

航空紧固件用钛合金材料发展现状*

董瑞峰¹, 李金山^{1,2}, 唐斌¹, 孙智刚², 寇宏超^{1,2}

(1. 西北工业大学凝固技术国家重点实验室, 西安 710072;
2. 先进金属材料精确热成型技术国家地方联合工程研究中心, 西安 710072)

[摘要] 钛合金紧固件因其密度小、高比强、耐腐蚀等性能广泛应用于航空航天领域。着重对航空紧固件用钛合金材料的发展现状进行综述。结合紧固件用钛合金的发展, 介绍了国内外紧固件用钛合金的应用现状, 并对比分析了紧固件用钛合金材料的性能特点。同时, 结合先进飞机对高性能紧固件的需求, 介绍了几种紧固件用高强韧钛合金材料及其紧固件加工工艺。

关键词: 航空航天; 钛合金; 紧固件; 高强韧

Research Development of Titanium for Fastener Application in Aerospace

DONG Ruifeng¹, LI Jinshan^{1,2}, TANG Bin¹, SUN Zhigang², KOU Hongchao^{1,2}

(1. State Key Laboratory of Solidification Processing, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2. Advanced Metallic Materials Local Joint National Engineering Research Center for Precision Thermoforming, Xi'an 710072, China)

[ABSTRACT] Titanium alloy has been widely used for aerospace fasteners industry due to its low density, high yield strength, and good corrosion resistance. The research and prospect of titanium fasteners are reviewed. Nationally and internationally, the recent development and application of titanium fasteners are introduced. The tensile properties of some candidate alloys for high-strength fastener application are summarized and compared. Some high-strength β -titanium and the technical processes of bar or wire for fasteners are introduced on the basis of requirement for advanced aircraft.

Keywords: Aerospace; Titanium alloy; Fastener; High strength and toughness

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2018.04.086

螺栓、螺柱、螺钉、螺母、垫圈、销、铆钉等紧固件在飞机上用量极大, 一架飞机所用的紧固件及弹性元件少则几十万件, 多则几百万件, 如俄罗斯的一架伊尔-96飞机使用紧固件达 14.2 万件, 单架空客 A380 使用紧固件超过 100 万件, 波音 787 曾出现因紧固件短缺而延期交付的事件。随着飞机先进性的提高, 对紧固件材料的要求越来越高, 高减重、耐腐蚀、无磁性、与复合材料相容性好的钛合金逐渐成为先进飞机紧固件材料的首选^[1-3], F-16、F-18、F-35、F-22、C-17 等军用战斗机和运输机上广泛采用钛合金紧固件并起到了良好效果, F-15 战斗机用钛合金紧固件占全机紧固件的 73%, C-17 大型军用运输机使用了 423000 个钛合金销钉和 241000 个钛合金螺栓; 图-204 型客机采用 940kg 的 BT16 钛合金紧固件后, 飞机减重达 688kg, 波音 747 型飞机采用钛合金紧固件代替合金钢紧固件后, 其单机总

重量也减轻了 1814kg^[2]。

近年来, 美国军民用飞机上的合金钢紧固件已基本被钛合金紧固件所取代, 而我国航天紧固件用钛合金材料技术发展较晚, 且长期依赖进口。随着紧固件用钛合金国产化进程的加快, 进一步梳理紧固件用钛合金材料及工艺发展现状十分必要。

本文在回顾国内外钛合金紧固件应用现状的基础上, 对比分析了紧固件用钛合金材料的性能特点, 结合先进飞机对高性能紧固件的需求, 介绍了几种紧固件用高强韧钛合金材料及紧固件加工工艺。

1 紧固件用钛合金材料的发展及应用

1.1 国外紧固件用钛合金的发展及应用

紧固件中大量使用的主要是螺栓, 钛合金螺栓要求抗剪强度和抗拉强度都要达到高强度钢 30CrMnSiA 水平。钛合金紧固件的首次使用要追溯到 20 世纪 50 年代, 美国首先将 Ti-6Al-4V (Ti-64) 螺栓用在 B-52 轰炸机

