

先进焊接技术在航空航天领域中的应用

Application of Advanced Welding Technology in Aviation and Aerospace Industry

山东大学材料液固结构演变与加工教育部重点实验室 李亚江 吴娜
莫斯科国立鲍曼技术大学材料科学系 P. U. Puchkov



李亚江

教授, 博士生导师, 从事先进材料与特种焊接技术研究。主持完成国家自然科学基金和省(部)级科研项目 10 多项, 获教育部自然科学一等奖 1 项、省科学技术奖 4 项, 获国家发明专利 8 项, 发表论文 180 多篇。由国家留学基金委公派在莫斯科鲍曼技术大学(BMSTU)从事航空新材料焊接的合作研究。

先进飞机的研制与生产对焊接技术的发展具有强大的推动作用, 在解决航空制造技术关键问题时, 焊接

先进飞机的研制与生产对焊接技术的发展具有强大的推动作用, 在解决航空制造技术关键问题时, 焊接的优势越来越明显, 如减轻结构重量、提高结构性能等, 焊接技术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; 另一方面, 焊接技术自身的发展和完善, 也为新型先进飞机的结构设计和制造提供了技术保证。

的优势越来越明显, 如减轻结构重量、提高结构性能等, 焊接技术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; 另一方面, 焊接技术自身的发展和完善, 也为新型先进飞机的结构设计和制造提供了技术保证。

在飞机、发动机的研制和生产中, 焊接技术已经成为主导工艺方法之一。它的进步与发展不仅能减轻飞机、发动机的重量, 而且还为飞机、发动机结构设计新构思提供技术支持, 促进发动机性能的提高和航空航天的发展。

航空航天材料的发展

航空航天材料是指用于制造航空航天飞行器的材料, 包括机体材料和发动机材料。高性能、多功能、复合化和高环境相容性是未来航空材料的发展趋势。随着科技的发展和飞机、太空船等使用要求的提高, 飞机机体和发动机材料结构经历了 4 个阶段的发展, 正在跨入第五阶段^[1] (见表 1)。

先进材料在航空航天中的应用带来了加工制造的难题。例如, 发动机材料必须满足高强度、无缺陷、耐

表1 飞机机体和发动机的材料结构变化

发展阶段	年代	机体材料结构	发动机材料结构
第一阶段	1903~1919	木材、布纤维	钢
第二阶段	1920~1949	铝、钢	钢、铝
第三阶段	1950~1969	铝合金、钛合金、钢	高温合金、钛合金、钢、铝合金
第四阶段	1970~20 世纪末	铝合金、钛合金、钢、复合材料(以铝合金、钛合金为主)	高温合金、钛合金、钢
第五阶段	21 世纪	复合材料、铝合金、钛合金、钢结构(以复合材料为主)	高温合金、钛合金、钢、复合材料

高温等性能要求,航空发动机的主要材料由钢转变为钛合金、镍基高温合金、钛铝金属间化合物、复合材料等,从而对制造技术的要求就更高了。先进焊接技术除了应用在飞机大件的连接外,已经克服了焊接位置的严格限制,应用于机体、发动机的制造,使得飞机制造有了飞跃发展,显著提高了生产效率、减轻结构重量。

先进焊接技术的应用

飞机制造中采用了各种焊接技术。焊接结构件在喷气发动机零部件总数中所占比例已超过 50%,焊接的工作量已占发动机制造总工时的 10% 左右。在飞机结构中, F-111 的机翼支承梁(钢结构)和狂风、F-14 的钛合金中央翼翼盒、机翼盒形梁及整体壁板结构等重要结构上均采用了焊接技术。

电子束焊(EBW)、激光焊(LBW)、搅拌摩擦焊(FSW)是具有代表性的先进焊接技术。例如, F-22 后机身前后梁采用了热等静压钛合金铸件的电子束焊接结构。欧洲空中客车 A340 飞机制造中,铝合金内隔板均采用激光焊接,简化了飞机机身的制造工艺。空客 A340 第 14 节机身的铆接和焊接结构对比,在相同刚度条件下,焊接结构使机身质量减轻约 20%。

