

钛合金焊接技术在飞机制造中的应用和展望

Application and Prospect of Titanium Alloy Welding Technology in Aircraft Manufacture

中航工业沈阳飞机设计研究所 赵博 李国元 许广兴

[摘要] 结合飞机钛合金焊接结构设计准则和典型焊接结构,阐述了飞机钛合金焊接结构的技术优势,归纳分析了钛合金焊接技术在飞机制造中的应用特点和适用结构。在此基础上,根据我国现有飞机制造中存在的焊接问题,对焊接新方法、新技术在飞机制造中的应用进行了展望。

关键词: 钛合金 焊接 飞机制造

[ABSTRACT] The technical advantages of titanium alloy welding structure in aircraft is elaborated basing on the design criterion of titanium alloy welding structure and representative welding structure. Then the application of titanium alloy welding structure in aircraft manufacture is analyzed. Finally, basing on the welding problem on aircraft manufacture, the application of new welding method and technology on aircraft manufacture in future is prospected.

Keywords: Titanium alloy Welding Aircraft manufacture

随着焊接技术的不断发展,在现代飞机制造中,焊接结构所占的比例越来越大,焊接已由原来的辅助制造工艺演变成为飞机制造中的关键技术,甚至成为飞机制造先进性的一种体现。由于钛合金具有良好的焊接性,所以飞机中的主承力焊接结构以钛合金为主^[1]。甚至为了采用焊接结构而更换结构用材: F-22 飞机后机身前、后梁龙骨由焊后热处理困难的 Ti62222 改为 Ti-6Al-4V ELI^[2]。

在飞机设计和制造中,必须将焊接技术特点和具体结构综合考虑,才会最大的发挥焊接技术的优势。因此本文针对飞机典型结构,总结分析了钛合金焊接技术在飞机制造中应用现状和存在的问题,并对今后的发展做出了展望。

1 飞机钛合金焊接结构的设计准则

使用寿命是飞机性能的一项核心指标,战斗机使用寿命为 2000~8000 飞行小时,客机使用寿命不低于 60000 飞行小时,所以飞机焊接结构对承载能力和疲劳性能要求较高。飞机钛合金焊接结构的设计准则主要有以下 3 个方面:

(1) 焊缝尽可能设计在应力水平相对较低、结构形状变化平缓的部位。(2) 焊缝表面的余高或收缩,会造成应力集中,降低焊接接头承载能力和疲劳性能,对强度影响较小。因此承力结构的焊接接头正反面都要进行机械加工,去除余高或收缩,消除应力集中。(3) 除了大型装配结构或者采用 TC1、TC2 等低合金化钛合金制造的不带交叉焊缝、零件结构简单的Ⅲ级焊接接头外,都要求进行焊后退火,并要求残余应力降至 50MPa 或者 45MPa 以下。经过焊后退火,不填丝的接头强度系数均能够达到 0.9 以上。

2 飞机钛合金焊接结构的技术优势

飞机制造中大量采用钛合金焊接结构,与机械连接和整体锻造相比,其技术优势主要体现以下 3 个方面。

(1) 代替机械连接,实现减重,提高连接部位承载能力和结构完整性。典型的焊接形式有 3 种:对接接头、T 形接头和点焊接头。T 形接头和点焊接头存在应力集中,尤其是点焊,由于两板间应力集中较大,点焊接头的疲劳寿命仅为机械连接的 50%。所以这两种结构采用焊接是为了提高结构完整性和工作效率,实现减重。

对接接头可用于主承力结构,代替螺栓连接,在提高结构完整性的同时,可以明显提高连接部位承载能力和疲劳性能。这是因为机械连接因为紧固孔削弱了零件的横截面积,一般会使强度下降 20% 左右,而焊接接头强度下降小于 10%,因而焊接结构的承载能力要高于机械连接。对接接头的应力集中系数低于机械连接,机械连接的应力集中系数大于 3,王向明等计算了表面磨削后的钛合金对接接头当量应力集中系数,氩弧焊当量应力集中系数小于 2,高能束焊小于 1.5^[3]。因此对接接头的疲劳性能高于也机械连接。

(2) 代替整体锻造,提高材料利用率。随着锻造能力的提升,许多大型钛合金结构可以采用整体锻造。锻造+焊接代替整体锻造结构的技术优势对比可以通过结构性能、结构重量、材料利用率以及生产周期 4 个方面来综合衡量。焊接接头与锻件相比,强度降低约 10%,因此需要在焊缝经过的筋条、缘条等薄弱部位进行补强,由于焊接接头处于整个结构中应力水平较低的部位,且通过焊后加工消除应力集中,因而最薄弱的部位往往出现在转角或者倒角处,而不是焊接接头。所以

