

行的用途很少。对于由步兵携带或由空中载运的设备结构的要求已很明显。在发射武器方面的用途，提供的钛，在重量上超过钢25%。耐腐蚀也是一个因素，但是最有利的用途目前已受到原材料成本高的限制。

海军方面的用途已大量地用于装有J-57发动机的舰载歼击机上，此外特别需要耐腐蚀的飞机构架也采用了钛。若非由于其成本太高，钛将可能用于裸露金属暴露于海水中的船体。海军武器像陆军武器一样，认为在装甲武器中使用钛的优势并未战胜附加的成本。

未来的用途

只要陆军证明钛的实际消耗量超过95%，由国防部对必需品所作的预算将把工业的速度调整到最大。几年来，军事当局曾多次表示，在工业设备方面能供应多少型材和尺寸适度的钛就使用多少。在1956年末，工业方面透露了不好的消息，即J-57发动机的钛将不用于四台KC-135发动机的气瓶，因为其成本较高并对钛轧制品的交货时间，能否与生产计划保持一致表示怀疑。1957年5月要求的条件经第二次修改后降低了许多，以适应政府现行会计年度中洲际轰炸机交货的延期。已经建立起来的工业，据1957年末的估计，可年产30,000吨

钛锭，但空军方面对此要求的估计仅比1958现行产量多一点，而在1959年则更少。

对工业销路方面的直接影响甚至比表中所示的更为严重，不只是从矿山到工厂的供应线仍处于早期提出的水平，并且承制工厂已积压了大量像原材料一样经过最后加工的零件。自从收到原材料与飞机最后加工完毕之间的相隔时间延长为9个月以来，存有原材料金属的公司甚至可以在生产量降低50%或50%以上之后都可以延期购买新材料达数月之久。

轧制品的生产者已经表示他们最担心的就是研究和发育上的迟缓不前，有经验人员的减少和虽已趋向降低售价而且目前仍嫌太高的成本，后者是可以刺激和扩大市场的。虽然如此，相反一面的变化仍然是可能的。所以，即便我们所处的地位，看来好像价格是主要的障碍，但是只要产量没有巨大的增加，价格是不会下跌的，作者有意附表4中所示钛的估计消耗量结束本文，若克鲁尔法生产的轧制品每磅可以卖到2~3美元，则新方法（可能是电解法）一定可以使轧制品的出售价格降低一半。

郑拾琳译自“金属进展”58年九月号109页

高 强 度 铝 合 金 及 其 在 航 空 工 业 中 的 应 用 (上)

一 引 言

在这金属结构的年代里，人们似乎已经忘记了，从前，木材还是飞机上最主要的材料。木材有许多优异的性能，它具有金属的某些优点。木材除在切削加工时具有良好的成型性外，由于它的比重很小，故能选择任意的壁厚，尤其是当人们想到钢的时候，就会设想到，木材的抗起泡性(Beulsteifigkeit)和稳定断裂的问题，必然比在采用薄壁金属部件时更为简单和容易。因此，木材特别适用于硬壳结构。直截了当的说，胶合可能性是很理想的，因为，在采用这种结合方法时，由于均匀的应力分布而不致引起在铆接甚至焊接时不可达到的强度损失。此外，木材对于疲劳应力的有利情况和缺口敏感小的事实，说明了最大应力对疲劳强度没有根本的影响。

与此相反，金属材料在某种程度上是缺口敏感的。缺口很敏感的材料，如高硬度钢，即使是十分轻微的缺

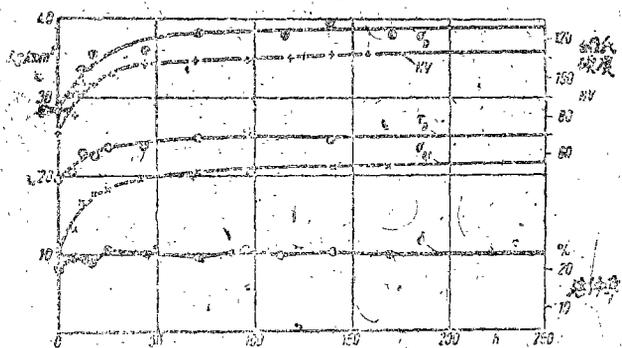
口也可能会引起表面裂痕和50%或更多一些的疲劳强度损失。经验证明，所有金属飞机上出现的疲劳断裂，多半是在缺口、铆钉孔或其他局部应力集中的地方。“慧星号”飞机的失事就是属于这种情况。这个问题尚待今后深入研究。

