著降低, 而整个机翼的升力系数还是有所增加, 直至“B”点完全失速为止。

人们通常认为: “A”点的 C_y 为 $C_{y\text{抖动}}$ (或 $C_{y\text{允许}}$); “A”点的 α 为 $\alpha_{\text{抖动}}$ (或 $\alpha_{\text{允许}}$)。

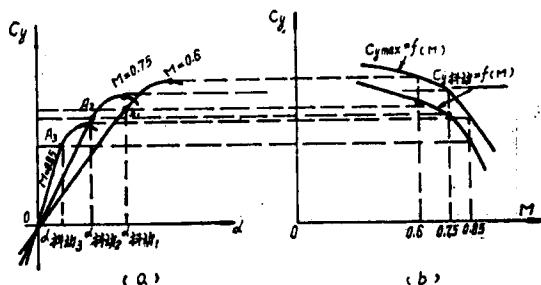
机翼上由于局部气流分离, 机翼就会出现抖动现象。正如图(1—1—1)_a所示, 在翼尖产生了分离气流, 此非定常的分离气流涡迹流到尾翼处, 自然就会引起飞机整个的抖动。

除了产生抖动之外, 正如〔3〕中指出: “有抖动时的飞行状态通常预示着飞机过载不稳定性”。这就是讲, 如图(1—1—1)_b所示, 在“A”点之后其纵向静稳定性降低, 直至不稳定。

随着M数增加, 由于空气压缩性影响, 譬如飞行M数超过0.6之后, 压缩性较明显地影



图(1—1—1)



图(1—1—2)

响机翼绕流特性的变化, 使机翼上气流速度增大, 因此, 对同一攻角 (α) 情况下, C_y 值增大。开始抖动的攻角 (“A”点) 随M数增加而显著减小 (见图(1—1—2)_a)。这时的抖动是

意味着激波和附面层相互干扰引起激波后气流分离。

根据不同M数的 C_y 抖动点（即“ A_1 ”；“ A_2 ”；“ A_3 ”；……），随着M数的变化，我们可绘制出 C_y 抖动 $=f(M)$ （或 α 抖动 $=f(M)$ ）曲线。人们将此曲线称为“升力抖动边界”曲线或简称为“抖动边界”（Buffet Onset）。如图（1—1—2）_b所示。

我们在此应该指出：一架飞机最终的实际的升力抖动边界曲线，是由飞行实验测定而制出的，并不是像我们上面说得那样简单。

同样道理，也有人将 $C_{y_{\max}}$ 在不同M数值，绘制出 $C_{y_{\max}}=f(M)$ 曲线，称为“失速边界”曲线，如图（1—1—2）_b所示。

本文着重讨论 C_y 抖动 $=f(M)$ 曲线，关于 $C_{y_{\max}}=f(M)$ 曲线在现代大型飞机设计使用时已经意义不大了。

§ 1.2 抖动边界在飞机设计中的作用

前已述及，飞机抖动边界实质上是决定着飞机的飞行速度和飞行高度。我们想通过 Ty-16、DC-10 飞机所提供的资料〔4〕、〔5〕来说明这个问题。

§ 1.2.1 抖动边界决定了飞机的飞行速度实用范围

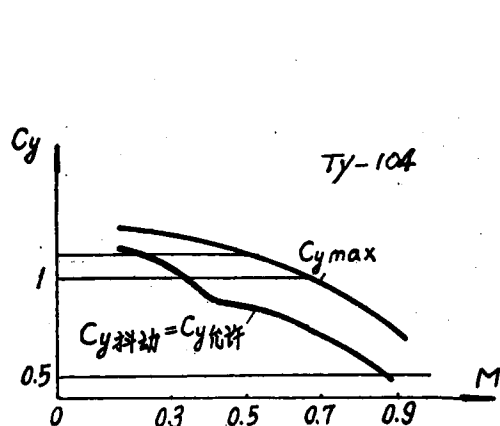
一架飞机往往希望其最小的飞行速度小些，其最大的飞行速度尽可能大些。这个所谓飞行速度范围通常是一架飞机的主要性能指标之一。而飞机的抖动边界则决定了其最小飞行速度和最大的飞行速度。

我们先讲一下抖动边界决定了飞机的极限的最小速度（ $V_{\text{极限min}}$ ）问题。

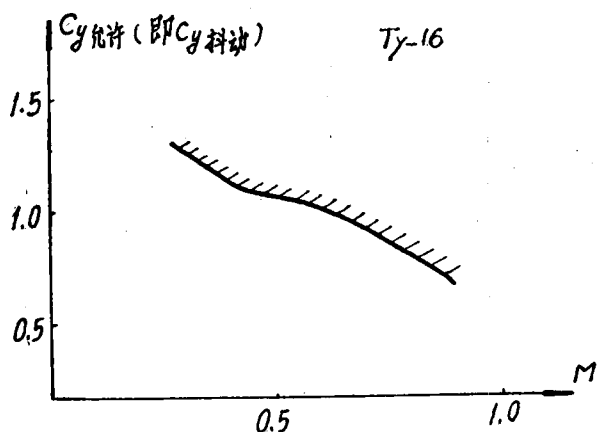
从理论上讲，一架飞机的平飞最小速度是由 $C_{y_{\max}}$ 来决定，即：

$$V_{\text{min理论}} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_{y_{\max}}}} \quad (1-2-1)$$