1 电子束焊

电子束焊利用加速和聚焦的电子束轰击焊件所产生的热能进行焊

接,可以获得质量高、变形小、深宽比大的焊缝,在机体和航空发动机的制造中得到广泛应用。例如,美国 F-22 战斗机、欧洲 2000 型战斗机机体的部分承力结构、欧洲四国合作研制的 EJ200 发动机第三级风扇钛合金整体叶盘等均采用了电子束焊^[2]。

航天材料及工艺研究所刘志华等试验研究了厚度 5mm 的 5A06 铝合金局部真空电子束焊,模拟战略导弹燃料贮箱前、后底法兰环缝结构^[3]。铝合金电子束焊对束流敏感,尤其对厚度大于 3mm 的铝合金结构,束流偏小不易焊透、偏大焊缝金属易下塌,试验中采用表面下聚焦,并在焊缝法兰一侧预留单边凸台作为填充金属,可实现良好的焊缝成形;焊接过程中采用较强的聚焦和较窄的焊缝,利于焊缝成形、抑制气孔产生。

航空发动机转子由 2 个变形铝合金半球组焊而成^[4],该部件对几何形状、表面粗糙度、强度等要求严格,用真空电子束焊可得到满足使用要求的接头。在 6kW 的真空电子束焊机施焊,焊缝的熔宽比可达 17 : 1。

锂是自然界中最轻的金属元素,密度为 0.53g/cm³,在铝合金中加入 Li 元素可在降低密度的同时大幅度提高合金的弹性模量。铝锂合金在美国 F-15B、俄罗斯米格-29、苏-27、英国 EAP 等战机上已试用多年,效益显著。火箭推进剂(液氧-183℃、液氢-252℃)贮箱是一个承压焊接容器,由金属壳体焊接而成,铝锂合

金是该贮箱的首选材料^[5]。由于铝锂合金的线膨胀系数约为钢的 2 倍,凝固时体积收缩率达 65% 而产生较大应力,在脆性温度区产生裂纹。北京工业大学白韶军、北京航空制造工程研究所王亚军等对电子束焊得到的 1420 铝锂合金接头显微组织进行了分析^[6]。焊接前后采用 4 种热处理制度:焊前热处理、焊后热处理、焊接前后均未热处理、焊接前后均热处理,接头中存在 β 相(Mg₂Al₃)大颗粒和 LiMgAl₂、ZrAl 小颗粒相,热影响区为稳定等轴细晶组织;接头的断口形貌为混合型,即使焊后热处理效果也不明显。

钛合金具有优异的综合性能,如密度小(4.5g/cm³)、比强度和抗裂纹扩展能力好、低温韧性好、抗蚀性能优异等。据统计,钛产量中约 80% 用于航空和宇航工业,例如美国 B-1 轰炸机的机体结构材料中,钛合金约占 21%,主要用于制造机身、机翼、蒙皮和承力构件。TA15 钛合金可用于制造飞机隔框、带筋壁板等受力复杂的重要结构^[7]。北京航空材料研究院王利发等^[8]采用电子束焊得到 TA15 对接接头,并对接头进行显微组织、疲劳性和扫描电镜(SEM)分析。TA15 电子束焊的焊缝、热影响区显微组织与母材差别明显,但显微硬度差别不大,如图 1 所示。焊缝为均匀的等轴晶,晶粒尺寸 0.2~0.3mm;热影响区宽度约 1~2mm,靠近母材区组织为粗大的等轴晶 α + 片状 α 混合组织,靠近焊缝区呈现过渡变化特征,出现针状 α,为细针状 α + 粗大等轴 α 组织。焊缝的抗拉强度高于母材,韧性降低,疲劳性能优于母材和热影响区。