可是，与金属材料相比而言，木材就没有上述缺点，而相反它具有以下缺陷：缺乏均匀性和形状稳定性，弹性模数低，冲击强度低以及其可燃性。战前，木材还应用在飞机的结构中。金属飞机结构是后来才逐渐发展起来的。

值得注意，第一架张臂翼飞机是第一次世界大战期间制造成功的。芬克尔单翼飞机J1，就是第一架全金属飞机。这架飞机是由焊接在一起的薄铁板构成的，质量颇重。因此，这种材料很快就不适用了。第二次制造这种飞机时便采用了轻金属。第一次世界大战以后，当对轻金属结构尚存在着一些争论的时候，有些人，特别是

0.5% 鎂的 AlCuMg 合金，揭示了时效硬化效应。强度 (σ_B)，硬度 (H_V)，抗剪强度 (τ_B)，屈服極限 ($\sigma_{0.1}$) 和 500° 下加热及 16°C 下冷水中淬火后的延伸率 (δ) 示于圖 1。强度和其他抗变形性的增高，在淬火以后最为强烈，并随增加的持續時間递减。在时效 4~5 天后实际上就达到了終点值。譬如在所有金属材料的热轧和压延后，当强度和屈服極限在牺牲延伸率的情况下上升时，延伸率在超过極限时时效持續時間的时候，几乎是不变的。当然，时效铝合金的屈服極限值 and 强度值，通过二次冷轧可能会繼續提高，但由于与此相关的延伸率下降，实际上只有在半成品繼續加工时沒有剧烈变形的情况下，才能利用这种可能性。

威严·阿尔茨德的这一發現导致了高强度 AlCuMg 合金以及其他时效铝合金的發展。例如，AlZnMg 和 AlZnMgCu 合金。这两种合金在其强度上远胜过 AlCuMg 合金。关于其他时效合金如 AlMgSi 系，不准备在此討論，因为它们的强度不一定比 AlCuMg 合金高，并且这种合金对飞机制造业的关系也不大。



≈16°C 下的时效時間

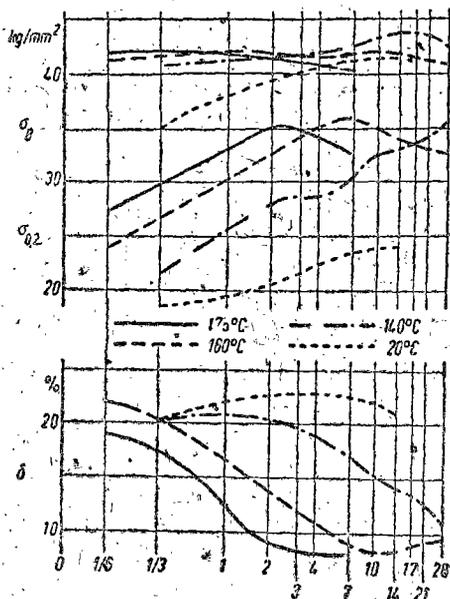
圖 1 495°C 下加热和冷水中淬火后 AlCuMg 合金的时效
化学成份：Cu=4.29%，Mn=0.64%，Mg=0.58%，
Si=0.30%，Fe=0.48%，Al=余量

由于合金附加元素的增加，特别是鎂含量的增加，提高了这种原始威严合金的屈服極限和强度值。德国的飞机制造业在战前會由研究成功的 AlCuMg 材料系中選擇了两种合金，即 Fl. W. 3115 和 3125，其强度性能見表 1。

由这种材料制成的板材和 3 公厘厚的带材使用在包鋁状态中 (Fl. W. 3116 或 3126)，并且两面的層厚各为 AlMgSi 合金板厚的 5%。在半成品的制造过程中，中間層和包复層經過热轧就被牢固地焊接。这样的結合材料有高的耐腐蝕性，因为不含銅的包复層对中間層材料直接地或間接地起了防蝕作用。未經包鋁的鋁釘头同样在腐蝕前包以防腐層。在国外，特別在美国，常常將純鋁代替 AlMgSi 合金用于包复層，此純鋁在防蝕作用方

