

孔冷挤压提高飞机结构的疲劳寿命

周桂宝

飞机结构的疲劳破坏通常发生在应力集中的部位。对于借助大量紧固件组合而成的现代飞机来说,紧固件连接孔边缘往往产生严重的应力集中,是重要的疲劳源。因此,采取适当措施,消除或减小孔边的应力集中显然是提高飞机结构疲劳寿命的有效途径之一。

消除或减小孔边应力集中的方法很多,孔冷挤压即是其中之一。它和其它方法比较,具有操作简便、效果好、成本低等优点,所以这种工艺广泛应用于飞机制造中,而且作为一种延寿措施,也用于飞机的维护和修理中。

一、孔冷挤压的物理效果

本文所述的孔冷挤压是指通过适当的机械冷加工方法挤压孔壁,使孔周围材料产生径向塑性流动的方法。因此,这种方法有时也称为冷压胀孔法。孔冷挤压的结果是在孔周围约一个半径至一个直径范围内产生残余压应力,该残余压应力的量值可以达到甚至超过材料屈服强度的三分之二。正是这个残余压应力区的存在,得以在不减小应力幅的情况下最大限度地减小了作用在孔面上的疲劳载荷(应力幅不变,最大应力减小,见图1),从而对孔提供了良好的疲劳保护(见图2)。

同时,在上述残余应力区外面则存在一个残余拉应力区(见图3),由于这个残余拉应力区的存在,限制了挤压量的无限增大。否则,当残余拉应力超过应力腐蚀门坎值时,会导致较严重的应力腐蚀。

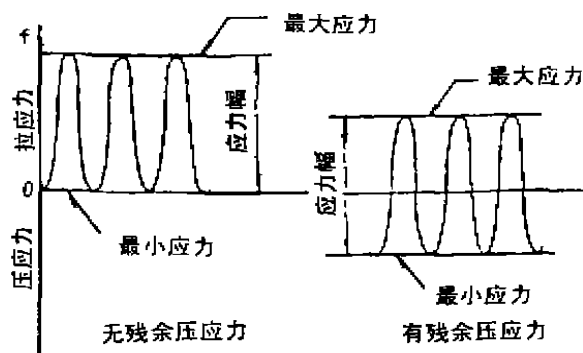


图1 残余压应力减小了孔边的最大应力

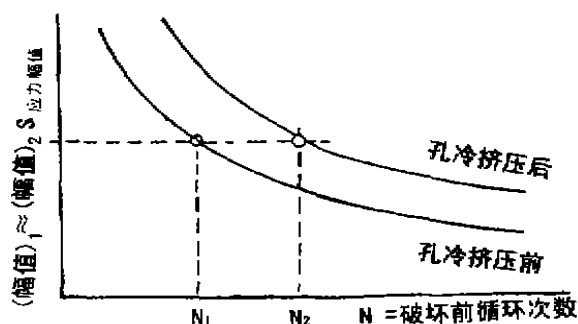


图2 孔冷挤压前后的S—N曲线

虽然,从理论上讲,只要具有足够的边距,残余拉应力一般可控制在一定的数值以下。但是在实际结构中,孔的边距总有一定的限度,否则会大大增加结构的重量。

对于现代飞机结构,紧固件连接孔的边距一般为 $2D$ (D 为孔的直径)左右,相应于此,存在一个挤压量的上限值(即最佳挤压量),采用这个挤压量获得的冷挤压孔具有最佳疲劳寿命。例如:2024—T851 铝合金的孔径与最佳挤压量的关系如图4所示。