西方发达国家已将 Ti17 钛合金应用于航空发动机叶轮部件,提高了发动机的效率。试验表明:Ti17 合金电子束焊接头的抗拉强度不低于母材,具有较高的冲击韧性,焊缝的缺口敏感系数小于 1。焊缝组织与

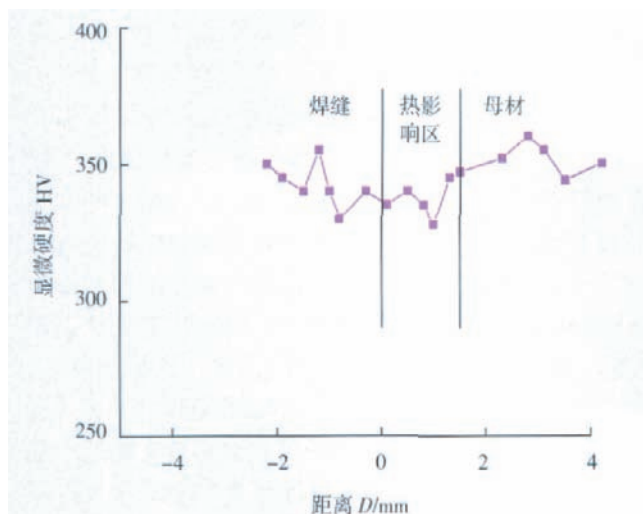


图1 TA15电子束焊接头的显微硬度

母材组织基本相同,都是 α 相上分布着沿晶界及晶内析出的细针状 β 相,焊缝区的晶粒度大于母材。

高温合金在先进航空涡轮发动机上的用量占50%以上,主要用于发动机热端部件。高温镍基合金在航空发动机的高温高应力部件应用中占主导地位。意大利帕多瓦大学PaoloFerro等对Inconel706高温合金进行电子束焊,熔合区和热影响区析出硬化使接头强度相对母材下降20%^[9-10]。此外,还可能出现热裂纹并向焊缝中扩展,焊接应力峰值出现在距离焊缝上表面约1.5mm处。

北京航空航天大学张彦华等对发动机涡轮盘材料GH4133A合金进行电子束焊,分析了接头热影响区的微裂纹形成原因^[11]。结果表明,GH4133A合金电子束焊接头存在的沿晶微裂纹是在焊接熔池形成之前由于电子束流热冲击的热-力学效应引起的,随后的焊接加热促进了微裂纹的形成,微裂纹导致电子束焊接头整体性能下降。

印度卡利卡特理工学院JoseMathewa等^[12]采用电子束焊研制壁厚17.5mm的钛合金贮罐,该贮罐用于人造卫星发射器贮存33MPa高压氦气。为了保证渗透层厚度,选用材料的厚度为21mm,电子束焊后通过机械加工除去多余的3.5mm。

79.8%。焊缝凹陷会产生应力集中,这对承压贮罐的焊接质量不利,可通过调整工艺参数或盖面焊来改善。

2 激光焊与激光熔覆

(1) 激光焊。

激光焊具有能量密度高、变形小、焊缝深宽比大等优点,特别是激光焊无需真空室,工艺可达性好,结合机器人和激光视觉传感系统可实现三维空间焊接及柔性焊接^[2,13]。用直径1.2mm的ER5356焊丝对厚度1.2mm的5A06铝合金进行填丝激光焊研究表明^[14],焊接过程中通入2路氩气保护熔池和焊缝高温区的正反面。填丝使接头的硬度略有降低,但可提高材料对激光的吸收率,改善焊缝柱状晶生长所产生的界面形态,减少咬边、焊塌等缺陷。填丝可提高激光焊接头的拉伸性能,接头抗拉强度提高10%、伸长率提高10%~30%,填丝激光焊接头拉伸断口呈韧性断裂。