面，实际上与 AlMgSi 相同。根据航空材料性能表中的規格，往往选 AlMgSi 作包复材料，因为未經包复的和包复的材料强度差別較小，并且 AlMgSi 合金比純鋁硬。但另一方面，包鋁板材的变形性比包 AlMgSi 的板材好一些。可是，这两种材料間的差別实际上是微不足道的；这就是說，它們的优缺点几乎是完全相同的。

圖 2 表明，在溫度 140~175°C 下面溶处理和淬火后，人工时效对由 Fl. W. 3115 制造的 1.5 公厘厚的厚 板材，的屈服極限 ($\sigma_{0.2}$)，强度 (σ_B) 和延伸率 (δ_{10}) 的影响。同时，也把普通自然时效 (20°C) 的相应值表示了出来，以便比較。当强度的最大值在人工时效后仅緩慢地提高时，則屈服極限急剧上升。例如，在 175°C 下人工时效两天以后，屈服極限值即达到 35 公斤/公厘²。延伸率在人工时效后比自然时效相对地下降。当延伸率在自然时效时超过 20% 时，而人工时效两天或超过两天时，則延伸率降至 10% 以下。



时效持續時間，天

圖 2 在溫度 140~175°C 时人工时效对屈服極限 ($\sigma_{0.2}$)，
强度 (σ_B) 和延伸率 (δ) 的影响 (Fl. W. 3125)

如果在淬火和人工时效之間插入材料的冷作硬化，那么人工时效是特別有效的。圖 3 所示是用 1.5 公厘厚的 Fl. W. 3125 制的板材在 150°C 下人工时效时不同程度的压延 (0~8%) 后所得到的結果。不难看出，当延伸率表示相对趋向的时候，屈服極限和强度随增加的延伸率升达較高的值。例如：在 8% 的延伸率和 150°C 下时效四天时，可达到屈服極限值 50 公斤/公厘²。

因为人工时效基本上有害于 AlCuMg 合金的腐蝕稳定性，所以人工时效不考慮在包鋁材料的第一道工序

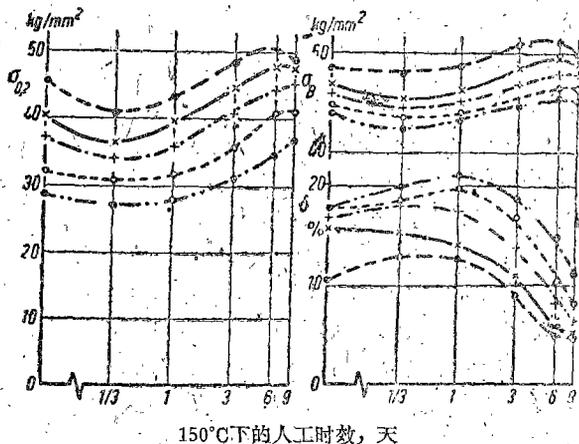


圖3 在150°C時人工時效後的壓延(0至8%)對屈服極限($\sigma_{0.2}$), 強度(σ_B)和延伸率(δ)(F1. W. 3125)的影響

● ———— ● 8% × ———— × 4%
 + ———— + 2% ○ ———— ○ 0.5%
 ● ———— ● 0%

之內。在這裡，用純鋁作包復材料比用AlMgSi更合適，因為後者在人工時效的狀態中有晶間腐蝕的傾向。根據齊伯林飛機的詳細試驗，飛機LZ131的尾罩就是由這種材料製成的。使用的“陀螺”型材(“Pot”-Profile)直接在淬火後由3126帶材軋製而成。然後，大約壓延2%左右，並隨之在155°C下時效3天。經過壓延不但矯直了型材，而且也消除了因軋製而引起的內應力。此外，壓延還能引起屈服極限的提高，特別與隨後的人工時效有關係。

與自然時效的型材相對而言，人工時效的型材達到比30%還高的屈服強度。這種型材的較大部分在檢驗時得到表2中規定的值。

LZ131的尾罩的“陀螺”型材的強度值 表2

壁厚 (公厘)	$\sigma_{0.2}$ -極限 (公斤/公厘 ²)	強度 公斤/公厘 ²	延伸率 (%)
0.8	45.8~48.3	49.8~52.6	5.5~6.5
1.0	42.2~44.7	46.5~48.0	5.5~7.5
1.6	41.7~45.6	44.6~47.6	6.0~7.6
2.2	42.1~44.6	45.5~47.3	5.8~6.7