采用焊接结构代替整体锻造不会对结构性能产生影响。由于补强引起结构增重,以某型飞机主承力框为例,采用焊接结构比整体锻造增重 0.2%,可见结构增重可以忽略。表 1 是这两种工艺加工周期和材料利用率的对比,采用焊接可以提高材料利用率,零件形状越复杂,锻造+焊接的技术优势越显著,但不会缩短生产周期。因此,可以说锻造+焊接替代整体锻造是在不降低结构性能的前提下提高了材料利用率。采用焊接结构的技术关键是需要具有较高的飞机设计水平和焊接水平,以确定施焊部位。

表 1 焊接和锻造技术加工周期和材料利用率的对比

项目	方案	焊接周期 / 天	机加周期 / 天	材料利用率 / %
承力框	锻造+焊接	16	17	17.6
	整体锻造	0	26	13.0
承力框	锻造+焊接 (4次)	18	18	14.9
	锻造+焊接 (1次)	4	38	13.0

(3) 连接部位的结构形式多样化。有些结构形式复杂或者尺寸较大、无法通过铸造和整体锻造制造的零件,还受到设计空间、装配空间、配合精度以及运动机构的要求,根本无法采用机械连接。对于这类特殊结构最适合采用焊接方法制造。如折叠肋、起落架撑杆作动筒、拦阻钩杆等。

3 钛合金焊接技术在飞机制造中的典型应用

飞机钛合金焊接方法以电子束焊、激光焊和氩弧焊为主,点焊主要用于蒙皮、口盖等承力较小且需要保证气动外形的部位。

3.1 电子束焊

电子束焊具有接头力学性能高,焊接变形小的特点,因此电子束焊接已经成为国内外制造飞机大厚度钛合金承力框、梁、壁板、中央翼翼盒等主、次承力结构件的主流技术,甚至成为衡量飞机制造水平的一把标尺^[4]。其中以格鲁门公司为代表,他们认为机械加工后进行电子束焊接是制造起落架、飞机大梁和结构骨架的一种正确方法。美国从 F-14 飞机开始大量使用电子束焊接技术,第四代战机 F-22 的机身段采用电子束焊接的钛合金焊缝长度达到 87.6m,厚度在 6.4~25mm 之间;后机身前后梁更是首次采用了热等静压钛合金铸件的电子束焊接结构^[5]。国内在飞机主承力框、梁、受油管、折叠肋以及起落架等关键部位也广泛采用电子束焊。从电子束焊应用部位的关键重要程度来衡量,各主要飞机制造强国是一致的。

3.2 激光焊

激光焊具有能量密度高、焊接变形小、空间位置转换灵活、可在大气环境下施焊等优点。但由于激光焊穿透能力不如电子束焊,对非线性焊缝的适应性不如氩弧焊,所以直到 20 世纪 90 年代,随着计算机控制技术的发展,才开始在飞机制造中逐步得到应用。对于钛合金结构,主要应用于飞机蒙皮拼接、壁板与筋条焊接、进气道组件焊接等^[6],最常用的是 T 形接头双光束激光焊。

国内针对 TC4 钛合金和 TA15 钛合金激光焊接进行了系统的研究,激光焊已经用于我国某些型号飞机的钛合金腹鳍制造、钛合金蒙皮拼焊、壁板与长桁 T 形接头焊接等。但从应用范围以及焊缝复杂程度来看,与国外相比还是有一定差距的。

3.3 氩弧焊

虽然高能束焊被称为先进焊接方法,且在关键重要结构得到广泛应用,但因为氩弧焊对装配精度要求较低,操作灵活,对非线性焊缝适应性强,所以飞机上应用最多的仍然是氩弧焊。氩弧焊主要用于飞机蒙皮、机身和机翼壁板、锥形支架、整流罩、防护隔栅以及装配件等主、次承力结构的制造。因为战斗机的使用寿命远低于轰炸机和运输机,氩弧焊在战斗机中的应用要多于轰炸机和运输机,例如飞机壁板、边肋等承力结构,图波列夫设计的伊尔-76 采用钛合金电子束焊,而苏霍伊设计的苏-27 就采用了钛合金氩弧焊。

由于电子束焊缝背面焊趾处应力集中严重,如图 1 所示。所以带有背面余高的电子束焊接头疲劳性能反而低于氩弧焊,典型结构性能对比如图 2 所示。因此,轴类、杆类、撑杆类等焊后形成封闭腔,不能进行背面加工的结构主要采用氩弧焊。如某些飞机起落架斜撑杆就采用 TC18 钛合金氩弧焊^[7]。



