

表3 Al-C 弥散强化复合材料的力学性能

C <sub>c</sub> %	T, K	$\sigma_{0.2}$ MPa	$\sigma_b$ MPa	$\delta$ %
1	293	—	260	7.5
	673	—	110~120	7.0
2	293	—	360	3.5
	673	—	145~160	4.5
3	293	430	450	4.2
	373	407	421	4.0~4.5
	473	288	300	3.5~5.0
	573	183	205	—
	673	—	145~160	4.5
	773	—	75	—
4	293	—	470	3.5
	673	—	150~175	4.0
5	293	—	520	3.5
	673	—	180~200	2.0

Al-AlN 和 Al-Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub> 弥散强化复合材料可用等离子化学合成法制取, 而 Al-FeAl<sub>3</sub> 和 Al-TiAl<sub>3</sub> 弥散强化复合材料则用机械合金化的方法制取。

在苏联, 铝基弥散强化复合材料主要用于长期在 573~773K 下工作的部件。例如, 用 CAП 系列复合材料可制造飞机的防火隔板, 航空和化学工业中用的热交换器、紧固件等。由于 CAП 系列复合材料具有高的抗蚀性和能吸收中子, 所以也可用来制造原子反应堆的汽轮导管的支承元件。采用铝基弥散强化复合材料代替不锈钢和钛合金, 对于在温度至 773K 下工作的低负荷结构来说, 可显著降低制件的重量。而 Al-C 复合材料还可用于制造内燃机的活塞。

(朱荃芳)

### 飞机腐蚀的检测

在飞机设计上, 固有的缝隙中会因积累湿气、盐类和灰尘而形成没法看到的腐蚀, 这种腐蚀可能导致结构失效, 甚至严重事故。Battelle 公司研制出一种腐蚀探测系统, 它能提供有关服役后军用飞机、商用飞机以及直升机的连续腐蚀信息, 现正在由美国空军进行试验。这种系统是将若干小型金属传感器安装到飞机机体上不能接触到的地方, 然后通过自动监控这些传感器电阻率的增加情况来探测腐蚀的开始及其严重程度, 并通过系统的计算机化记录器或一台小型计算机计算出相对腐蚀速率。所有的传感器都是飞机上一台中央数据记录器/收集系统的硬件。该数据记录器的面积为 254mm<sup>2</sup>, 重量不到 14kg。现在已有一台原型机正在军用直升机上进行现场试验, 其它的试验均在军用战斗机和运输机上进行。

(东华)

### 新的复合材料焊接工艺

Entwistle 公司先进复合材料工程分部新成立的 Parabolics 公司正在研究和推销它的复合材料聚焦红外熔焊工艺 (正在申请专利)。这种工艺用一个强烈的聚焦红外线源来熔合高性能热塑性塑料而形成强度极高的接头。据称, 这种聚焦红外熔焊法是一种将高强度复合材料与诸如聚醚醚酮、聚醚酰亚胺、聚醚砜和热塑性聚醚酰亚胺焊接在一起的最好方法。现正由美国和欧洲宇航国防公司 (U.S. and European aerospace and

defence companies) 进行评价。这种方法也可望用于汽车、医疗、电子、计算机和仪表工业, 因为在这些工业中, 工程热塑性塑料和先进复合材料的应用正日益扩大。据称这种聚焦红外熔焊工艺不仅优于现在的塑料焊接技术, 而且比粘接和铆接都好。

(东华)

### IMI 公司的几种高温钛合金

英国 IMI 钛有限公司研制高温钛合金已有 30 余年历史, 发展了一系列有专利权的高温钛合金应用于航空燃气涡轮发动机, 其工作温度分别达到 300~600℃。该公司最早重视添加硅对提高高温性能的有利影响, 导致发展了  $\alpha+\beta$  和  $\beta$  热处理状态的近  $\alpha$  合金。IMI 公司面临的挑战是进一步提高钛合金的最高工作温度, 实现满意的拉伸、疲劳和蠕变强度, 并结合发展可焊性, 可加工性, 金相稳定性和抗氧化腐蚀性。

IMI 公司早期突出的高温钛合金是 IMI685, 于 60 年代研制成功, 可工作到 520℃, 现仍广泛应用于 RR 公司的 RB211 系列发动机、RB199 发动机、Adour 和 Snecma 公司的 M53 和 Larzac 发动机的压气机叶片。