後來，F1. W. 3126.9(經德國航空工業部特殊許可)也用在飛機製造方面，其最低值如下：

$\sigma_{0.2}$ 極限: 36公斤/公厘²;
 強度: 44公斤/公厘²;
 延伸率: 6%。

這種材料在德國的飛機製造業中業已獲得成功的應用。

在國外，特別在美國和英國，常常把大約相當於F1. W. 3115的這種成份的合金(14S)用在飛機製造業中，並且還優先在人工時效狀態下(14S-T6)*使用。在這種情況下，0.5至1.0公厘厚的板材有下列的最低值(按QQ-A-255): $\sigma_{0.2}$ 極限——38.7公斤/公厘²，抗拉強度——44.3公斤/公厘²，延伸率——7%(壓延至2時時測量)。

這種合金的優點是：在軟的或迅速淬火的狀態中能夠很好地變形，並能在人工時效的情況下達到高的屈服極限。由於合金在人工時效狀態下腐蝕穩定性不好，板材和帶材多在包復狀態下使用，同時包復材料大約相當於F1. W. 3116和3126。

2. AlZnMg 合金

AlZnMg合金已進入飛機結構材料發展中的新階段。早在30多年前，特別在經過商德爾和邁什納爾的研究之後，我們就已經知道，用AlZnMg基合金所達到的強度值高於用AlCuMg基合金(硬鋁)所達到的強度值。但是，這種合金的實際應用會在長時期間存在着應力腐蝕敏感的問題。

在應力腐蝕的情況下，應了解許多材料在同一時間內的機械應力和腐蝕狀態下的裂紋傾向。除工作應力外，飛機部件由於材料中的固有應力，例如淬火應力或安裝應力可能會發生應變。通過增加的塑性變形一般說來會提高應力腐蝕的危險。形成的裂紋(假設有足夠高的應力)會被大氣中的濕氣而侵蝕，並且對應力腐蝕敏感的材料極為自發地在幾小時或者幾天後又會形成。關於應力腐蝕的機械作用不於此述。鋁合金的應力腐蝕裂紋在顯微組織中是晶間的，並基本上可以追溯到晶界上的電化學過程。

因此，進一步研究AlZnMg合金的應力腐蝕穩定性是一個很現實的問題。1939年美國漢諾華輕金屬有限公司供給德國輕金屬協會的AlZnMg板材和擠壓部件，經多次試驗證明，“它對應力腐蝕，有優越的穩定性”。從那時起，這個問題就已獲得決定性的進展。當時，關於應用的合金範圍和實際消除應力腐蝕的措施方面的主要知識也得到了很大程度的發展。

同時F1. W. 3425相當於F1. W. 3115和3125較高合金化了，並出現了比F1. W. 3415高的強度。後一種材料常用來做擠壓型材，前一種材料則用於鍛件，例

* 根據美國的標準說明書，字母“T”表示熱處理狀態，其意義例如：
 T₃=時效的和冷矯直的(相當於F1. W.的狀態4)
 T₄=時效的(相當於F1. W.的狀態5)
 T₆=人工時效的(相當於F1. W.的狀態9)

如螺旋桨。此外，在1943年年初，有10架FW160型的飞机，就是完全由AlZnMg半成品制造成功的。板材，铆钉和模压件均由F1. W. 3415，而挤压型材则由F1. W.

3425制成。化学成份和强度性能见表3。

当延伸率略低时，F1. W. 3125, 5; F1. W. 9的屈服极限比F1. W. 3125高15%而强度高5%。

表 3

材 料	化 学 成 份	$\sigma_{0.2}$ (公斤/公厘 ²)	σ_B (公斤/公厘 ²)	δ (%)	
3415.5 3415.9	4.0~5.0%Zn; 2.0~3.0%Mg; 0.3~1.0%Mn; <0.4Si; 0.1~0.5Cu; 0~0.2Cr; 0~0.1V; <0.5Fe+Ti	26	39	12	锻压和 自然时效
		34	44	8	锻压和 人工时效
3425.9	4.3~4.8Zn; 3.3~3.8Mg; 0.1~0.5Mn; 0.2~0.6Cu; 0.1~0.2Cr; 0.02~0.06V; <0.4Si; >0.5Fe; <0.1Ti	42	50	8	人工时效 棒材和型材

所有的半成品都在出厂前经过应力腐蚀稳定性试验。应力腐蚀试验时，采用的是环状试样和叉状试样，这种方法也许过于苛刻，因此必需注意，由于AlZnMg合金在军事上有极其广泛的用途，特别是F1. W. 3425的应用，无论如何要在生产中弄清应力腐蚀的问题。