但是，参考资料〔4〕明确地指出：“飞机实际上不能保持 $C_{y_{\max}}$ 飞行，一般还要规定一个允许的 C_y ”。并接着指出：“对于高速飞机，受M数影响， $C_{y_{\max}}$ 随M数增加而显著减小，另外在 C_y 接近 $C_{y_{\max}}$ 时，要出现抖动。当小M数时 C_y 抖动和 $C_{y_{\max}}$ 相差不太大，大M数时，



图（1—2—1）



图（1—2—2）

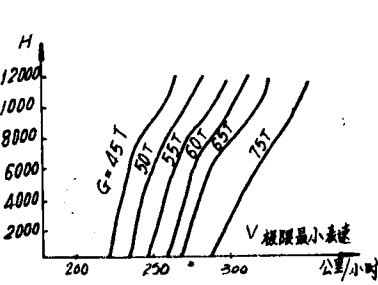
$C_{y\text{抖动}}$ 比 $C_{y\text{max}}$ 要小得多注1。飞机抖动时说明存在气流分离,并将开始翼尖下坠”。“由于这种原因,喷气飞机将 $C_{y\text{抖动}}$ 作为允许 C_y 值。图(1—2—2)就是TY-16飞机 $C_{y\text{允许}}$ (即 $C_{y\text{抖动}}$)随M数的变化曲线”。“经过试飞得知:TY-16飞机超过 $C_{y\text{抖动}}$ 之后,稳定性变坏,飞机先是摆动,后来就失速下坠”。

在参考资料〔3〕中曾对“下坠”作如下定义:“由于飞机机翼上气流分离的不匀称发展出现了横滚力矩,致使飞机下坠。当旋转角速度 $\omega_x > 0.1$ 弧度/秒,即每秒大于 6° 时飞机对o-x轴的运动称为‘下坠’。”

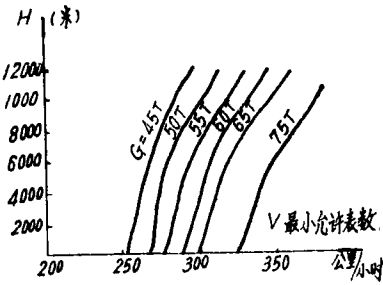
通过上面分析,我们可以知道,为了保证飞行安全,实际上决定飞机平飞最小速度的是 $C_{y\text{允许}}$ (即 $C_{y\text{抖动}}$)值。此最小速度通常被称为:“极限最小速度”(V_{极限min}),由下式决定:

$$V_{\text{极限min}} = \sqrt{\frac{2G}{S \cdot \rho \cdot C_{y\text{允许}}}} \dots\dots\dots (1-2-2)$$

对于TY-16飞机,根据图(1—2—2) $C_{y\text{抖动}} = f(M)$ 算出了不同飞行重量下极限最小速度随高度(H)的变化曲线。如图(1—2—3)所示。



图(1—2—3)



图(1—2—4)

但人们为了确保安全起见,在实际飞行时,再留一点余量。这余量对低空飞行时尤为重要。因为在低空以V_{极限min}飞行时,M数很小,前面已讲过,这时 $C_{y\text{允许}}$ (即 $C_{y\text{抖动}}$)与 $C_{y\text{max}}$ 比较接近。在这种情况下,失速下坠之前没有明显的抖动,飞行员稍一麻痹,一失速下坠就有可能坠入地面,这是很危险的。因此文〔4〕指出:“由于这种原因,TY-16飞机又规定在各种高度和各种重量下的“最小允许速度”(V_{min允许})这个速度比极限最小速度约大30公里/小时”。如图(1—2—4)所示。飞行员应遵照此“最小允许速度”飞行,以保安全。据驾驶该机的飞行员反映,TY-16飞机以小速度直至V_{min允许}飞行,飞机始终是稳定的,无抖动的感觉,更没有失速的趋势。

有的资料〔3〕建议此余量留相当于 $1.4^\circ \sim 2.0^\circ$ 的攻角余量,也提到留25~40公里/小时的速度余量,究竟留多大为适当,我们认为取决于每个国家的飞行员水平和该机种本身的气动特性变化情况。

针对此情况,为了确保飞行安全,怕飞行员忘记看仪表,因此国外很多飞行品质规范中要求应装有失速警告装置,近代很多飞机上都装置有这种预示失速的警告装置。(如:三叉

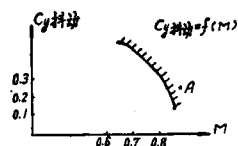
注1:我们在图(1—2—1)中例举了TY-104飞机的 $C_{y\text{抖动}} = f(M)$; $C_{y\text{max}} = f(M)$ 曲线〔6〕可清楚地看出这一点。

载、Boeing 707—320c、ИЛ-62等飞机)

同样道理,如果飞行超过 C_y 抖动边界,即如果是在图(1—2—5)的“A”点飞行,飞机就抖动了。因此,抖动边界从这点上来看,对于高亚音飞机实际上也就限制其 $M_{\max}$ 的飞行。