1420铝锂合金是一种中强度可焊的铝锂合金,被应用于飞机和宇航飞行器中。大连交通大学罗宇、北京航空制造工程研究所王亚军等^[15]针对厚度2.5mm的1420铝锂合金板材进行了YAG激光焊。接头组织为细小的等轴晶,以稳定的 δ 相为主,存在少量强化相 δ' 相,存在接头软化现象。热处理可提高接头的显微

硬度和抗拉强度,但会使接头疲劳寿命降低。焊接过程中离焦量对焊缝成形的影响呈抛物线趋势;在离焦量一定的情况下,激光功率和焊接速度存在一定的匹配关系,当离焦量为-4mm,激光功率和焊接速度的比值在38~66J/mm之间时,接头的质量良好。

北京工业大学史耀武等^[16]采用激光焊得到1420铝锂合金薄板焊接接头,并对其撕裂韧性做了研究。结果表明:撕裂开始所需的能量高于扩展能量;母材断裂面表现出明显的层状结构,而接头沿晶粒或亚晶粒断裂,母材的撕裂韧性高于焊接接头,这是由于断裂模式由晶内断裂变为沿晶断裂。

美国F-22战机采用TC4钛合金制造飞机大型整体框架梁重要受力构件^[17]。北京科技大学黄继华、北京航空制造工程研究所郭和平等采用激光焊得到TC4钛合金薄板叠接接头。经显微组织和力学分析发现^[18],TC4钛合金组织为等轴的 $\alpha+\beta$ 相, β 相分布在 α 晶粒边界,晶粒尺寸约5 μm ;而焊缝组织为粗大的原始 β 柱状晶,晶粒尺寸0.3~0.8mm;拉伸试样在热影响区发生破坏,单位长度焊缝的最大承载力为458N/mm,最大剪切强度为732MPa。北京工业大学李晓延等对TC4钛合金薄板激光焊接头疲劳性能研究表明^[19],高应力水平时,激光焊接头的疲劳寿命低于母材;低应力水平时,接头的疲劳寿命高于母材;并且采用活性激光焊技术可提高TC4钛合金接头的疲劳寿命。

BT20钛合金是多元近 α 钛合金,它含铝量高以及多元元素化的特征保证了其高强度和热强性能,用于制造飞机蒙皮在-70℃~450℃下持续工作6000h、500℃下持续工作3000h的零件及焊接件。北京航空制造工程研究所巩水利等采用不填丝CO₂激光焊得到厚度2.5mm的BT20钛

合金对接接头^[20],焊接过程中用氩气对焊接区及温度高于400℃的区域进行4路保护(轴向、环向、拖罩、背面),离焦量-1mm,焊接热输入应控制在90~120J/mm。

GH140合金在高温下具有高强度、抗氧化、耐燃气腐蚀等优点,用于制造航空航天燃气涡轮发动机、燃烧室等。华中科技大学熊建钢等对GH140高温合金进行CO₂激光焊^[21],分析接头的显微组织和显微硬度,焊缝中心组织晶粒细小、均匀,但显微硬度较低且分布不均匀;母材中的链状碳化物长大,分布较密集。GH140高温合金CO₂激光焊可获得熔宽比较大、组织细密、热影响区较窄的焊缝,整个接头中没有发现裂纹。

西北工业大学刘金合等对由Inconel625高温合金制作的航空燃气涡轮发动机前后冷气管进行CO₂激光焊^[22]。Inconel625高温合金激光焊接头的焊缝外观平整、宽度均匀、变形极小,经荧光检查无裂纹;焊缝抗拉强度可达母材的95%以上。

(2) 激光熔覆。

激光熔覆可实现在材料上覆盖高性能覆层(耐磨、耐高温、耐腐蚀等)。在航空航天领域,激光熔覆可用于高温合金、钛合金、合金钢零件的表面局部强化,修复零件磨损表面,消除零件铸造缺陷,愈合零件服役产生的早期微裂纹。某飞机的BT20钛合金防冰壳体内壁与其配件之间发生微振磨损,导致配合密封面发生台阶式磨损沟槽而失效。采用钛合金激光熔覆工艺,可使壁厚仅2mm的壳体得到无变形修复,焊补区组织均匀细密。天津工业大学孙荣禄等对TC4钛合金激光熔覆TiC+Ti及TiC+NiCrBSi涂层组织和耐磨性进行研究^[23],在TiC+Ti激光熔覆层中,TiC颗粒全部溶解,熔覆层组织在β-Ti基体上分布着TiC树枝晶;在TiC+NiCrBSi激光熔覆层