当在德国的飞机制造业中使用的AlZnMg材料3415和3425，为节约原材料起见，基本上不含铜，而在美国即加入1~2%铜进行合金化，发展了具有更高强度的材料(AlZnMgCu系)。在图4的立体曲线图中，示出了镁和铜含量对约含4.5%Zn的合金的屈服极限，强度和延伸率的影响。输入的值是在淬火和两个月的室温时效后取得的。就强度和屈服极限值的增长而言，虽然镁含量具有很大的意义，但是在1~2%范围内的铜含量还能得到再次提高强度值约4~5公斤/公厘²的结果。这种值的增加完全是在人工时效状态中产生的。

这种知识是以美国合金75S的发展为基础的。这样的铜附加元素完全丧失了不含铜的AlZnMg合金的腐蚀稳定性。早在1942年，美国汉诺威轻金属有限公司就研究了一种由不含铜的AlZnMg合金组成的结合材料，这种材料常用作含1%锌的合金的中间层和两面的包复层，此材料相当于战后在美国使用的杜拉铝75S(Alclad75S)*。但是，这种在腐蚀稳定性方面类似包铝的AlCuMg材

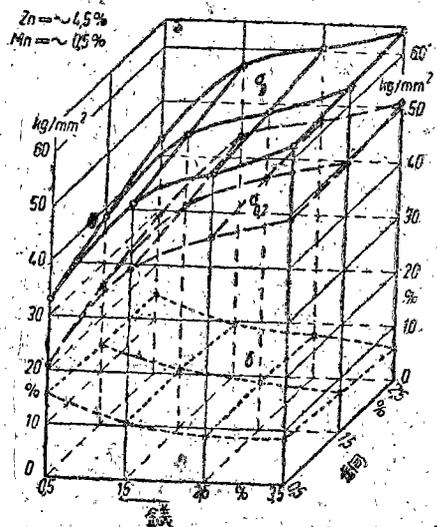


图4 Mg和Cu含量对AlZnMnCu合金的强度性能的影响(两个月室温时效后)

料，在德国的飞机制造业中已不再使用了。这种材料的牌号是F1. W. 3426。

当AlCuMg合金在室温下时效4至5天以后，不含

* 美国的新铝合金牌号 AAA: 7075; 德国航空材料手册(1956年2月)的新材料数据: W3435

铜的和含铜的AlZnMg合金，在数目和数年后硬度还会增加。为了达到稳定的状态，需在温度100和130°C之间进行人工时效。但人工时效在AlZnMg合金时基本上比在AlCuMg合金时有效，因为在这种情况下不仅可以提高屈服极限，而且也能使强度上升。其次，在AlZnMg合金时能够达到比AlCuMg合金时还高的值。

飞机材料向越来越高的强度和屈服极限的发展，可由图5看出。在该图中，就对3公厘厚的板材有效的，合金系AlMgSi, AlCuMg, AlZnMg和AlZnMgCu的最低值，在所考虑到的情况下作了比较。如果对高应变的部件不予考虑的AlMgSi系除外的话；那么，在由F1. W. 3115过渡到F1. W. 3125之后，以及在应用人工时效代替自然时效以后，就可以看出在AlCuMg系内所达到的强度和屈服极限的上升。相当于F1. W. 3415的AlZnMg板材原来好像是F1. W. 3115或3116的代用品，因为它是不含铜的材料。在人工时效的状态中即可

达到F1. W. 3126,9或在英美飞机制造业中常用的合金14S-T6的值。由于强度的继续不稳定，结果AlZnMgCu系就被杜拉铝75S和目前国外飞机制造业中常用的板材取而代之了，在法国用A28GU表示的和在美国作为合金78S试用的，更高合金化的材料，达到迄今最高的强度值。

图6是在受压方向上超过板材的强度和屈服极限值的挤压型材的相应图。合金75S的屈服极限和强度的最低值为49或54公斤/公厘²；对于合金78S和AZ8GU至少能达到55公斤/公厘²屈服极限和60公斤/公厘²强度。如后面将要表明的那样，在有效的制作条件下可达到的实际强度和屈服极限值可能会远远超过这种最低值。