§ 1.2.2 抖动边界决定了飞机的垂直机动能力

飞机的 C_y 抖动边界决定了飞机的垂直机动能力。这一点,一下子可能难于接受,因为我们往往还有这样的概念:飞机的机动能力是受强度所规定的允许的最大使用过载所限制。“可是,规定的最大使用过载($n_{\text{使用max}}$) 在飞机机动时,也不是经常不变的。原因是飞机以小速度或大速度在高空飞行时,为了取得较大的过载,不可能不产生翼尖失速的危险”。^[4] 这就是讲,飞机在实际飞行时,机动过载要受到飞机的气动特性所限制,也就是要受 C_y 抖动边界限制。



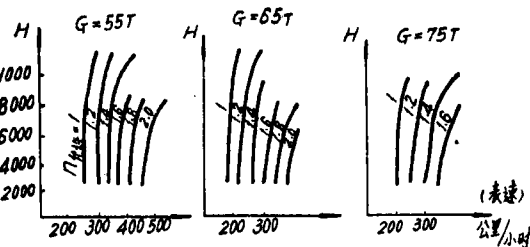
图(1—2—5)

譬如:飞机以某一速度 V 平飞(在一定高度、重量下)。这时候,飞行员决定作向上弯曲轨迹飞行。为此,驾驶员必须拉杆增大攻角。在这个动作开始时,飞机速度可认为是不变的。此时,由于攻角(α)增加,必然使升力系数 C_y 增加(升力增加)。因我们认为最初瞬间速度还是不变的,即满足: $Y = G = C_y \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 \cdot S$ 的关系。由于 C_y 的增加,故产生过载,即 $n = C_y$ 拉起后/ C_y 平飞。但是,我们在前面已讲过,由于抖动边界的存在, C_y 不准增大过多,其最大值是 C_y 抖动(C_y 允许),所以允许的过载,在一定的 M 数下应由下式来决定:

$$n_{y\text{允许}} = \frac{C_{y\text{允许}}(\text{或 } C_{y\text{抖动}})}{C_{y\text{平飞}}} \dots\dots\dots (1-2-3)$$

因此,抖动边界决定了飞机飞行时允许的过载,同时实质上也就决定了飞机的盘旋能力。因为 $n_{y\text{允许}} = \sec \phi$ (式中: ϕ 为坡度)。

TY-16飞机,根据其不同飞行重量,不同飞行高度,算出了不同 M 数时的平飞 C_y 值,然后根据TY-16抖动边界(即图(1—2—2))给出了允许的过载值,如图(1—2—6)所示,该机的驾驶员在飞行中应遵照图(1—2—6)所规定的允许过载值飞行,不然就会失事。



图(1—2—6)

同样,飞机在空中,“颠簸”气流也会产生过载,俗称为“突风过载”。飞机所能承受“突风过载”的能力,当然也应受上述的“允许过载”($n_{y\text{允许}}$)所限制。如果突风过载很大,可是飞机的气动特性只能允许较小的过载,则飞机遇到这强突风过载,就会抖动,直至失速下坠引起事故。这正如文(4)中指出的:“图(1—2—6)的速度和允许过载值对飞行员是很重要的,特别是“颠簸”气流情况下的飞行。原因是在“颠簸”飞行时,上升和下降气流可能显著地增大攻角”。

应该指出:在飞机飞行速度较小(即对应 $C_{y\text{平飞}}$ 较大)时,遇到突风会急剧增大攻角,很容易超过 $C_{y\text{允许}}$ 值,造成飞机失速。在此情况下,驾驶员往往使用较大飞行速度来避免危险。

§ 1.2.3 抖动边界影响到飞机的巡航高度和航程

前已知:如果一架飞机在某高度(H)和一定飞行重量下平飞时遇到“颠簸”气流(突风)

之后, 应该满足 $C_{y\text{抖动}} \geq C_{y\text{总}}$ 条件, 即

$$C_{y\text{抖动}} \geq C_{y\text{平飞}} + \Delta C_{y\text{w}} \dots \dots \dots (1-2-4)_1$$

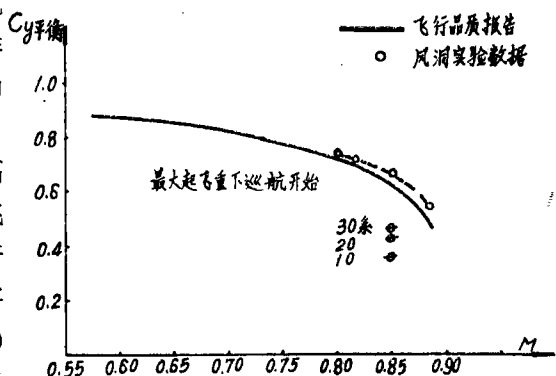
参考资料(2) 将 (1-2-4)₁ 式写成:

$$C_{y\text{抖动}} \geq \left(\frac{2G}{\rho_0 S} \right) \frac{1}{V^2} - \frac{1}{\Delta} + K_w C_y^a W_{yi} \frac{1}{V} \sqrt{\frac{1}{\Delta}} \dots \dots \dots (1-2-4)_2$$

