

铝合金在现代飞机上的应用及发展

赵 普

本文简要地介绍了铝合金在美国现代高性能飞机F-15、F-16上的应用情况,综述了美国在改进热处理工艺、研制新型铝合金方面的动向,并对发展我国自己的铝合金系列提出了建设性看法。现推荐大家一读。

——编者

航空技术的进步与航空材料科学的发展紧密地联系在一起,相互制约,相互促进。铝合金是航空材料的一个重要组成部分。随着飞机性能的不断提高和新型材料钛合金及先进复合材料的应用,曾一度有人认为铝合金将有被大量取代的可能。但近年来,铝合金又有了新的发展,材料潜力又有所发挥,作为飞机的主要结构材料,在选材方面出现了新的变化。本文试图通过对美国F-15、F-16两种飞机的铝材使用情况及其特点的分析,谈一谈先进铝合金的现状及其发展。

一、F-15、F-16飞机使用的

铝合金

七十年代中期,由于航空材料科学又有了一些新的成就,于是在F-15上尝试性地采用了钛合金及先进复合材料,而铝合金和钢的比例有所下降。尽管如此,铝合金在F-15上仍占结构材料重量的50%,并且在采用新技术方面开始出现新的突破。

经F-15飞行试验,证实先进铝合金完全可以用作 $M=2.5$ 高速飞机的梁、框、肋、长桁等构件。钛合金在比强度、耐腐蚀等方面有其突出优点,然而它确实存在着价格昂贵、加工

困难等问题。所以在后期研制和投入批生产的F-16飞机中,铝合金的用量又占据了绝对优势的地位,以致达到83%的用量比例。一则是由于铝合金在组织性能方面有了显著改善,再则也是铝合金的生产效率高、质量稳定、成本较低等固有优点所决定的。

按损伤容限及耐久性的要求,根据对载荷谱的分析,确定F-16有48个关键部件。对于这些关键部位的选材,除了传统的静强度及疲劳强度之外,主要还是考核材料的 K_{IC} 、 da/dN 、 K_{ISCC} 。通过大量试验工作,最后确定选用的材料及状态见表1。

表 1

品 种	合 金 及 状 态	主 要 用 途
铝 锻 件	7075—T73 7175—T736	下翼面肋 各种接点
铝 厚 板	2024—T851 7475—T7351 2124—T851 7175—T7351 2024—T851 7475—T7351	上翼面壁板 下翼面壁板、梁 机身隔框 机身隔框 翼根接头 平尾转轴
铝 薄 板	2024—T62	机身蒙皮
钛 锻 件	Ti-6Al-4V β A	垂尾接头
钢 锻 件	PH13-8Mo HY180	发动机安装架 平尾舵面摇臂

F-16和F-15有一个共同点,所有2024合金的制品都采用T851(具有高的抗应力腐蚀能力)及T62状态(具有抗剥落腐蚀的能力)。而7000系合金都未用T6状态,特别在下翼面壁板、桁条及隔板的选材中,尤其注意了这个问题。如对7475合金曾作过大量试验,在T7651状态下,其 σ_b 、S—N、 K_{IC} 、 da/dN 等都很好,只是 K_{ISCC} 不如T7351,所以最后还是选用7475—T7351。

以上重点地介绍了F-15、F-16两种先进飞机的铝材使用情况,虽然不甚详细,但已经可以清楚地看到:铝合金的主要优点是耐用性好,容易加工成形,具有足够的使用经验,成本低廉。而且近一时期,在热处理状态、高纯度和提高断裂韧性等方面,又得到了改善。所以铝合金作为军用和民用飞机的结构材料,仍将占有优势地位。美国政府和有关公司在铝合金的研究工作方面,仍在投入大量人力和经费。一九七八年洛克希德公司的R. F. Simenz等人指出:“分析调查表明,无论亚音速飞机或超音速飞机,采用先进铝合金均能比钛合金大大减轻重量。因此,先进铝合金引起了飞机结构用途中的重新考虑。”

二、铝合金在热处理方面的新成就

七十年代,人们提出了对7075合金进行分级时效的处理方法,突破了铝合金因应力腐蚀和剥落腐蚀在使用上受到限制的障碍。分级时效能使晶粒产生固溶贫化梯度,从而能够获得抗应力腐蚀开裂的晶界组织。以7075为例,传统的7075—T6人工时效状态的处理制度为116~127℃保温24~27小时,用这种制度处理后的第二相析出点,不仅粗大,而且分布不均,抗应力腐蚀性能差。分级时效是先对固溶处理后的锻件,在较低的温度下预先进行第一阶段时效处理,使第二相析出点有更多的机会析出而不长大。再于第二阶段较高温度下时效,

使细小的析出点慢慢长大,并使基体更加稳定。所以也有人把这一类状态称为稳定化处理或过时效。为改善7075锻件抗应力腐蚀能力进行的分级时效称为T73状态。其时效制度:

第一阶段:102~113℃,保温6~8小时;

第二阶段:171~182℃,保温8~10小时。

7075—T73状态的锻件,抗拉强度比T6状态低10%左右,然而抗应力腐蚀性能却有显著改善。

对于要求抗剥落腐蚀的材料,可采用T76状态,它与T73的区别在于第二阶段时效的温度高,时间长。

T736是适用于7175锻件或厚板的一种特殊热处理状态。

为了消除厚板和锻件的应力,以改善机械加工后出现变形,分别对它们采用预拉伸或压缩,并称之为T×51和T×52状态。

三、高纯铝合金

所谓高纯铝合金,就是要求用纯度高的铝锭来生产铝合金制品。就合金而言,则是严格控制铁、硅杂质的含量。通过纯度的提高,在高强度铝合金2024和7075的基础上,又派生出一些新的合金牌号。它们是2124、2224、2324、2048、7175、7475等。在这些改型合金的标准化学成分中,Fe、Si含量都严格控制在0.15%以下,而对7000系合金的Mn也作了严格限制。或许有人认为这样的改进并不大,殊不知改型合金的疲劳强度和断裂韧性却有了明显的提高。从机理上分析,含Fe、Si以及Mn杂质较多的铝合金,在由液相冷凝为固相的过程中,将形成 $FeAl_3$ 、 $FeMnAl_6$ 、 Cu_2FeAl_7 、 $(FeMn)_3SiAl_{13}$ 以及 Mg_2Si 等针状或颗粒状的第二相粗大质点,最大尺寸可达30微米。这类质点虽经压力加工可以使之破碎,但在质点与合金基体之间却留下了微裂纹,这种微裂纹在交变应力作用下会成为导致断裂的裂纹源。而改型合金由于把Fe、Si控制在0.15%以下(7075的Fe、

Si 含量分别为0.50%和0.40%以下), 在很大程度上克服了上述裂纹源的弊病, 所以高纯铝合金都具有较高的断裂韧性和疲劳强度。特别是对厚大截面的制品在各个方向均有改善, 这对短横向性能要求高的部件, 尤其重要。2048合金除了控制 Fe、Si 之外, Cu 含量也有所减少。试验表明, 当Cu含量减少到 1.0% 时, 第二相析出质点的体积可减少 4/5, 而合金的断裂韧性可提高 5% 以上, 并在时效状态下仍保持较高的强度, 所以2048—T851厚板不仅在强度上接近2024—T851, 而且塑性也好, 各个方向的断裂韧性也都优于2024。

四、新型铝合金

事物总是不断发展的。虽然通过采用新的热处理状态(沉淀处理)使老合金的抗应力腐蚀能力得到了改善, 通过提高纯度的办法, 改善了合金的断裂韧性, 但是现代飞机总是希望用强度、韧性、耐蚀等综合性能都好的铝合金部件来装配。这就是发展新型铝合金的客观条件。老的和改型的铝合金还都存在着一个共同问题, 即淬透性不好。如果把7000系合金的淬透性加深, 就可得到应力水平更高的新合金, 至少在过时效状态下不低于7075—T6的水平。近年来的合金化研究工作发现, Al-Zn-Mg系合金中的微量元素Mn、Cr是不利于厚大截面制

品淬透性的因素。如果用Zr取代之, 则能显著地改善合金的淬透性。提高淬透性的突出效果是改善了短横向的综合性能, 而短横向性能一直是厚大截面制品的薄弱环节。这种新合金命名为7050(英国的相应合金牌号为7010)。在机动飞行载荷谱下, 7050—T73651的抗裂纹能力比7075—T7351高。7050与其它合金在厚板短横向的强度、断裂韧性、应力腐蚀性能的典型数据对比示于表2。

从表2中所列综合性能来看, 7050合金是最好的, 显示出以Zr代Cr而改善淬透性的效果。所以很多机种选用了7050合金, 而且以锻件、厚板、型材等各种形式用于不同部位, 其使用情况见表3。

超音速飞机在 $M < 2.2$ 飞行时, 飞机的表面温度为 $116 \sim 135^{\circ}\text{C}$, 在这个温度范围内工作的零件, 可以用现有铝合金制造。但是, 当 $M > 2.2$ (高于 135°C) 时, 现有的哪一种铝合金都是不稳定的。美国在规划铝合金发展时, 提出过两种途径:

1. 洛克希德公司由美国航空与航天管理局资助, 研究 $M = 2.0 \sim 2.4$ 巡航速度下工作的铝合金, 其指标是这种合金在 $121 \sim 177^{\circ}\text{C}$ 工作六万小时仍不降低强度。

2. 洛克希德公司、美国铝业公司和国际镍公司的专门家们经过长期讨论认为: 要研究出各种性能都可以与钛合金媲美的某一种铝合金, 是不可能的。但要研究出若干种铝合金, 创造一个新的铝合金“家族”,