图 1 TC18 钛合金电子束焊缝背面成形($\delta=18\text{mm}$)
Fig.1 Excess weld metal of electron beam welded TC18 ($\delta=18\text{mm}$)

另外苏系列飞机制造中还广泛采用了由氩弧焊变化而成的穿透焊和潜弧焊。穿透焊主要用于壁板、进气道防护隔栅等 T 形接头焊接。从平板侧施焊,既可以简化焊接工序,还可以避免由于长桁或筋条交错排布引起的施焊空间不足问题。

潜弧焊采用大焊接电流,钨极端部低于母材表面,从而提高能量利用率,避免多层焊^[8]。国内也对 TA15 钛合金和 TC4 钛合金潜弧焊进行了研究^[9-11]。这种方法能量较大,热影响区较宽,不适于焊接对高温回火

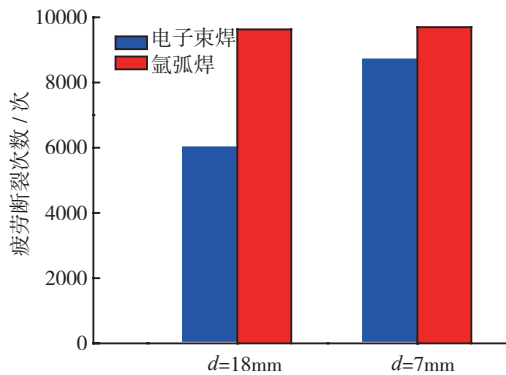


图2 焊接方法对接头疲劳性能的影响($K_f=1$ 、 $f=3\text{Hz}$ 、 $\sigma=664\text{MPa}$)
Fig.2 Effects of welding process on the fatigue properties of welded joints ($K_f=1$ 、 $f=3\text{Hz}$ 、 $\sigma=664\text{MPa}$)

敏感的材料。潜弧焊主要用于苏-27等飞机的主承力框焊接,接头厚度60~80mm,焊接材料仅限于BT20(TA15)钛合金。这是由于早期电子焊设备能力的限制,大厚度接头只能采用双面焊,焊根留在焊缝内部,容易出现根部顶尖状缺陷,所以采用了双面潜弧焊。潜弧焊与电子束焊相比,接头强度和疲劳性能均降低10%左右,还容易引起“夹钨”缺陷,因此随着对飞机焊接结构承载能力和疲劳性能要求越来越高,潜弧焊正在被电子束焊等先进焊接方法取代。

4 国内飞机钛合金焊接技术的应用展望

虽然钛合金焊接技术已经在我国飞机制造中广泛应用,但仍旧存在一些问题和较大的技术提升空间。

4.1 计算机辅助控制技术

对于高能束焊接,国内外主要差距在于计算机辅助控制技术,而非焊接方法本身。F-22飞机上使用的电子束焊设备与F-14飞机上采用的早期设备相比,安装了现代Mark VII计算机控制器,从而实现了可变厚度焊接、非线性焊缝焊接以及盒形件沿边角一次焊接成形。国内通过计算机辅助控制,也成功实现了钛合金蒙皮、整流罩,壁板T形接头的高能束焊接,并具备了变厚度焊接的能力。但对于曲率变化较大焊缝的跟踪控制能力仍显不足。沈阳飞机设计研究所利用双光束激光焊接TA15钛合金机翼波纹腹板梁,结果显示疲劳性能分散性大于氩弧焊。哈尔滨工业大学以及北京航空制造工程研究所等单位正在对双光束激光焊的焊接跟踪系统、焊缝检测系统进行深入研究和开发^[12]。

4.2 焊接变形及残余应力控制技术

焊接变形严重影响了焊接件后期装配,对于装配精度要求较高的结构不采用焊接结构^[13]。因此前苏联在米格-29、苏-27飞机中都采用了变形控制技术,我国在飞机制造中采用的焊接变形控制技术主要有焊前刚

性固定,焊接过程中去应力退火,焊后稳定化处理。对于壁板类结构,存在大量焊缝,焊接过程中需要多次去应力退火,极大的降低了工作效率,有时因为焊接变形过大而导致零件报废。哈尔滨工业大学和北京航空制造工程研究所各自开发了焊接变形随焊控制技术^[14-16],可以有效降低焊接变形和焊缝残余应力。如果将这些技术引入到飞机壁板拼焊,可以显著减少焊接过程中的去应力退火次数,甚至取消中间退火工序,避免因为焊接变形而导致零件报废。但这些技术首先需要解决的是工程化应用问题。