中,TiC颗粒部分溶解,熔覆层组织是在γ-Ni树枝晶和γ-NiM₂₃(CB)₆共晶的基体上分布着细小的TiC颗粒和TiC树枝晶。激光熔覆层显微硬度沿层深方向的分布如图2所示,TiC+Ti激光熔覆层的显微硬度为500~700HV,质量磨损率约为TC4合金的30%,TiC+NiCrBSi激光熔覆层的显微硬度为900~1100HV,质量磨损率约为TC4合金的10%。

华中科技大学激光技术国家重点实验室曾晓雁等对航空发动机叶片GH4133高温合金进行预置式激光熔覆^[24],熔覆金属为StelliteX-40钴基合金,时效处理(750℃×16h,空冷)后热影响区粗晶区产生再热裂纹。熔覆层厚度和熔深随激光功率的增加而增大。在时效强化过程中,热影响区析出沉淀相γ'强化晶粒,热应力在粗晶区产生应力集中引起塑性变形,进而产生再热裂纹;时效后强化相有利于提高热影响区的显微硬度(如图3所示)。

3 搅拌摩擦焊

搅拌摩擦焊(FSW)是由英国焊接研究所(TWI)发明的一种新型固相连接技术。与熔焊技术相比,搅拌摩擦焊的焊前及焊后处理简单,焊接过程中不需要焊条、焊料等。

7075超硬铝合金用于制造飞

机的主要受力零件,如大梁、隔框、蒙皮、翼肋、起落架等。兰州理工大学王希靖等对厚度为5mm的7075铝合金进行搅拌摩擦焊(FSW)试验^[25],接头焊核区的显微组织为细小的等轴晶,接头抗拉强度381MPa,是7075铝合金母材强度的84.6%;断口形貌表现出具有强化相的韧窝特征,断裂发生在前进侧的热-机械影响区,该区域是7075铝合金搅拌摩擦焊接头的薄弱环节。北京航空制造工程研究所张健等对7075铝合金搅拌摩擦焊接头在酸性盐雾条件下的腐蚀行为进行研究^[26]:7075铝合金FSW接头的腐蚀以晶间腐蚀为主,