在这个“家族”中, 每个成员有一种优异的性能, 它们的集合性能可满足超音速飞机的需要, 即达到接近钛合金的性能, 则是可能的, 也是切实可行的。现在美国政府、铝合金企业与飞机公司正在密切配合, 发展四个方面的铝合金, 以供一九九五年以前超音速飞机结构用。这四种合金是: 高疲劳性能合金, 高强度合金, 高刚度合金, 低比重合金。

表 2

合金状态	短横向保险应力 公斤/毫米 ²	短横向 K_{Ic} 公斤/毫米 ^{3/2}	短横向 K_{Isc} 公斤/毫米 ^{3/2}
7075—T651	65.25	57.78~60.99	12.84~19.26
7079—T651	63.80	60.99	9.63~25.68
7075—T351	55.10	83.46	73.83
7475—T7351	55.10	115.56	73.83
7010—T7651	63.80	89.88	57.78
7010—T73651	58.87	93.09	67.41
7049—T7351	60.32	89.88	77.04
7050—T73651	65.25	93.09	80.25

表 3

机 种	使用 部 位	合 金 状 态	品 种
F-5E	机翼上壁板	7050—T7651	厚 板
	机翼上蒙皮	7050—T76	板 材
	翼梁	7050—T736	精锻件
	肋	7050—T736	精锻件
F-111	机翼上壁板	7050—T73651	厚 板
	机翼下蒙皮	7050—T76	板 材
C-141	机翼长桁	7050—T76	型 材
	整体翼梁	7050—T76	锻 件
DC-10	油箱翼舱壁	7050—T73	锻 件
	机翼油箱接头	7050—T73	精锻件
B-1	翼盒舱壁	7050—T73651	厚 板
F-15	减速板驱动肋	7050—T73652	锻 件

据报导, 美国还从以下几个方面开展铝合金的研究:

1. 部分熔化强化法: 用普通方法获得的铝合金铸锭, 放在陶瓷过滤板上加温加压, 当加热到稍微超过固相线温度时, 即处于部分熔化状态, 过剩的溶质和晶界上的低熔点第二相, 在压力作用下, 以液态形式被挤出, 并滴出过滤板。再用这种过滤了的铸锭生产铝材, 其效果是惊人的, 强度可提高两倍多, 屈服强度能增加五倍多, 而延伸率保持10%的水平。

2. 超细粉末变形法: 用2024合金加3%Li的合金粉末加工出来的材料, 据说有一系列优点: (1) 轻 (比重为2.519); (2) 弹性模量高, 为 85×10^9 公斤/毫米²; (3) 强度高, T6状态下为58.24公斤/毫米²; (4) 裂纹扩展速率低, 比2024低五分之四到十分之九。

美国铝业公司与空军材料实验中心合作, 研究了十四种此类合金, 其中有希望的是Al-8.2Fe-1.8Co和Al-8.0Fe-3.4Ce, 这两种合金在343℃下的强度分别为 ~ 19 和 ~ 18 公斤/毫米²。

美国航空与航天管理局和洛克希德公司准备用Al-Cu-Mn和Al-Cu-Mg粉末变形制品代替

现有的铝合金。

3. 快速凝固粉末变形法: 在特定条件下, 使合金液体在凝固时处于快速冷却状态, 使细小融体颗粒的冷却速度达到每秒几百万度, 这样就能大量固溶某些元素和化合物。比如Co和Fe是难于溶解于铝的, 但在上述条件下, 可以使它们溶于铝, 并形成特殊的铝合金粉末。

以上这些工作, 还都处于探索阶段。

五、结束语

从现代飞机的选材情况来看, 铝合金仍占有优势地位。即使将来钛合金和先进复合材料有了大的发展, 预计铝合金仍将不失为重要的航空材料而被选用于适当部位。

我国航空工业在铝材的生产和使用方面, 基本上仍处于五十年代或六十年代的水平。铝材的热处理状态仍然沿用五十年代的自然时效和简单的人工时效。过时效状态和超纯铝合金尚未系统地进行研究和应用, 高强高韧性铝合金还没有开始研制。因此, 铝合金材料科学的当务之急, 应是联合冶金和航空两大部门的技术力量, 抓紧开展以下三方面工作:

1. 研究各种热处理状态, 制订工艺制度, 建立相应的标准;

2. 研制高纯铝合金, 形成系列, 制订标准, 以供现有機種和新機種设计选材用;

3. 研制高强高韧性铝合金 (相当于7050、7010合金), 为新機種设计选材作好准备。

当然, 其它方面的探索性研究工作也应适当安排, 但构成先进铝合金的上述三个方面, 事实证明是行之有效的。我们应该迎头赶上去, 力争在不太长的时期内, 让我们也有自己的先进铝合金系列及相应工艺和标准。这确实将是一个不小的成果。