这个公式是假定垂直阵风值远小于飞行速度的情况下, $\alpha_w = \frac{W_y}{V} = \frac{W_{yi}}{V} \sqrt{\frac{1}{\Delta}}$ 推导出来的注。

从公式 (1-2-4)₂ 可看出: $\left(\frac{2G}{\rho_0 S} \right)$ 及 K_w (突风缓和因子)、 W_{yi} (突风指示速度)、 C_y^a (升力曲线斜率) 在一定条件下可视为不变, 则一定的飞行速度 (V) 对应有一个 $C_{y\text{抖动}}$ 值。从抖动边界可看出 M 数越高 $C_{y\text{抖动}}$ 越低 (在 $M < 1$ 范围内)。因此, 如果 $C_{y\text{抖动}}$ 值越大, 飞机就越能在较高的高空飞行。特别对于远程轰炸机, 为了满足作战的要求, 需要具有防高炮的能力总希望提高其飞行高度。

为了提高飞机的航程, 人们总想设法提高巡航速度 (巡航 M 数), 因此从航程角度出发, 飞机在巡航状态下抖动边界起着决定作用。关于巡航状态下对飞机抖动边界的要求等问题, 将在 § 2 中专门讨论。我们在这儿仅想通过 DC-10 飞机的一张抖动边界图^[5] (见图 (1-2-7)) 来说明之。



引自[21]

图 (1-2-7)

DC-10 飞机是美国 1966 年提出并开始设计的装有三台涡轮风扇喷气发动机的大型运输机。1970 年试飞成功。从[7]知: DC-10-10 型最大起飞重量为 185,970 公斤, DC-10-30 型最大起飞重量为 251,744 公斤; 机翼面积: DC-10-10 型为 329.8m²; DC-10-²⁰/₃₀ 型为 335m²。

翼展: DC-10-10 型为 47.35m; DC-10-²⁰/₃₀ 型为 49.17m, 巡航 M 数为 0.85。这样大的重量, 这样高的巡航 M 数, 必须对其抖动边界提出一定的要求。图 (1-2-7) 就说明了这个问题。

在飞机设计中, 就巡航状态而论, 究竟对抖动边界提出什么样的要求? 影响抖动边界的因素又是什么? 我们将在 § 2、§ 3 中专门予以详细讨论。

§ 1.2.4 历史的教训

在实际飞行中, 如果不重视抖动边界对飞机性能的作用, 往往就会出事。TY-16 飞机在

注: 我们感到, 资料[2]认为突风在任何高度其关系总是 $W_y = W_{yi} \sqrt{\frac{1}{\Delta}}$ 是不妥当的。因此使用

(1-2-4)₂ 式要注意, 望参考其他有关突风资料。我们在这儿采用此式, 仅仅是为了说明的需要。

试飞过程中，就曾发生两起事故，“一起是在 $M=0.85$ ，一起是在 $M=0.9$ ，急剧增大 n_y 到 $1.7\sim 1.8$ 的同时，飞机剧烈抖动和左右摇摆，不论杆向前推的如何急，过载还是增大到 $1.9\sim 2.1$ 。过载的增大和剧烈抖动使左起落架被抛出，飞机急剧向左倾斜”〔4〕。造成机毁人亡。

在资料〔8〕曾报导：由于抖动，“使发生尾翼结构损坏的飞机有：F6F-3；P 47-8；XP-60D；XF8F-1”，“X-1机翼上，在 $M<1.0$ 时曾出现过抖振”。“英国生产的首批 Vickers Valiant 飞机上，当速度超过大约 320 哩/小时的当量空速时，遇到了强烈的对称尾翼抖振。虽然没有实际测量抖振载荷，而驾驶员却认为，在最大设计速度下抖振是相当强烈的，可能会引起结构破坏。因此，在未找到一个减轻抖振方法之前，必须限制其最大速度”。“在许多飞机上，在高 M 数下，已测得了很大的副翼轴载荷，并出现过副翼轴损坏”。

这些历史的教训，我们要引为借鉴。在飞机初步设计阶段，就要考虑抖动边界特性，看它是否满足我们的战术技术所提出的各项有关要求，不然，试制成功后，不满足要求，而降低性能甚至造成严重事故。

§ 2. 国外飞机设计部门在飞机巡航状态时 对抖动边界的要求以及对英、法、美、 苏等国十个机种满足程度的调查

§ 2.1 国外飞机设计部门飞机巡航状态时 抖动边界提出哪些要求

§ 2.1.1 苏联的一些规定

1. 在参考资料〔9〕第 47 条规定：

远程轰炸机（与此类似的飞机）在接近实际升限的高度上做最大航程飞行时，必须符合下列要求：

（1）最大航程速度与最小速度之间应有相当大的速度范围，以保证夜间安全驾驶和战斗机动。

（2）飞机如果遇到垂直速度 $W = 10$ 米/秒的上升气流，不得进入不容许的迎角飞行，因为，在此高度上超过允许迎角，就会破坏飞机的稳定性，从而增加驾驶的困难，或者产生机翼下坠现象。