IMI 公司近年来较为突出的高温钛合金是 IMI829 和 IMI834。IMI829 可以工作到 550℃, 是第一个按化学成分和显微组织控制实现最佳高温性能的钛合金, 该合金用于 RB211-535-E4 发动机和 V2500 发展型。

IMI834 (Ti-6Al-4Sn-3.5Zr

-0.7Nb-0.5Mo-0.35Si-0.06C) 具有最佳蠕变强度, 可在 600℃ 工作, 短时可在 650℃ 工作。至少比其它非 IMI 钛合金有 70℃ 的优越性, 对于提高发动机性能极为有利。IMI834 引起了欧美各国的普遍关注, 已在 EJ200 发动机上鉴定, 该发动机是由美国格鲁门公司、意大利、西班牙、英国等国联合生产的新型欧洲战斗机的动力装置。

(马艳秋)

### 先进的高温钛合金 Ti-1100

美国于 80 年代研制成功的高温钛合金 Ti-1100 的成分为 Ti-6Al-2.75Sn-4.0Zr-0.4Mo-0.45Si-0.7O<sub>2</sub>-0.2Fe。该合金实际上是 Ti-6242Si 的发展型, 其最高使用温度接近 593℃, 比 Ti-6242Si 约高 53℃。Ti-1100 是一种近  $\alpha$  合金, 最佳加工工艺是  $\beta$  锻+直接稳定时效, 其蠕变和拉伸性能对锻造工艺参数, 如温度、冷却率、最终时效温度不太敏感, 因此, 与其他合金相比, 加工范围较宽, 性能较稳定。长期暴露后 Ti-1100 的性能仍很稳定, 但在 540℃ 以上长期暴露则应采用涂层。在 565℃ 以下, 含铁量对其性能有较大影响, 但在 565℃ 以上不存在这个问题。Ti-1100 的室温密度是 4.5g/cm<sup>3</sup>,  $\beta$  转变温度是 1015℃。

TIMET Henderson 技术试验室对 Ti-1100 和 Ti-6242Si 的性能进行了全面比较。试验表明, Ti-1100 的极限拉伸强度与 Ti-6242Si 几乎相

等,其屈服强度优于 Ti-6242Si,尤其是在 400℃ 以上时。在各种温度下的延伸率都在 10~12% 范围,面缩率在 21~30% 范围。Ti-1100 的最突出优点是抗蠕变性能,在较低温度时,蠕变率比 Ti-6242Si 降低 6/7,在较高温度时降低 24/25。在 600℃ 时,应力为 200MPa 以下, Ti-6242Si 可持续 15 小时,而 Ti-1100 可持续 175 小时。如果使用寿命为 100 小时、应力为 200MPa,则 Ti-6242Si 的工作温度为 560℃,而 Ti-1100 的工作温度约为 610℃。如使用寿命为 100 小时、温度为 550℃,则 Ti-6242Si 只能承受 356MPa 应力,而 Ti-1100 可承受 569MPa 应力。在断裂韧性方面, Ti-1100 虽低于 Ti-6242Si,但仍在应用合格范围内。在  $\Delta K$  较低范围内, Ti-1100 的裂纹扩展速率低于 Ti-6242Si。光滑和缺口疲劳特性试验都证明, Ti-1100 在  $K_t=30$  时,没有疲劳缺口敏感性。

Ti-1100 已在验证发动机上进行性能评定。

(杨先安)

### Ti-15-3 铸件有希望用于飞机和发动机

钛合金铸件早已用作飞机和发动机构件,但一般只用于要求重量轻和强度适中的部位。对于要求强度很高的部位,设计师仍主要依靠沉淀硬化不锈钢,在强度要求很严格的区域,用这种不锈钢来加强钛合金,这就抵消了钛合金重量轻的优点。最新的研究表明,  $\beta$  钛合金有很大的强度潜力,可以使钛合金在强度要求很高的应用中充分发挥重量轻的优势。

为此,美国 Lockheed 航空系统公司研究了时效循环、热等静压操作以及铸造工艺参数,评定  $\beta$  钛合金在要求降低重量的部位的应用,包括现用锻钛和 17-4PH 不锈钢制造的约 300 个飞机构件,如挂架接头、结构隔框和翼肋等,发现 Ti-15V-3Sn-3Cr-3Al (称为 Ti-15-3) 是最有希望的一种。