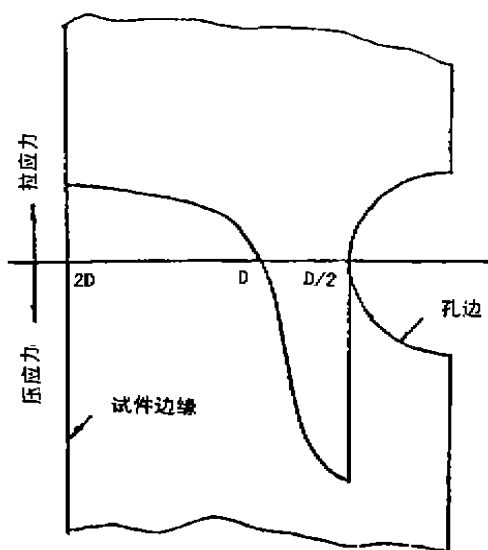


图3 孔冷挤压引起的残余应力

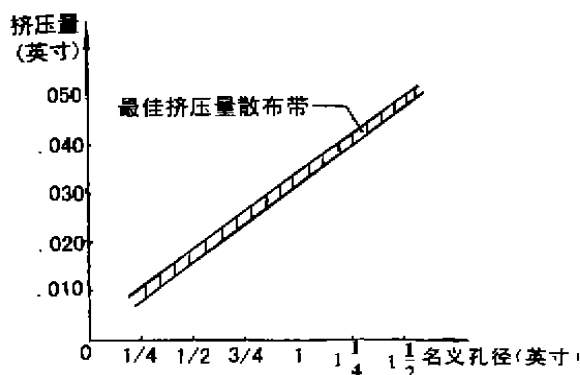


图4 2024-T851 铝合金的孔与最佳挤压的关系

二、孔冷挤压试验结果分析

国内外对各种不同情况的冷挤压孔进行了大量的试验研究，试验结果充分证明冷挤压可以提高孔的疲劳寿命。这里主要介绍上海飞机研究所和上海飞机制造厂联合进行的非传载孔冷挤压疲劳试验和美国波音飞机公司进行的高传载孔冷挤压疲劳试验结果，并作一些简要的分析。

1. 非传载孔冷挤压疲劳试验

为了定量地验证孔冷挤压工艺提高疲劳寿命的功效，并建立必要的工艺手段和提供初步的设计依据，我们分别进行了LY12—cz

86.5 和 Lc4—85.5 两种标准试片（见图5）不同设计情况下的疲劳寿命对比试验。前者在高载荷（ $\sigma_{\max}=0.42\sigma_b$ ）下进行，后者在低载荷（ $\sigma_{\max}=0.21\sigma_b$ ）下进行。两项试验的结果分别列于表1和表2中

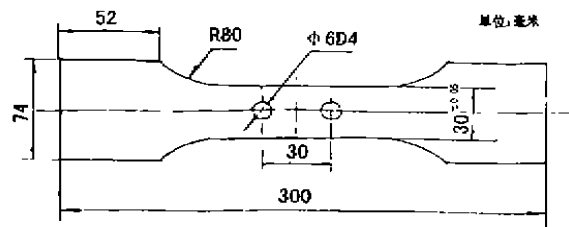


图5 非传载孔疲劳试验用标准试片

上述试验结果表明：

（1）冷挤压开孔的疲劳寿命可基本达到甚至超过母材（即无孔基材）的疲劳寿命（见表1之1,3和表2之1,4,5项）。

（2）对于开孔情况，冷挤压在高载荷下可提高寿命一倍以上，在低载荷下可提高寿命甚至多达10倍以上（见表1之2,3,和表2之2,3,4,5项）。

（3）拉型环槽钉填孔情况，由于其在铆接时施加的很高的拉紧力能使孔周围材料表面形成一定的残余压应力，改善孔边的应力集中，因此，即使不进行孔冷挤压，其本身也具有较高的寿命。尽管如此，经孔冷挤压后，在高载荷下寿命仍有所提高，在低载下寿命提高约达2倍（见表1之4,5和表2之6,7项）。

（4）液密钉填孔情况经冷挤压后寿命下降（见表1之6,7和表2之8,9项）。其主要原因是液密铆钉本身具有一定的干涉量，再加上很大的挤压量，造成孔周围材料压缩过度，以致残余压应力区外的拉应力过大的缘故。断口分析证明了这一点，所有冷挤压后液密铆钉填孔情况的疲劳源，均不在孔边，而发生在离孔边一定距离的地方。

但是，必须指出，这些试验结果并不说明干涉铆接不能与冷挤压同时使用，只是干涉

表 1 L160y12-cz 非传载孔疲劳试验结果

序号	试验结果 试验项目	疲劳寿命(10^5 次)					对数平均 寿命(10^5 次)
		1	2	3	4	5	
1	母材	2.02	1.79	2.03	1.77	2.15	1.95
2	铰孔	0.67	0.71	0.63	0.62	0.62	0.65
3	冷挤压后铰孔	1.75	1.58	1.59	2.10	1.35	1.67
4	铰后环槽钉填孔	3.80	2.60	2.90	3.70	4.20	3.44
5	冷挤压、铰后环槽钉填孔	5.30	3.03	4.11	2.15	3.79	3.72
6	铰后液密钉填孔	4.20	4.26	4.47	4.17	3.80	4.18
7	冷挤压、铰后液密钉填孔	3.78	3.75	4.00	2.99	3.19	3.54
8	铰后 90°埋头环槽钉填孔	2.65	3.00	2.71	3.85	2.69	2.98
9	冷挤压、铰后 90°埋头环槽钉填孔	4.11	4.56	4.19	2.12	4.21	3.90