在文〔9〕中第 596 条规定：

轰炸机以最大航程状态（在升限高度上）飞行时，在不产生抖动的条件下，过载系数不得小于 1.6~1.7。

2. 在参考资料〔2〕中指出：

喷气旅客机应当在这样的高度和速度时完成水平飞行，使飞机在额定垂直阵风时， C_y 值不应超过 $C_{y\text{允许}}$ 。额定的垂直阵风值由订货方给出，这种阵风 W_{y1} 的指示速度一般取 12~15 米/秒。

§ 2.1.2 美国的一些规定

1. 美帝军用规范 (MIL-F-8785)〔10〕要求：

“在这些飞行包线的边界内，飞机不应有不合意的抖振、配平改变或稳定性变化，或发生其它可导致飞机不能有效地执行它的规定任务的失常现象”。

新的规范中〔11〕虽将“抖动”要求专门列成一条（3.4.6条），但内容要求未作什么更改。此规范对巡航状态没有提出很具体的要求。

2. 参考资料〔12〕中，在进行 C-5A 飞机设计时指出：

“必须注意确定激波诱导分离时的升力系数大大超过巡航升力系数，使抖动有充分的余量”。

“按照 Lockheed-Georgin Co 的规定：该余量最小为巡航升力系数的 50%；C-5A 是 70%”。

3. 参考资料[38]在进行L-1011飞机机翼设计时指出:

“提供正常工作状态和抖动边界之间的余量是为了考虑到约为1.35g至1.50g的机动或者突风载荷因子”。

§ 2.2 对英、法、美、苏等国十个机种的抖动边界的了解及检查结果

§ 2.2.1 TY-16飞机

TY-16 飞机苏原设计时称其为“高速远程轰炸机”，它的功用是对交战方远方的战略目标进行轰炸。由文[4]知，其机翼几何参数：面积为164.65米²；展弦比为6.627；根尖比为2.416；后掠角1/4为35°；翼展长为32.99米；相对厚度（根、中、尖）分别为15.7%、15%、12%。最大起飞重量为75,800公斤。正常起飞重量为55,000公斤，一般情况下规定 $M_{\text{极限}} = 0.9$ ，但经证实，TY-16 飞机的 $M_{\text{极限}}$ 可以增大到0.94~0.95，可以认为，增大 $M_{\text{极限}}$ 是从TY-16飞机在高空（约10~13公里）作反高射机动时 M 数将大于0.9这个需要出发的。

TY-16飞机的 C_y 抖动边界曲线，我们在前面已划过，现在我们为了便于使用起见，根据文[4]所提供的曲线予以转绘放大。请见图(2—2—1)。

参考资料[14]指出：“TY-16 飞机在公里耗油量最小的高度上飞行时，其飞行的航程最

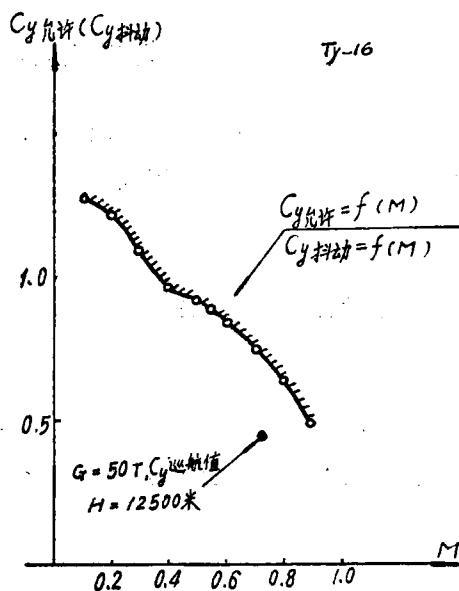


图 (2—2—1)

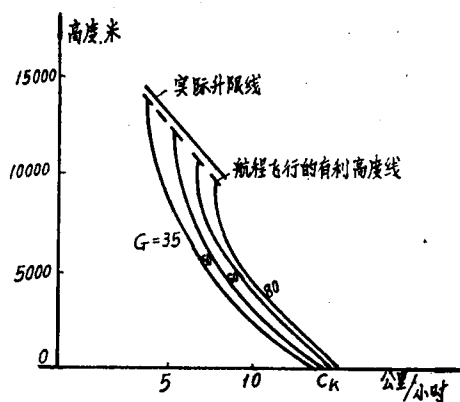


图 (2—2—2)

大，根据不同的飞行重量，该高度低于飞机实际升限600~900米，如图(2—2—2)所示……。”而从文[4]知：“上升到升限飞行开始高度以后，飞行员取好平飞速度 V_{ckmin} ，TY-16 飞机的 V_{ckmin} 为 $M = 0.75$ 。”因此，我们由图(2—2—2)查出(即从航程飞行的有利高度线上查)：

当飞行重量为35 T时，最大航程飞行的高度为：14000米

当飞行重量为50 T时，最大航程飞行的高度为：12500米

当飞行重量为60 T时，最大航程飞行的高度为：11000米

当飞行重量为80 T时，最大航程飞行的高度为：9500米

然后，我们按 $M_{\text{巡航}} = 0.75$ ，对不同重量时的 C_y 巡航值及 n_y 允许作出估算。估算结果请见表

(2-2-1)。

表 (2-2-1)