* 基金项目: 国家自然科学基金项目 (51371143)。

上,取得显著的减重效果^[4]。Ti-64的 β 稳定系数为0.27,密度小、强度和疲劳性能良好、合金成分简单、半成品成本低,因此得到了广泛应用和开发。1955年就使用了100万个Ti-64钛合金螺栓,1958年则达到2000万个,并逐渐成为美国和西欧各国在航空航天部门应用的主要紧固件材料。但Ti-64的冷塑性很差,其紧固件成形只能热锻,而且尚需真空固溶(水冷)、时效等特殊设备,生产成本提高,同时由于其淬透性较差,不能保证大截面下性能一致性等原因,致使生产的螺栓尺寸受到限制,一般不超过 ϕ 19mm。随后,美国开始将Ti-3Al-8V-6Cr-4Mo-4Zr(β -C)用于制备紧固件,其强度水平达1150MPa,且由于其淬透性较好,可生产 ϕ 38mm的大尺寸紧固件^[5]。

俄罗斯的紧固件主要采用BT16(Ti-3Al-5Mo-4.5V),该合金属 α + β 型高强钛合金,其强度水平为1030MPa,主要半成品是热轧棒材和冷锻用磨光棒、丝材,主要用于制造紧固件,如螺栓、螺钉、螺母和铆钉等,最高工作温度350℃。BT16钛合金在固溶时效状态下的强度比Ti-64合金稍低,主要优点是在退火状态下可以冷锻成形,明显提高了生产效率^[6-7]。因此,以冷变形方式制造的BT16紧固件在俄罗斯的机械制造业得到广泛应用,并成为俄罗斯航空航天部门应用的主要标准件材料。

随着A380等先进民用客机的推动,欧美国家相继开始研究可以替代Inconel718、A286及MP35N等高温合金制造的高强紧固件,备选合金有 β -LCB、Ti-153、 β 21S和Ti-3553等钛合金,但目前尚未见其实际应用于紧固件的报道。

1.2 国内紧固件用钛合金的发展及应用

我国钛合金紧固件的研制起步较晚。20世纪60年代中期,成都飞机设计研究所开始研究TB2钛合金铆钉用于钛合金飞机机身,并于20世纪70年代末期完成相关工作的技术鉴定^[8]。到20世纪80年代后期,逐步开展了TC4钛合金紧固件热锻技术的研究^[9]。同时,为了克服TC4合金头部成型难的问题,参照国外双金属钛合金铆钉,研制塑性较好的Ti-45Nb铆钉并通过摩擦焊接使Ti-45Nb铆钉与TC4柳钉杆连接。为了紧跟国际先进航空航天紧固件的发展趋势,我国也相继仿制了一系列紧固件用钛合金,如根据前苏联BT3-1合金仿制的TC6(Ti-6Al-2.5Mo-1.5Cr-0.5Fe-0.3Si)马氏体型 α/β 两相钛合金、仿制BT16的TC16(Ti-3Al-5Mo-4.5V)钛合金、参照美国Ti-8Mo-8V-2Fe-3Al合金研制的TB3合金等。但我国生产的钛合金紧固件质量并不稳定,大部分仍依赖进口,不仅价格较昂贵,而且经常由于采购供应不上,研制或生产处于“停工待钉”的状态。因此,

我国自主研发的钛合金紧固件在先进战机上的用量很少。

在高强度紧固件方面,我国现役战机的紧固件多采用进口高强度钢30CrMnSiA。近年来开始逐渐采用进口Ti-64钛合金丝棒材制造1100MPa级的紧固件,TC16、TB8钛合金紧固件也相继采用并起到了很好的减重效果。其中,TB8(β 21S,Ti-15Mo-3Al-2.7Nb-0.2Si)钛合金是美国Timet公司于1989年针对美国国家航空航天飞机计划NASP对抗氧化金属及复合材料基体的需求而研制的一种亚稳定 β 型钛合金^[10-11],不仅具有与Ti-64合金相似的抗蠕变能力、比Ti-153合金高100倍的抗氧化性和优良的耐蚀性能,而且和Ti-153合金一样具有与工业纯钛相似的冷变形性能,非常容易加工成板材、带材、箔材、丝棒材等,是制造1250MPa级紧固件的理想钛合金材料之一。但值得注意的是,TB8钛合金由于含有15%(质量分数)的Mo元素很容易导致成分偏析,大规格铸锭(>1t)生产困难,限制了规模生产和进一步推广应用^[11]。