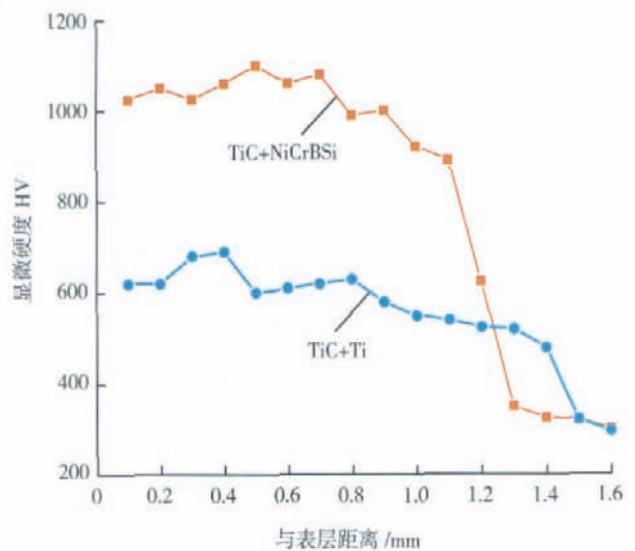


图2 激光熔覆层显微硬度沿层深方向分布

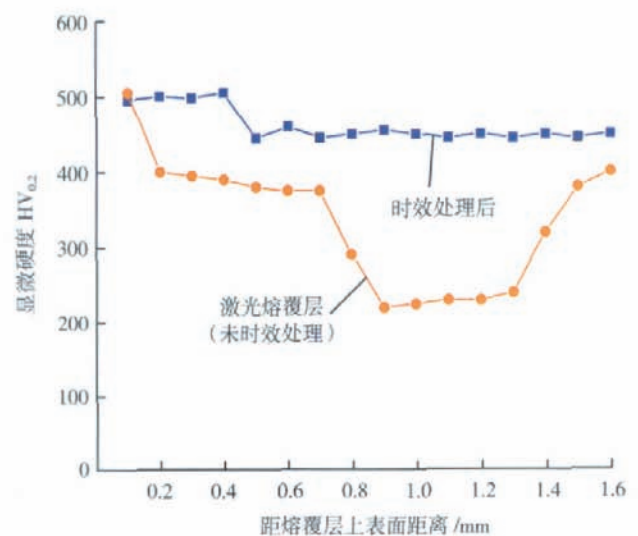


图3 时效前后熔覆层及热影响区的显微硬度

最后发展为剥落腐蚀。

哈尔滨工业大学吴林、林三宝等采用搅拌摩擦焊对厚度 8mm 的 2014 铝合金进行焊接^[27]。接头由 4 部分组成: 焊合区和轴肩热影响区发生动态再结晶, 形成细小的等轴晶组织; 热-机械影响区在搅拌针机械挤压和热循环的双重作用下发生较大程度的变形, 热影响区的组织有稍粗化现象。搅拌摩擦接头的力学性能与搅拌头行走速度的关系如图 4 所示, 当搅拌头行走速度为 100mm/min 时, 接头的抗拉强度、抗弯强度达到最大值 361MPa、742.8MPa, 分别相当于母材的 78% 和 76%; 接头的断裂形式为穿晶+沿晶混合型断裂。

哈尔滨工业大学冯吉才等^[28-29]分别采用锥形带螺纹搅拌针、锥形光头搅拌针对厚度 5mm 的 2195 铝锂合金进行搅拌摩擦焊, 对接头显微组织、力学性能及断裂特性进行研究。2 种焊接接头焊合区组织发生动态再结晶形成细小的等轴晶, 在晶界处析出大量的偏析相。采用螺纹搅拌针的接头热影响区组织发生回复和粗化, 形成粗大的棒状回复晶粒。热-机械影响区组织发生弯曲变形和恢复, 前进侧变形大于后退侧, 但后退侧回复晶粒数量大于前进侧; 接头发生软化, 前进侧的软化区宽度大于后退侧。焊接速度 $v=40\text{mm}/\text{min}$

时, 抗拉强度达 345MPa, 接头的断裂形式为韧-脆混合断裂。采用锥形光头搅拌针的接头热影响区组织发生粗化, 形成粗大的板条状组织; 前进侧热-机械影响区发生回复反应, 后退侧热-机械影响区发生回复+再结晶; 后退侧的软化区宽度及软化程度大于前进侧; 接头的抗拉强度为 248MPa, 断裂模式为解理断裂。

中国科学院金属研究所郝传勇等对厚度 2mm 的 1420 铝锂合金进行不同试验参数的搅拌摩擦焊^[30], 随着焊接速度的减小或搅拌头转速的增加, 接头压力相应减小、热输入降低, 才能得到无缺陷的接头。随着搅拌区热输入的增加, 再结晶晶粒尺寸增大。搅拌区的硬度高于母材, 并随热输入的降低而增大。接头的横向拉伸强度受热输入影响较小, 可达母材的 86%, 断裂发生在搅拌区与热-机械影响区之间, 为韧性断裂。热输入超过一定值, 冷弯曲角度可超过 180°。