4.3 活性化焊接技术

活性化焊接技术在前苏联、美国、英国得到了广泛应用,前苏联更是将其用于飞机制造。这种方法热量集中,还可以消除焊缝气孔,适于焊接2~6mm厚度的钛合金。沈飞公司对活性化焊接钛合金带筋壁板进行了研究,结果显示活性化焊接与现在采用的氩弧焊相比,对接头力学性能影响不大,但可以减小变形^[17]。沈阳飞机设计研究所采用活性化焊接TA15钛合金机翼盒段波纹腹板梁^[18],接头强度与氩弧焊相当,中值疲劳寿命提高30%,且性能稳定。活性化激光焊已经应用于某型号飞机制造,但该方法没有在飞机制造中大范围应用。飞机设计者最担心的问题是进入焊缝的各种元素是否会对焊缝耐蚀性造成破坏以及如何涂覆焊剂并保证焊剂层厚度均匀。英国TWI公司认为活性剂中的卤基碱金属不会引起焊缝污染^[19],除此之外未见关于这方面的研究报告。

4.4 激光-TIG复合焊

激光-TIG复合焊具有能量集中、热影响区较小、焊接变形小、焊缝背面熔宽较大、间隙桥接能力强等方面的优势,这对于飞机设计者和制造者都具有极大的吸引力。可以应用于以下2个方面。

(1) 利用能量集中、焊接变形小、间隙桥接能力强的特点代替穿透焊。沈飞公司和哈尔滨工业大学研究表明^[20-21]:激光-TIG复合焊接TA15钛合金T形结构的疲劳性能比穿透焊提高50%。激光-TIG复合焊对于飞机T形接头平板与立筋间隙适应性很强,采用穿透焊一般要求间隙小于0.2mm,而采用激光-TIG复合焊在间隙大于0.5mm时仍可以保证成形和接头性能。

(2) 利用能量集中、焊缝背面熔宽较大的特点代替氩弧焊用于封闭结构焊接。封闭结构采用氩弧焊时,打底焊工艺规范区间窄,背面成形难以控制,50%以上需要挖补返修,焊缝背面成形如图3所示;而且需要严格控制层间温度,以避免造成热影响区粗晶;从而导致生产效率低、零件变形大。沈飞公司和大连理工大学采用TC18钛合金,研究并证实激光-TIG复合热源焊接封闭结构是可行的。除此之外未见关于这方面的研究报告。

5 结论

随着钛合金焊接技术的发展和成熟,已经在飞机制造中占据越来越重要的地位,甚至引起了飞机结构设计的变革。在飞机制造领域,我国钛合金焊接技术与国外先进国家相比仍有一定差距,主要体现在焊接过程计算机辅助控制技术。我国现有飞机制造中还存在较多的焊接问题急待解决,如封闭结构焊接、焊接变形等。所以需要加速新的钛合金焊接方法以及辅助控制技术在飞机典型结构上的应用研究,相信在需求牵引和技术推动的作用下,我国飞机设计和制造水平将会得到的进一步提升。