飞行重量 G	最大航程的飞 行高度 (米)	$M_{\text{巡航}}$	qS (公斤)	$C_{y\text{巡航}} = \frac{G}{qS}$	$C_{y\text{允许}} (C_{y\text{抖动}})$	$n_{y\text{允许}}$
35 T	14000	0.75	93200	0.376	0.695	1.85
50 T	12500	0.75	118500	0.423	0.695	1.64
60 T	11000	0.75	149500	0.401	0.695	1.73
80 T	9500	0.75	188500	0.425	0.695	1.635

计算结果表明, 其 $n_{y\text{允许}}$ 分别为: 1.85; 1.64; 1.73; 1.635。均满足资料(9)第596条的要求, 都大于 1.6。

§ 2.2.2 B-52 飞机

B-52飞机是美空军战略轰炸机, 其机翼参数: 面积为372米²; 翼展为56.42米; 展弦比为8.55; 后掠角1/4为35°; 尖削比为2.5; 安装角为6°; 上反角为2.5°。飞机总重为221 T; 最大重量为233 T;

由参考资料[15], 找到了B-52飞机的抖动边界, 如图(2-2-3)所示。

据资料[16]报导, B-52H飞机装八台“TF33-P-3”发动机, 它在“无外挂物、高空、八台发动机工作、重量——压力比为1790000磅时进行平飞, 最大航程巡航在:

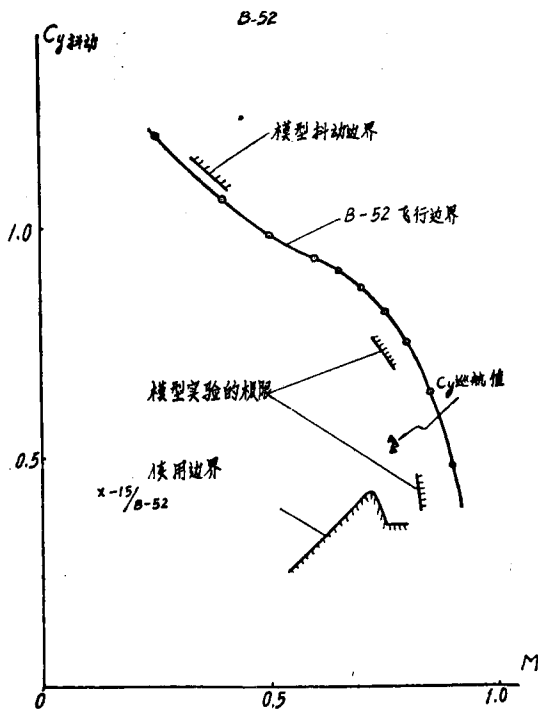


图 (2-2-3)

H = 35000呎时,
H = 40000呎时,
H = 45000呎时,
H = 50000呎时,

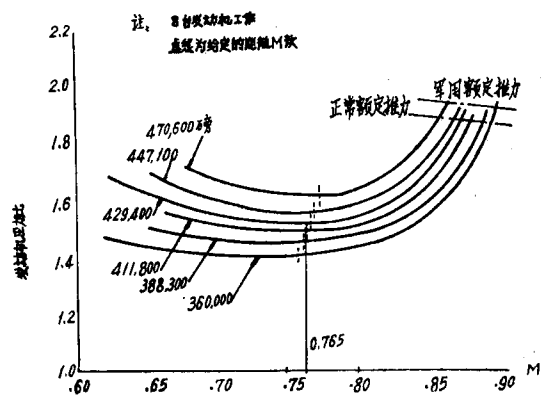


图 (2-2-4)

总重为418830磅。
总重为331290磅。
总重为260320磅。
总重为204870磅。

从资料〔16〕的图77~79,可相应地找到某高度某重量巡航时的最佳巡航M数。如图(2—2—4)所示。(我们在这儿仅例举出〔16〕中的图77)。

由〔16〕图 77~79 找到:

在H = 35000呎(10650米); G = 411,800磅 (187,000公斤) 时: $M_{\text{巡航}} = 0.765$

在H = 40000呎(12200米); G = 333,100磅 (151,100公斤) 时: $M_{\text{巡航}} = 0.77$

在H = 45000呎(13700米); G = 265,600磅 (120,500公斤) 时: $M_{\text{巡航}} = 0.765$

从此,可看到: $M_{\text{巡航}}$ 都约为0.77

同样方法,我们对 n_y 允许进行估算,结果请见表 (2-2-2)。

表 (2-2-2)

飞行重量 G(公斤)	航程巡 航高度 H(米)	$M_{\text{巡航}}$	q (公斤/米 ²)	G/S(公斤/米 ²)	C_y 巡航	C_y 允许(C_y 抖动)	$\frac{n_y \text{ 允许 } C_y \text{ 允许}}{C_y \text{ 巡航}}$
187,000	10650	0.765	974	502	0.515	0.80	1.55
151,100	12200	0.770	774	406	0.525	0.791	1.508
120,500	13700	0.765	603	324	0.537	0.80	1.49