发展 Ti-15-3 合金是为了获得时效强度比 Ti-6-4 高得多的可冷成形的变形轧制产品,但又没有早期  $\beta$  合

金中的那些问题。研究表明, Ti-15-3 在 480℃ / 8 小时时效后极限拉伸强度为 1330MPa,超过 AMS6355 规定的 17-4PH 最低强度 1240MPa。17-4PH 的强度密度比为 17km,而 Ti-15-3 达 28km,高出 70%。经测定, 32mm 厚截面与 3.7mm 薄截面屈服强度几乎相同,说明 Ti-15-3 有良好的深度硬化性。热等静压态的 Ti-15-3 铸件屈服强度为 740MPa,延伸率为 21%,面缩率为 54%。Ti-15-3 的断裂韧性与 Ti-6-4 相当。大量的精密铸造工艺参数试验表明, Ti-15-3 的可铸性、流动性都是好的,例如在 0.6~1.3mm 薄板的铸造中测定了其流动性,虽然 0.6mm 的板未能完全填满,但已显示良好的可铸性。用水冷铜坩埚铸造时,其壳渣明显低于 Ti-6-4,说明其流动性优于 Ti-6-4。虽然 Ti-15-3 对氢比较敏感,但可通过 510℃ / 12 小时真空时效降低含氢量。

各种试验均表明,在许多应用中, Ti-15-3 都将与 17-4PH 钢竞争,而且钛可比钢制构件减重 40%,可以说, Ti-15-3 处于更有利的位置。

(杨)

### 高超音速飞行器用的功能梯度材料

日本国家宇航实验室研究了一种新型功能梯度材料 (FGM)。它是由两种以上不同性能的材料混杂构成。材料的一面由高强度金属材料组成;另一面则由耐高温的结构陶瓷组成;中间层由高强度纤维(如氧化锆、碳化硅纤维)和微球组成(如陶瓷颗粒、碳粒或玻璃微球等)。这样制成的混杂复合材料既有极好的机械强度和抗热冲击性能,又有极好的耐高温性能(2000℃ 以上)。据称,这种新型功能梯度材料是为未来制造高超音速飞行器 (HST) 壳体而开发的。这种飞行器飞行速度极高,由于与高速气流摩擦,其外表面温度高达 2000℃,而内表层只有 1000℃ 左右,温差约 1000℃。日本正在对这种功能梯度材料进行广泛的评定。

(莫)

### 宇航工业紧固件的新材料

宇航工业中关键的紧固件需兼有高强度和耐腐蚀性能。紧固件的这两种性能不仅与化学成分有关,而且取决于特殊的生产工艺。例如,与机加工螺纹和热处理后冷加工圆角半径相比,控制锻造操作、精密研磨和滚轧可使零件疲劳性能达到最佳。精心的生产技术加上严格的无损检测可保证高性能紧固件产品的可靠性。

多年以来,宇航工业紧固件一直采用热加工工具钢—H-11 合金,也称为 AMS6487。它的极限拉伸强度为 1516MPa 和 1792MPa,它实际是一种含 5.0% 铬的铁基合金,不耐腐蚀。为了防腐蚀,需用低脆性铬氟硼酸盐进行电镀,为提高强度,还要进行真空喷镀钼,有时是扩散镍—钼电镀。但是局部腐蚀环境,例如裂隙腐蚀能破坏电镀层,导致基体金属的点蚀,引起应力腐蚀断裂。80 年代初期,就出现过外机翼壁板的强度为 1516MPa 的 H-11 螺栓由于应力腐蚀开裂而造成断裂的事故。在航天工业中, H-11 紧固件只能满足单级火箭而不能满足多级火箭的要求,且钼镀层在外层空间的恶劣真空条件下是不合格的。镀钼的合金钢紧固件也不适于火箭助推器,因为钼镀层不防腐蚀。

代替 H-11 作为紧固件的材料主要有:

A-286 (UNS S66286) 铁基高温合金,它本是作为一种发动机材料研制的,在高温下有高的拉伸强度和抗断裂性能,经固溶处理+时效硬化,可具有优良的耐腐蚀性。冷加工加时效后,它的拉伸强度可从最初的 896MPa 提高到 1378MPa。

718 合金 (UNS NO7718) 也是一种高强度材料,有较高的抗应力腐蚀断裂性能,冷作+时效后,极限拉伸强度达 1516MPa。

MP35N (UNS R30035) 和 MP159 (UNS R30159) 是钴基多相合金,属冷作+时效强化合金系。它们的强度和耐腐蚀性与 718 合金相同,极限拉伸强度为 1792MPa。MP159 可在接近 593℃ 的条件工作。

发展耐腐蚀性能高的紧固件是宇航工业中的一个重要课题,因为安全边界越来越窄。70 年代,主要的飞机