参考文献

- [1] 刘善国. 国外飞机先进制造技术发展趋势. 航空科学技术, 2003(4):26-29.
- [2] 孙聪, 王向明. 现代战斗机机体结构特征分析. 北京: 航空工业出版社, 2007:32.
- [3] 王向明, 刘文琰. 飞机钛合金结构设计与应用. 北京: 国防工业出版社, 2010:44-46.
- [4] 巩水利, 张雁, 柴国明. 高能束流焊接技术的发展及其在航空领域的应用. 国防制造技术, 2009, 6(3):12-15.
- [5] 李亚江, 吴娜, Puchkov P U. 先进焊接技术在航空航天领域中的应用. 航空制造技术, 2010(9):43-47.
- [6] 王亚军, 卢志军. 焊接技术在航空航天工业中的应用和发展建议. 航空制造技术, 2008(16):26-31.
- [7] 胡愈刚, 王晓平, 周亮. TC18 钛合金焊接技术在飞机起落架制造中的应用研究. 航空制造技术, 2011(16):72-74.
- [8] Lee H K. Fracture resistance of a steel weld joint under fatigue loading. Engineering Fracture Mechanics, 2000(66):403-419.
- [9] 陈国庆, 张秉刚, 王延, 等. TA15 钛合金潜弧焊接接头组织与性能分析. 焊接学报, 2010, 31(7):5-8.
- [10] 王利发, 刘建中, 胡本润, 等. TA15 钛合金潜弧焊接接头疲劳损伤研究. 失效分析与预防, 2007, 2(2):16-19.
- [11] 杨剑赞, 邢丽, 黄春平, 等. TC4 钛合金厚板潜弧焊接接头的显微组织. 机械工程材料, 2011, 35(12):81-84.
- [12] 李昊, 陈洁, 陈磊, 等. 双光束激光焊接技术在民用飞机上的应用现状及发展. 航空制造技术, 2012(21):50-53.
- [13] 阿·格·布拉杜欣, 勃·斯·坚尼索夫, 弗·斯·索特尼科夫. 1420 铝锂合金飞机结构的焊接工艺问题. 材料工程, 1997(2):38-41.
- [14] 关桥, 张崇显, 郭德伦. 动态控制薄板构件低应力无变形焊接方法及其装置: 中国, 93101690.8[P]. 1993-02-25.
- [15] 关桥, 李菊. 热拉伸效应控制飞行器板壳结构焊接变形. 航空制造技术, 2007(9):30-34.
- [16] 翁路露, 杨建国, 李军, 等. 随焊旋转冲击控制焊接变形新方法. 材料科学与工艺, 2010, 18(4):564-566.
- [17] 杜欲晓, 王大鹏, 郭德伦, 等. 活性剂对 TA15 钛合金对接及 T 形穿透焊接头的影响. 焊接学报, 2010, 31(7):98-100.
- [18] 李晓红, 张连锋. 钛合金活性焊剂焊接技术. 航空制造技术, 2008(25):113-114.
- [19] 张秋平. 活性焊剂氩弧焊技术及其应用. 飞航导弹, 2004(6):57-60.

2004(6):57-60.

[20] 王敏, 杨磊, 于瑛, 等. 钛合金 T 形结构单面焊背面双侧成形焊接接头组织与性能. 航空材料学报, 2012, 32(1):45-49.

[21] 王敏, 谷佩锋, 魏强, 等. 激光-TIG 复合热源焊接钛合金 T 形结构焊缝成形特点及影响因素分析. 焊接学报, 2010, 31(12):105-108.

(责编 深蓝)

(上接第 121 页)

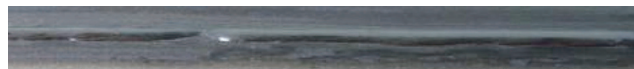


图3 TC18钛合金氩弧焊焊缝背面成形

Fig.3 Excess weld metal of argon arc welded TC18

材料的蠕变与持久强度。从测试结果看出,在大应力作用下,随着超声速飞行器机体结构温度的升高,钛合金材料/结构的蠕变变形显著增大,持久时间、持久强度极限明显降低。尤其是在高温下,当作用应力接近或超过材料的屈服强度时,钛合金材料的蠕变变形速率非常大,呈现出“加速蠕变”的特征,持久只有十余分钟的时间,且蠕变变形值较大,对飞行器的机体刚度影响较大。

因此,对于短时、一次性使用的超声速飞行器来讲,在设计、选材时,首先应关注所选钛合金材料的蠕变性能与持久强度,根据所应用部位的载荷、温度、时间及强度、刚度要求,对材料的蠕变与持久强度水平进行实测,为合理应用提供依据;其次,在材料应用设计时,应控制其使用温度、作用应力在合适的范围之内,使用温度不能超过材料的耐温极限,作用应力应低于材料对应温度下的屈服强度。只有根据飞行器的使用条件,全面了解材料的性能与使用限制,才能确保飞行器机体结构的强度、刚度满足设计要求,并与机体结构重量协调统一。

4 结束语

温度对钛合金材料的蠕变性能与持久强度影响较大。在超声速飞行器设计、选材时,除了关注钛合金材料的耐温极限、高温拉伸强度之外,应对材料在高温、大应力、短时作用下的蠕变变形和持久强度给予足够的重视。只有全面掌握所选用钛合金材料的短时高温蠕变与持久强度特点及性能,才能从设计上合理控制飞行器机体结构的变形,降低及避免材料超限使用带来的机体结构破坏的风险。

参考文献

- [1] 张伟堂. 超声速飞行器用高温钛合金初步应用研究. 航天材料信息网学术会议文集, 2009:155-157.
- [2] 张伟堂. 钛合金紧固件在航空航天领域的应用与分析. 航天材料信息网学术会议文集, 2010:178-180.
- [3] 陶春虎等, 刘庆琛, 曹春晓, 等. 航空用钛合金的失效及其预防. 北京: 国防工业出版社, 2002.

(责编 亦非)