鉴于飞机本身产生的动力的应力，这个问题正如向越来越高的强度和屈服极限的开展影响疲劳状态一样的使人感到兴趣。根据美国对一系列铝镁合金的研究，如果在超过负荷周期的最大数值(5·10⁸)时，在平滑的试棒上测定周期强度(图7)，这种周期强度(σ_{sp})的较小的上升实际上相当于屈服极限和强度的上升。如果试棒上有显著的缺口；那么，我们就可以对所有的合金，与屈服极限和强度无关地求得同样的周期强度(σ_{sp} 缺口)。由图8中，可以看出，缺口半径对材料24S-T6和75S-T6的循环弯曲强度的影响。由此可以推知，合金75S的优越性对24S*说来，确是随缺口半径的递减而变小，并在研究锐敏的缺口型式时几乎完全丧失。

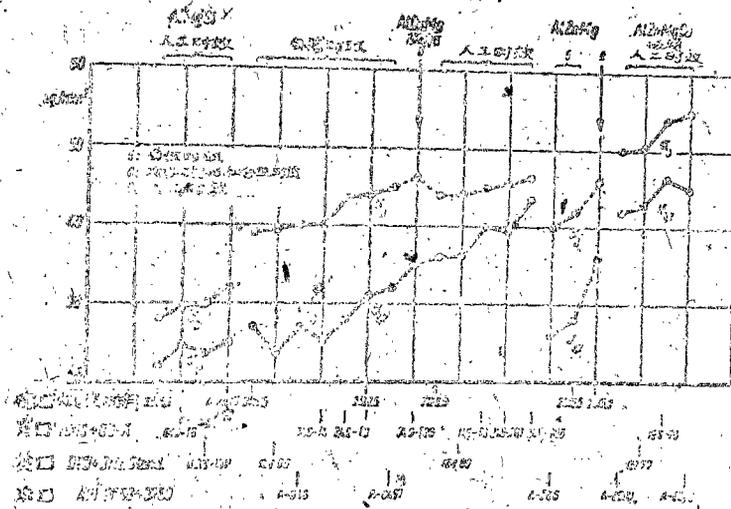


图5 飞机板材的强度和屈服极限(最低值)

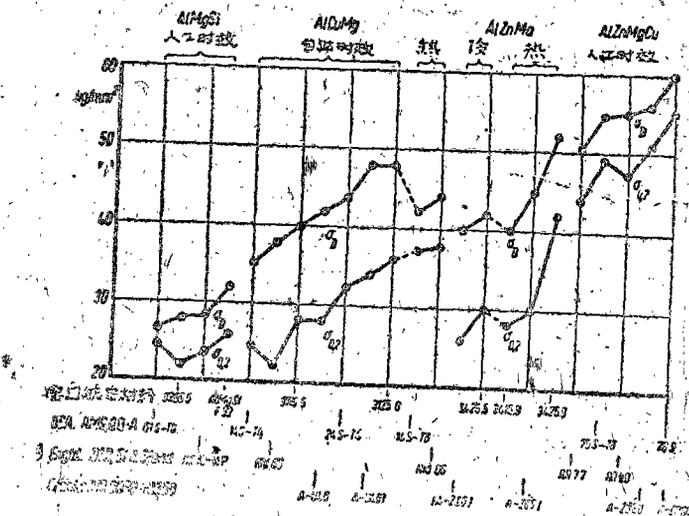


图6 飞机型材的强度和屈服极限(最低值)

最后，特别在美国，用时效铝合金所进行的疲劳试验，提供了有趣的結果。这就清楚地表明，这种结果受试验的多种因素影响，而产生了强烈的扩散。因此在美国拟出了进行疲劳试验的詳細规范。此外，疲劳试验的结果在极大的程度上，是与材料的制作条件以及被试验之半成品的形状和尺寸有关的，因此，特别在涉及到对于缺口敏感性的问题时，在文献中常常可以找到同种牌号材料的不相上下的规格。