注: 1. 试验条件: 最大净应力 $\sigma_{max} = 20\text{kg/mm}^2$, 应力比 $R = 0.1$
 2. 全部冷挤压孔的挤压量为 0.25mm
 3. 母材即无孔的基材

量和挤压量应选择得当。

(5) 埋头环槽铆钉填孔情况冷挤压后疲劳寿命显著提高, 在高载荷下提高 30% (见表 1 之 8, 9 项), 而在低载荷下提高达 4 倍以上 (见表 2 之 10, 11 项)。这是由于孔冷挤压很好地改善了往往是疲劳源的埋头区的应力集中的缘故。

(6) 所有冷挤压情况的疲劳寿命均基本达到或超过了母材的疲劳寿命, 这个结论是十分重要的, 它正是孔冷挤压的实用价值所在。

2. 高传载孔冷挤压疲劳试验

波音公司对 2024-T851 高传载接头

(主板厚度为 0.25 英寸, 两块对接板厚度均为 0.125 英寸, 见图 6) 进行的疲劳试验结果如表 2 所示。

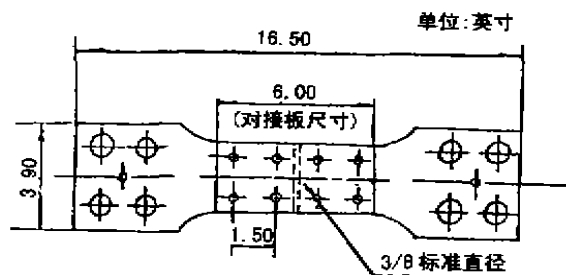


图 6 高传载疲劳试片

上述试验结果表明:

(1) 高传载孔的疲劳寿命比非传载孔有

表 2 1c4-cs 非转载孔疲劳试验结果

序号	试验结果 试验项目	疲劳寿命(10^6 次)					对数平均 寿命(10^6 次)
		1	2	3	4	5	
1	母材	4.81	9.51	8.81	5.89	7.41	8.81
2	钻孔	1.03	0.90	0.74	1.08	0.80	0.90
3	铰孔	1.23	1.18	1.13	1.23	1.06	1.16
4	冷挤压孔	11.53	16.44	7.61	16.37	8.73	11.55
5	冷挤压后铰孔	16.82	20.97	12.15	5.13	2.39	8.81
6	铰后环槽钉填孔	8.20	5.33	8.21	5.13	13.59	9.62
7	冷挤压、铰后 环槽钉填孔	12.46	25.57	23.09	37.02	49.22	26.60
8	铰后液密钉 填孔	99.00	97.53	105.29	46.14	101.140	85.20
9	冷挤压、铰后 液密钉填孔	110.90	70.22	16.70	29.26	23.90	39.10
10	铰后 90°埋头环 槽钉填孔	3.43	5.24	4.13	6.32	4.77	4.68
11	冷挤压、铰后 90° 埋头环槽钉填孔	70.72	32.00	7.95	21.33	26.20	25.10
注: 1. 试验条件: 最大净应力 $\sigma_{max} = 13\text{kg/mm}^2$, 应力比 $R = 0.1$ 2. 全部冷挤压孔的挤压量为 0.25mm 3. 母材即无孔的基材							

所降低(见表 3 之 2,3,4,5)。

(2)高转载孔的冷挤压同样能成倍地提高孔的疲劳寿命(见表 3 之 4,5,6,7),其中特别是干涉配合紧固件填孔情况,寿命大大超过了母材。

(3)采用间隙配合(相当于动配合)紧固件填孔会降低疲劳寿命(见表 3 之 5,6,7),这是由于在交变载荷作用下,紧固件对孔的擦伤和磨损所致。

(4)加设垫片可以提高冷挤压孔的疲劳寿命(见表 3 之 5,8),因为其有效地避免了冷

挤压产生的表面突起与紧固件接触面之间的擦伤和磨损。

(5)如果去除冷挤压产生的表面突起,则即使不加垫片,也能大大提高孔的疲劳寿命(见表 3 之 5,8,9)。

三、影响冷挤压孔疲劳寿命的主要设计因素

为了充分发挥孔冷挤压的功能,在飞机结构设计中采用孔冷挤压时必须仔细考虑下列诸因素:

表 3 2024—T851 高转载孔疲劳试验结果

序号	试验项目	垫片厚度	冷挤压后的表面突起	疲劳寿命(次)									
1	母材						c	c	d				
2	铰后净配合环槽钉填孔				o	o			o	o			
3	冷挤压、铰后净配合环槽钉填孔								o	o		o	
4	铰后净配合环槽钉填孔	0.010	保留		o o o								
5	冷挤压、铰后净配合环槽钉填孔	0.010	保留				o	o	o				
6	冷挤压、铰后0.002英寸间隙配合环槽钉填孔	0.010	保留			o o o							
7	冷挤压后,铰后0.002英寸干涉配合环槽钉填孔	0.010	保留					o				o o	
8	冷挤压、铰后净配合环槽钉填孔	无	保留				o o o						
9	冷挤压、铰后净配合环槽钉填孔	无	去除					o		o		o	
<div> 10^5 2×10^5 4×10^5 6×10^5 8×10^5 10^6 </div> <p>注:试验条件最大净应力 $\sigma_{max}=30$ 千磅/英寸²,应力比 $R=0.1$,开孔 $K_t=2.43$</p> <p>2. 全部试验孔的冷挤压量为 0.019 英寸</p> <p>3. 1、2、3 项用非转载试片(类如图 5)进行,其余各项用图 6 所示的试片进行,母材即无孔基材</p>													

1. 冷挤压量

如上所述,应取相应于设计情况的最佳值。但若使用本身变形的干涉配合紧固件(如液密铆钉)填孔,则应适当减小挤压量,甚至不用孔冷挤压(初干涉量而定)。

2. 边距

一般应取 $2D$ (D 为孔的直径),最小不得少于 $1.5D$ 。试验结果表明,边距在 $1.75 \sim 2D$ 范围内变化时,孔的疲劳性能基本不变。边距小于 $1.75D$ 后,性能开始下降。但在 $1.75 \sim 1.5D$ 范围内,性能的下降是不大的。

3. 埋头窝

如果采用埋头紧固件填孔,应在直孔冷挤压后镗埋头窝。并且应选用埋头角度较小的紧固件,以免镗去残余压应力区的材料太多,严重影响埋头区的疲劳寿命。

4. 冷挤压后的铰销量

为了保证冷挤压的终孔尺寸及其配合精度,冷挤压后的铰削是必要的,但应控制铰削量不要过大,以免铰去材料太多,降低孔的疲劳寿命。试验结果表明,现行的铰削量 ($< 0.2\text{mm}$) 对孔的疲劳性能影响不大。

5. 材料厚度

试验结果表明,孔冷挤压用于薄壁材料 ($< 1.5\text{mm}$),不会有明显的疲劳性能改进。这是由于薄壁材料经冷挤压后,孔周围出现油壶状凹陷,会消除残余压应力。

但是,如果薄壁材料夹在两厚壁材料之间或两大直径垫片之间,从而避免油壶状凹陷的出现,则孔冷挤压仍能提高其疲劳寿命。

蜂窝板由于无法避免凹陷的出现,因而采用孔冷挤压是无效的。

6. 紧固件的配合精度

如上所述,对冷挤压孔,尤其是高传载孔,间隙配合是不利的,应尽量采用净配合(相当于过渡配合)或干涉配合(相当于静配合)的紧固件。当采用干涉配合紧固件时,应注意干涉量与冷挤压量的匹配。

7. 表面突起与垫片

如上所述,对于高传载片,去除冷挤压产生的表面突起是益的。对于去除表面突起有困难的部分,则必须加设耐磨的薄垫片,以阻止金属表面之接触磨损。垫片的厚度依据表面突起量的大小而定,一般取 $0.2 \sim 0.5\text{mm}$ 就足够了。

四、孔冷挤压的工艺流程及其注意事项

实施铝合金件孔冷挤压的主要工具和辅件是具有一定拉力的拉枪,由锥形导杆与等径工作段组成的芯棒和开缝薄壁衬套(见图7)。

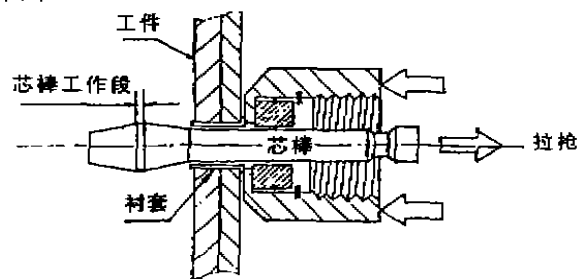


图7 孔冷挤压工艺示意图

孔冷挤压的操作十分简单、方便,其主要步骤如下:

- 1、将内壁已润滑的衬套套入芯棒的细径部位,并将芯棒放入拉枪头内。
- 2、使芯棒工作段通过待冷挤压的初孔,并将衬套置于孔内。
- 3、开动液力增压器,使拉枪头紧压住衬套凸肩,并拉芯棒通过衬套完成冷挤压。
- 4、取出衬套。
- 5、精铰孔至终孔尺寸。

为了保证工艺质量,施工时必须注意以下各点:

- (1)待冷挤压的初孔严禁用机械工具倒圆,必要时只能用 00# 细纱布轻轻打去毛刺。否则,会造成倒圆部位挤压不足,严重影响疲劳寿命。

(2) 严禁润滑衬套外壁, 否则冷挤压时易使衬套滑动进入拉枪头内。

(3) 取出衬套时力避由孔边挑拨, 应尽量由后面顶出, 以免损伤孔边。必须直接从前面取出时, 应小心操作, 避免损伤孔边。

(4) 冷挤压孔需要镗埋头窝时, 应保证孔与埋头窝的同心度。否则, 会造成埋头区一侧应力集中, 影响疲劳寿命。因此, 应使用镗窝和铰孔一次完成加工的工具。

航空工业中的孔冷挤压技术经多年发展, 到目前为止, 已有三种不同的孔冷挤压方法。除了上面介绍的冷压胀孔法外, 还有圆弧冷压法和凹面冷压法。

所谓圆弧冷压法是指采用机械冷加工的方法在孔或开口的边缘上冷压出一定半径 (0.6~0.8mm) 的高光洁度的圆弧。其具有广泛的适用性, 特别是可有效地提高厚度小于 4.75mm 的材料中的动配合孔和开口的疲劳强度。

所谓凹面冷压法是指采用机械加工的方法在孔或开口周围的表面材料上冷压出深约 0.1mm 的凹槽。这种方法适用于厚度大于 4.75mm 的材料。

图 8 和图 9 的试验结果给出了圆弧冷压法和凹面冷压法提高疲劳寿命的很好例证。

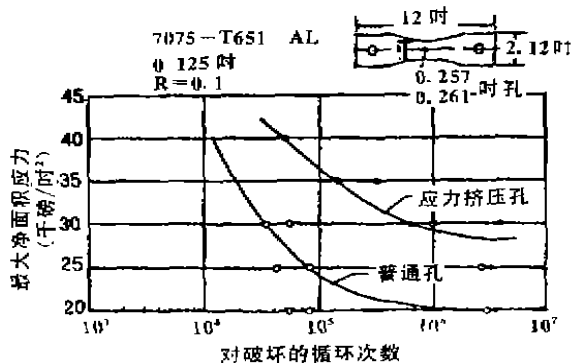


图 8 普通孔与圆弧冷压孔疲劳寿命比较

如上所述, 由于孔冷挤压工艺操作简便、

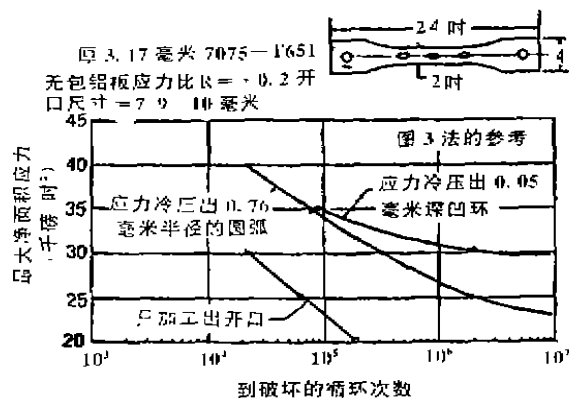


图 9 圆弧冷压法和凹面冷压法

提高开口的疲劳寿命

成本低、效果好, 国外一些主要的飞机公司均把其作为提高飞机结构疲劳寿命的重要手段之一广泛应用, 并将其列入飞机设计的指令性或指导性文件中。

如: 波音飞机公司的实用飞机结构设计手册第二分册《结构耐久性设计》中, 对机翼蒙皮与长桁间部分连接孔、机翼整体油箱检查口附近部分连接孔等明确规定了孔冷挤压要求。

又如: 总公司民机局组织翻译出版的《民用飞机设计要求》中明确规定, “承受疲劳临界结构中紧固件安装应按 BAC5060、BAC5047-2 或 BAC5054, 孔的冷加工按 BAC5973。”