1.3 紧固件用钛合金性能对比

表1列出了目前几种紧固件常用钛合金的性能。TC4、BT16、TB2、TB3、TB5等制造的钛合金紧固件旨在取代铝合金和合金钢紧固件,强度水平在1000MPa级以上;TB8合金制造的紧固件已逐渐取代高强钢和TC4紧固件,强度水平在1250MPa以上。

Beta-C作为目前使用较多的紧固件高强钛合金,已经成功地进入商业化应用,并在 ϕ 38mm的大尺寸紧固件上获得应用,其主要原因在于该合金良好的淬透性和冷成形能力。另外,热处理工艺对合金组织性能的调控也得到了充分的研究,其结果如表2所示。可以看出,热处理工艺对钛合金力学性能的影响较大,Beta-C合金的抗拉强度可在1200~1550MPa范围内调节,相对应地,其延伸率变化范围为9%~12%。

2 高强紧固件用钛合金研究进展

2.1 航空紧固件对材料力学性能的要求

航空紧固件在服役期间除了受静载荷的作用外,还要经受由于飞行器起飞和降落、发动机振动、转动件的高速旋转、机动飞行和突风等因素产生的交变载荷的作用,因此对材料力学性能要求较高,必需检测的性能包括拉伸强度、双剪切强度和疲劳性能等。

在检测技术方面,紧固件抗拉强度的检测不同于材料性能测试,无需制备标准试样,而是将钛合金紧固件成品安装在装有特殊夹具的拉伸机上进行检测,根据紧固件头部形状的不同,测试使用的夹具不同。在测试之前要求螺纹试样在安装螺母支承面以下应至少有两扣

不旋合螺纹,螺栓末端的不完整螺纹应伸出螺母顶部。实测得的断裂力值即为其抗拉强度。一般沉头螺栓的理论抗拉强度是凸头螺栓抗拉强度的90%^[12]。

紧固件双剪切强度测试也采用已成形的紧固件置于特定的剪切工装上,通过对剪切工装加压使材料发生断裂的最大压强即为双剪切强度。

由于钛合金紧固件在使用之前采用了许多能够提高疲劳寿命的热机械处理方法,且材料的显微组织、加工方法对疲劳寿命均有影响,因此紧固件的疲劳寿命的测试并不选用原材料或者半成品进行,而一般用紧固件成品进行测试。常用高强紧固件要求在 $R=0.1$,一定试验载荷(按相关技术条件或者订货文件确定),试验频率不超过210Hz的疲劳条件下13万次循环不失效^[13]。

随着飞机先进性的提高和航空材料技术的发展,对紧固件及其材料提出了更高的减重要求。Ferrero^[14]提出了紧固件材料的两步发展目标,如表3所示。第一阶段要求紧固件抗拉强度、剪切强度分别达到1241MPa和703MPa的水平,相应的材料抗拉强度、剪切强度和延伸率应分别达到1379MPa、745MPa和10%的水平。第二阶段期望紧固件的抗拉强度、剪切强度分别达到