因此，下面即将讨论原有试验的结果，对此结果，不仅企图应用可准确比较的试验条件，而且还求得可比较的待试材料的制作条件。同时，材料不是由連續

* 美国的新牌号AAA: 2024。新的德国航空材料手册(1956年2月)的材料数据。

高强度铝合的静力和动力的强度

合金	状态	$\sigma_{0.2}$ [公斤/公厘 ²]	σ_B [公斤/公厘 ²]	$\frac{\sigma_{0.2}}{\sigma_B}$	δ [%]	5·10 ⁷ 载荷		
						σ_W [公斤/公厘 ²]	σ_W 缺口 [公斤/公厘 ²]	σ_W 缺口 [公斤/公厘 ²]
AlCuMg(24S)*	自然时效(1个月)	45.7	62.7	0.73	10.2	20	13.5	1.48
	人工时效(150°, 16小时)	44.5	61.0	0.73	10.4	20.5	11.2	1.83
AlZnMgCu(75S)**	自然时效(1个月)	50.9	68.5	0.75	8.5	23.5	15.0	1.57
	人工时效(120°, 24小时)	65.1	72.5	0.90	6.8	24.2	14.6	1.66
AlZnMgCu(ESD)**	自然时效(1个月)	57.7	71.9	0.80	6.1	24.2	13.2	1.84
	人工时效(120°, 24小时)	71.1	76.1	0.93	5.4	25.2	13.5	1.87

* 加热温度: 500°C, 在冷水中淬火;

** 加热温度: 470°C, 在冷水中淬火;

*** 试样直径: 8公厘; 缺口深度: 0.8公厘; 缺口半径: 0.8公厘($\alpha_R=2.1$)

和强度的增高, 如同在美国的合金 78 S 或法国的合金 AZ8GU 时一样地有意义, 因为使用这样的缺口敏感的材料实际上对疲劳应力是没有好处的。

必须注意, 一般随强度上升而增加的缺口敏感性, 不仅是铝合金的特性, 同时也是所有其他金属材料特性。强度超过100公斤/公厘²以上的钢材特别应当看做是缺口很敏感的。

结构件的结果的变动, 正如在飞机制造中发生的一样, 毫无疑问是绝不可能的, 因为试验一方面用截面较小的挤压圆棒, 另一方面用单独的缺口型式进行的。同时应用的交变应力不同于飞机结构中所产生的应力, 这种应力是由静载荷的拉应力或压应力组成的。经过其他的缺口型式, 钻孔, 简单的接合元素和全部飞机部件的试验相补充研究。所得到的结果往往就是估计被试材料缺口敏感性的依据。

对于由高强度铝合金制成的板材的疲劳强度, 还应当简短的阐述一下。图 10 所示是用未经包铝的和包铝的 75S-T6 合金板材以及用这种材料的搭接铆接作拉力—压力试验时所得的结果。包铝板材的抗拉—抗压强度在 10⁶ 载荷周期时大约比包铝板材低 6公斤/公厘²

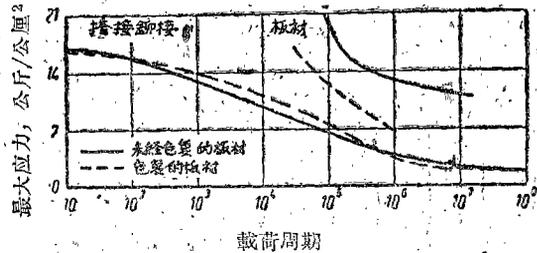


图10 75S-T-6 板材和接合材料的抗拉—抗压强度。

(≈ 7 公斤/公厘²对 ≈ 13 公斤/公厘²), 这必须归之于比夹层材料低的包铝材料的疲劳强度: 由于在交接处出现的应力增高, 搭接铆合的抗拉—抗压强度均小于包铝板材的抗拉—抗压强度; 但出乎意料, 已包铝的和未经包铝的板材的渥纳尔线 (Wöhlerlinie) 在此几乎完全叠合。如上所述, 包铝在铆接的板材结构时对疲劳强度没有有害影响。搭接铆合的抗拉—抗压强度在 10⁶ 载荷周期时为 3—4公斤/公厘²。抗拉—抗压强度与是否使用包铝的和未经包铝的板材有关。

(下期待续)

史常仁译自“Jahrbuch der WGL” 1955年310页

铸造涡轮叶片用的两种新型合金(982.3°C)

镍铬通 (Nicrotung)

在这些日子里, 和喷气飞机及导弹一样, 新型合金也来自制图板。总而言之设计新型合金多少有些和 design 新事相似。在我们的工作中, 从大量的研究工作和生产经验掌握了原理, 用来发展我们的新型高温合金镍铬

通 (Nicrotung)。

在初期阶段, 设计一种新型高温合金, 纵使要想达到超过现在已知的可能范围的应力和温度, 也确不是如像开始所想像的那样神秘或那样困难。我们采用了一种