从表 (2-2-2) 的计算结果表明: B-52H 飞机以最大航程巡航时其 n_y 允许分别为 1.55; 1.508; 1.49。基本上均满足1.5的要求。

§ 2.2.3 C-141 飞机

C-141飞机是美 1961 年 3 月开始研制, 1963年12月17日首次试飞, 1965年 4 月23日开始服役的军用大型运输机。

从资料〔34〕知: C-141飞机的最大设计重量为316,100磅 (143.6T); 翼载为478; 最大水平速度在H = 7.6公里为 919 公里/小时; 最大巡航速度在H = 7.4公里为 908 公里/小时; 经济巡航速度为797公里/小时。

由〔17〕知: C-141飞机的机翼参数: 面积为3228呎² (299.9米²); 翼展为159.92呎(48.78米); 展弦比为 7.9; 梯形比为 0.373; 后掠角 1/4为23.73° (结构分离面内侧) 和25.03° (外侧)。根、中、尖部翼型分别为NACA0013(修)、NACA0011.2(修)、NACA0010(修)翼型, 其平均相对厚度为11.5%。

它装有四台TF33-P-7 涡轮风扇发动机, 下吊于机翼下表面, 其推力为4×9525 公斤。最大有效载重为32,136公斤 (可容164名士兵或123名伞兵)。

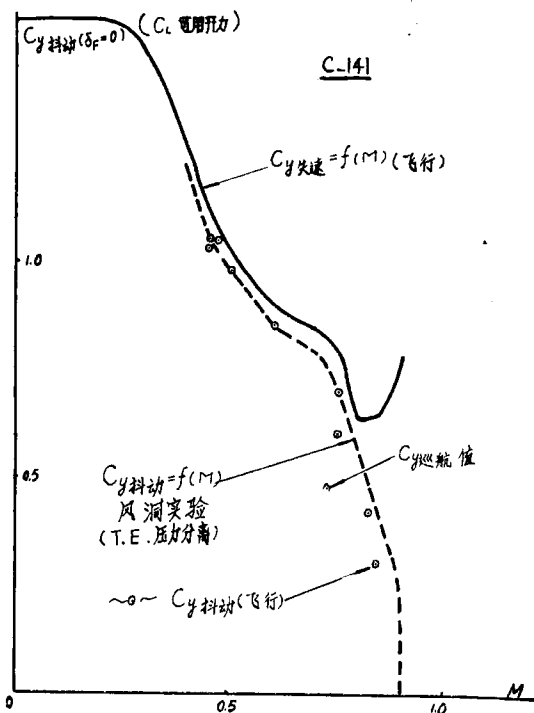


图 (2—2—5)

由资料〔18〕知其抖动边界如图(2-2-5)所示。它是用后缘压力分离风洞实验方法测出并通过飞行试验验证的,二者非常接近,仅在 $M=0.82$ 之后有一点差别。

我们根据参考资料〔17〕所提供的有关试飞数据(在巡航状态)找到 $C_{y\text{巡航}}$ 值。然后,也是由 M 巡航值从图(2-2-5)抖动边界曲线取得 $C_{y\text{抖动}}$ ($C_{y\text{允许}}$)值,从而估算出 $n_{y\text{允许}}$ 值。计算结果请见表(2-2-3)。

表(2-2-3)

试飞次数 编号〔33〕	飞行高度 H (米)	大气温度 ℃	M 巡航	飞行重量 W (公斤)	q (磅/呎 ²)	$C_{y\text{巡航}}$	$C_{y\text{抖动}}$ ($C_{y\text{允许}}$)	$n_{y\text{允许}}$
187-1	33,536 (10,228.5)	-52.9°	0.7261	302,779 (137,337.5)	197.2	0.4757	0.75	1.5766
187-8	37,266 (11,366.1)	-50.6°	0.7228	252,520 (114,540.5)	163.8	0.4775	0.75	1.5706
187-15	39,996 (12,198.8)	-55.0°	0.7063	204,519 (92,767.8)	137.4	0.4610	0.782	1.6963
190-1	34,104 (10,401.7)	-49.3°	0.7235	294,937 (133,780.5)	191.0	0.4783	0.751	1.5701
190-8	39,424 (12,024.3)	-55.7°	0.7258	229,658 (104,170.6)	148.5	0.479	0.751	1.5678
190-15	40,130 (12,239.7)	-52.6°	0.7083	176,809 (80,198.8)	137.7	0.3979	0.780	1.9602

从表(2-2-3)的计算结果表明: C-141飞机在巡航状态 $n_{y\text{允许}}$ 值均 >1.5 。

§ 2.2.4 TY-124 飞机

TY-124飞机是苏第一架装有涡轮风扇发动机的运输机,其平面形状大小基本上是TY-104的3/4。

从参考资料〔19〕知:苏修当时称TY-124飞机为中程喷气式旅客机,它装有两台Д-20П型涡扇发动机,其单台地面最大静推力为5400公斤。

其机翼参数:面积:(不带附加边条)为105.35米²(此时展弦比为:6.196)

(带附加边条)为119.35米²(此时展弦比为5.46)