原麦道飞机公司在 82/83/90 系列飞机结构中广泛应用了上述三种冷挤压工艺, 如机身上的旅客舱开口、上壁板信标灯开口、客舱地板骨架间的部分连接孔, 机翼下翼面的整体油箱检查口、与油箱口盖的连接孔、蒙皮与后梁缘条的部分连接孔、后梁下缘条对接区部分连接孔、后梁下缘条与梁腹板部分连接孔等, 麦道公司工艺标准 DPS3.67 对此作了详细规定。

随着孔冷挤压工艺应用的推广, 工艺方法本身在实践中不断得到改进、完善。到目前

为止,工艺上主要作了以下几点改进:

1、冷挤压后直接达到终孔尺寸要求,不需再通过铰孔来满足终孔尺寸要求。其好处一是简化了工艺,二是保留了孔边全部残余压应力材料,保证了孔冷挤压的最佳效果。

2、发展了埋头窝和直孔一次完成冷挤压的方法,保证了埋头孔冷挤压提高疲劳寿命的最佳效果。

我们知道,采用孔冷挤压工艺和干涉配合紧固件都能提高连接孔的疲劳寿命。但两者都受到一定的限制,孔壁过大的挤压量会导致孔边残余压应力区外产生过高的残余拉应力,有应力腐蚀的危险,并且过高的残余压应力是十分容易衰减的;而紧固件过大的干涉量产生的过高的预拉应力同样会导致对应力腐蚀的敏感。因此,有效地综合使用两者,才可能既最大限度地提高连接孔的疲劳寿命(见图10),又避免应力腐蚀的发生。现国外已发展了一种孔内插入一个衬套的冷挤压方法,一次实现对孔壁的冷挤压和衬套的干涉配合安装,工艺简单,效果好。

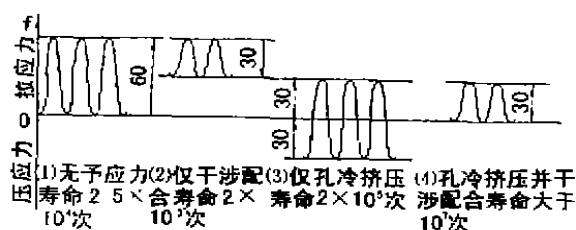


图10 疲劳寿命对比

参考文献(略)

(上接第49页)

制中的真技术真本领。

就以运七飞机而言,我们不敢对机身、尾翼和机翼进行大改动。因此,运七系列飞机的气动布局还是那个老样子。机身内部的小改动再多,但飞到哪儿都是样机的老面孔。如果

我们跳不出这个框架,如果我们不在气动布局上更新,就是没有走完从仿制到自制的全过程。

7. 抹去老样子就要研制新的民用支线飞机

测绘仿制决不能简单地停留在依葫芦画瓢。这种只知其然而不知其所以然的仿制,最后至多只能在机体内作些小改进。要对飞机作大改进,要重新设计一个新的气动布局的飞机,要抹去留在人们心中的老样子,就要重新研制民用飞机。

必须指出,如果在测绘仿制时能进行研究式的测绘仿制,投入力量过细地研究样机,严格按自己要设计的飞机一样去测绘,要知其所以然地去测绘仿制。不但会使改进加快,而且会较快研制全新的飞机,走完从仿制到自制的全过程。总之,在仿制飞机中一定要有青出于蓝而胜于蓝的精神和志气,仿制的飞机、改进的飞机和自行研制的飞机就有可能源源不断涌出,反之亦然。

8. 新的民用支线飞机要高起点、高水平 and 高质量

现在我们更有条件和可能,在运七、运八和运十等飞机基础上,吸收世界各种民用飞机的优点,研制新一代民用支线飞机,去取代国内航线上的运七飞机,以满足国内航线需要,同时争取投入国际市场。

研制运七飞机的时代已一去不返了,涡桨支线飞机的发展也远远超出研制安24飞机那个年代。当前世界民机市场上,支线飞机和干线飞机的竞争,各支线飞机间的竞争已相当剧烈。用户和乘客对民用支线飞机的乘坐特性要求已越来越高,在某种意义上不亚于干线飞机。因此,研制民用支线飞机就要像美术家精雕细刻工艺品一样高标准和严要求,研制任务相当艰巨。

新的民用支线飞机一定要高起点、高水平 and 高质量,这是研制运七飞机的主要教训。