钛合金是化学性质活泼的金属, 在高温下对氧、氮、氢等气体具有极大的亲和力, 焊接过程中这种亲和力随着温度的升高更为强烈。钛合金焊接易产生接头脆化、裂纹、晶粒粗大等缺陷。北京航空制造工程研究所栾国红等对钛合金搅拌摩擦焊进行了试验研究^[31], 材料为厚度 2.5mm

与材料的超塑性、焊接参数有关, 还需要改进搅拌头, 如表面镀膜等。在垫板靠近焊缝的位置开凹槽, 正反面气体保护, 可得到焊接质量良好的接头。接头形貌呈典型的碗状结构, 沿焊缝中心对称, 焊缝前进侧与后退侧的形貌差别很小, 这与铝合金搅拌摩擦焊接头的非对称形貌不同。焊核区 α 相增多, 有板状 α 相出现。TC4 钛合金搅拌摩擦焊接头的强度为 895MPa, 达母材强度的 90% 以上, 但接头伸长率较低。

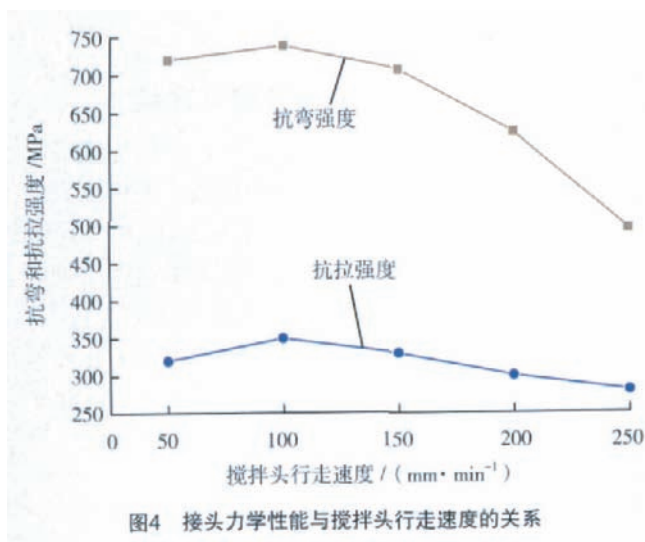
日本大阪大学 K. H. Song 等对 Inconel625 耐热合金进行搅拌摩擦焊^[32], 工艺参数为: 转速 200r/min、焊接速度 100mm/min, 在真空中进行焊后热处理 ($700^\circ\text{C} \times 100\text{h}$)。搅拌区的晶粒尺寸由母材的 $5\sim 15\mu\text{m}$ 细化到 $1\sim 3\mu\text{m}$, 力学性能优于母材, 显微硬度提高 30%, 抗拉强度提高 20%。焊后热处理可改善耐热合金搅拌摩擦焊接头的力学性能, 使显微硬度和抗拉强度分别提高 50% 和 30%。这是由于热处理后母材晶界出现 γ' 和 M_{23}C_6 碳化物, 搅拌区晶内也出现 γ' 和 M_6C , 由于焊接过程中的搅拌作用使晶界存在较大的位错密度, 晶界出现的碳化物比晶内多。

结束语

随着飞机和航空发动机对减重、提高性能的需要, 先进焊接技术对促进航空航天制造技术的发展起着越来越重要的作用。我国先进焊接技术与西方发达国家相比仍有一定差距, 有很多技术难题需要攻克。今后我国航空航天焊接应加速新材料先进焊接技术的应用研究。可以预见, 我国航空航天焊接/连接技术在需求牵引和技术推动的相互作用下, 一定会取得快速进步。

本文有参考文献 32 篇, 因篇幅所限, 未能一一列出, 读者如有需要, 请向本刊编辑部索取。(责编 小颖)

2010 年第 9 期·航空制造技术 47



的 TC4 钛合金板材。搅拌头为钨-铌合金, 采用同心环状轴肩+三面锥形搅拌针结构, 以减小塑性流变在焊接过程中的过渡抗力。焊接过程中搅拌头被钛合金材料粘着和填充, 焊缝中易出现孔洞缺陷, 这