后掠角1/4:中翼为36°;外翼为35°。

展长为25.55米。

翼型相对厚度根、中、尖部分别为13.45%、12.91%、12.08%。

翼型平均相对厚度约为12.8%。

最大起飞重量为38T;商务载重为6T;(可容56名旅客)。

最大航程为:2400公里

最大飞行速度为:970公里/小时

巡航高度为10,000米;巡航速度为870公里/小时。

飞机实用升限为11,650米。

我们从参考资料〔3〕找到如图(2-2-6)所示的TY-124飞机的抖动边界。

我们按文〔19〕所提供的巡航高度和速度求出TY-124飞机的 $M_{\text{巡航}} = 0.807$ 。

幸亏在〔8〕中提供了该机在一定重量、高度情况下的 $C_{y\text{平飞}} = f(M)$ 曲线(请见图(2—2—6)),不然由于开始巡航的飞行重量就难以确定,无法求出较准确的 $C_{y\text{巡航}}$ 值。现在我们可以直接由 $M_{\text{巡航}}$ 值找到 $C_{y\text{巡航}} = 0.368$,同时在抖动边界曲线查出 $C_{y\text{抖动}}(C_{y\text{允许}})$ 在 $M = 0.807$ 时为0.61,故:

$$TY-124 \text{ 飞机巡航时: } n_{y\text{允许}} = \frac{C_{y\text{允许}}}{C_{y\text{巡航}}} \\ = \frac{0.61}{0.368} = 1.66$$

此值是满足苏联 $n_{y\text{允许}} > 1.6$ 的规定。

§ 2.2.5 TY-104 飞机

TY-104飞机是苏联1953年开始设计,1955年6月开始试飞,1956年9月加入航班飞行的双发中程涡轮喷气运输机。

它装有二台PД-3M发动机(2×9500 公斤起飞推力),有TY-104;TY-104A;TY-104B;

TY-104E等型号,以TY-104A为例,由参考资料〔6〕知,其机翼参数:面积为 174米^2 ;展长为 34.54米 ;展弦比为 6.85 ;尖削比为 2.162 ;后掠角 $1/4$ 为 $37^\circ 5' 38''$ (中翼)和 35° (外翼)。机翼翼型的相对厚度根、中、尖部分别为 15.7% ; 15% ; 12% 。

根据〔21〕报导TY-104A飞机其:

最大起飞重量为 $76,000$ 公斤;

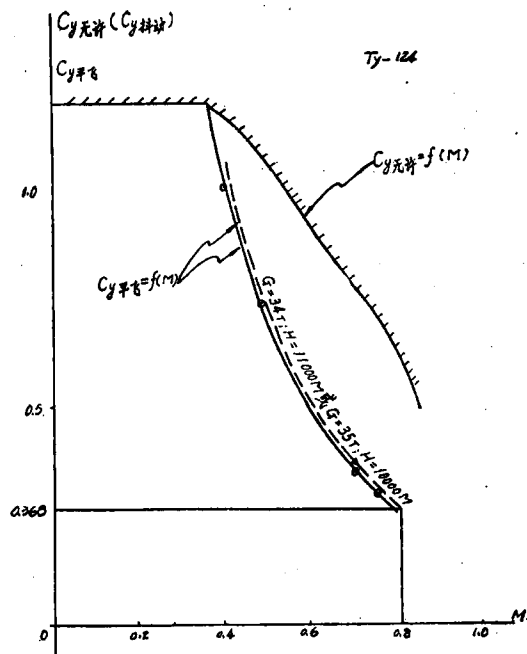
最大商务载重为 $9,000$ 公斤(客舱客座数为 $70 \sim 100$ 名);

经济巡航速度在 $H = 10,000$ 米;在飞机重量为 $61,680$ 公斤情况下,为 800 公里/小时。

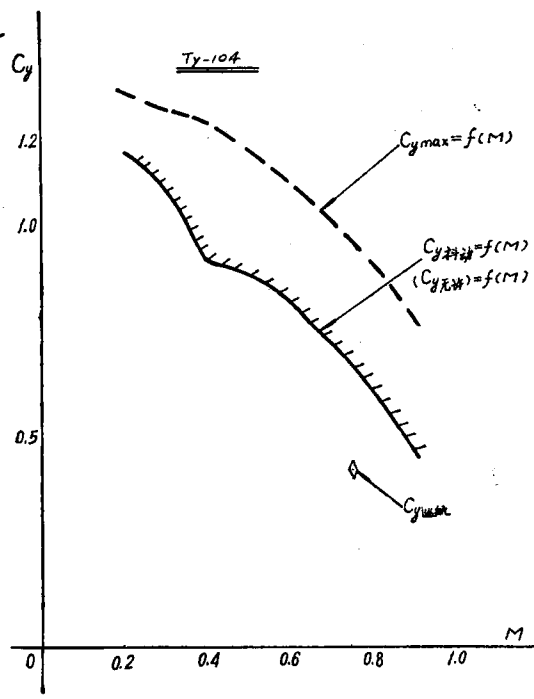
快速巡航速度在 $H = 7,000$ 米时速度为 990 公里/小时。

根据资料〔6〕所提供的TY-104飞机抖动边界,我们转绘于图(2—2—7)中。

根据上述数据,我们求出TY-104飞机的下列数据, $M_{\text{经济巡航}} = 0.742$; $C_{y\text{经济巡航}} = 0.4264$; $n_{y\text{允许}} = 1.58$ 。



图(2—2—6)



图(2—2—7)