1517MPa和862MPa的水平,对材料的力学性能要求更高。

2.2 高强韧钛合金技术的发展

表4列出了几种近年来开发出的高强钛合金材料及其室温性能。不难发现,近 β 钛合金由于具有优异的可淬性与剪切性能、较好冷成型能力及达到更高强度的潜力,有望作为高强紧固件用最佳的候选材料。其中,俄罗斯BT22、美国的Ti-5553等合金强度水平均达到1250MPa,已成功应用于起落架等飞机关键结构,并正在进行扩大应用研究。Alcoa公司近几年利用Ti-5553制造航空紧固件,合金的拉伸极限可在1179~1496MPa之间进行调整,对应地,其延伸率调整范围在4%~13%之间。 $\phi 11\text{mm}$ 的Ti-5553合金AERO-LITE系列的销钉在MIL-STD-1312标准下进行力学性能测试,结果表明,该合金最小拉伸极限为63.6kN,双剪切强度高于745MPa,载荷比22kN/2.2kN、频率10Hz加载下疲劳寿命超过130000次,螺纹的拉伸极限载荷超过了94.3kN。这表明,Ti-5553具有较高的强度和疲劳性能,但强度超过1200MPa时塑性低于8%。为此,近年来,基于Ti-5553改型的Ti-3553合金作为紧固件应用,可获得75%

表1 常见航空紧固件用钛合金的性能

合金	成分	直径/mm	状态	抗拉强度/MPa	延伸率/%	剪切强度/MPa	墩粗比
TC4	Ti-6Al-4V	≤51	M	930	10	656	—
		4.0~14.0	STA	1100	10	660	—
BT16	Ti-3Al-5Mo-4.5V	4.0~8.5	M	815	14	620	1:4
		8~20	STA	1030	12	650	—
TB2	Ti-5Mo-5V-8Cr-3Al	2.5~10.0	ST	885	20	640	1:3
			STA	1100	12	700	—
TB3	Ti-10Mo-8V-1Fe-3.5Al	2.5~10.0	ST	840	15	650	1:3
			STA	1100	10	690	—
TB5	Ti-15V-3Cr-3Sn-3Al	2.5~6.5	ST	705	15	550	1:3
			STA	1110	10	680	—
TB8	Ti-15Mo-3Al-2.7Nb-0.2Si	4.0~16.0	ST	825	12	—	1:3
			STA	1250	8	—	—

表2 不同处理工艺下Beta-C的室温力学性能

工艺过程	抗拉强度/MPa	屈服强度/MPa	延伸率/%	断面收缩率/%
轧态, PAM	985	950	28	46
直接时效, 496℃/2h/AC, PAM	1555	1410	9	10
STA, 760℃/30min/AC+496℃/24h, PAM	1215	1105	12	16
STA, 815℃/1h/AC+496℃/20h/AC, VAR	1325	1185	11	38
STA, AMS 4958	>1240	—	>8	—

表3 航空高强紧固件及材料性能要求

阶级	紧固件抗拉强度 /MPa	紧固件剪切强度 /MPa	合金抗拉强度 /MPa	合金剪切强度 /MPa	延伸率 /%
第1阶级	1241	703	1379	745	10
第2阶级	1517	862	—	—	—

表4 几种高强钛合金室温强度

合金	状态 + 工艺	抗拉强度 /MPa	屈服强度 /MPa	延伸率 /%	剪切强度 /MPa
β -C	ϕ 8.8mm, 510 $^{\circ}$ C /6h, AC	1489	1372	7	896
Ti-6222	ϕ 7 mm, 899 $^{\circ}$ C /1h, WQ+510 $^{\circ}$ C /8H, AC	1475	1327	10	834
Ti-5553	ϕ 11mm, 815 $^{\circ}$ C /1h, WQ+537 $^{\circ}$ C /8H, AC	1503	1465	9	786
Ti-7333	ϕ 150mm, —	1380	1300	8	—
	ϕ 12~80mm, —	1420	1300	12	850

的冷变形能力,抗拉强度和剪切强度高出 Ti-64 合金 25%^[15-16]。

Ti-7333 (Ti-7Mo-3Nb-3Cr-3Al) 是西北工业大学开发的一种具有自主知识产权的新型近 β 钛合金, ϕ 150mm 棒材经简单固溶时效(820 $^{\circ}$ C, 50min/AC+580 $^{\circ}$ C 8h/AC)后抗拉强度大于 1350MPa、延伸率大于 8%^[17],断裂韧性 K_{IC} 大于 90MPa \cdot m^{-1/2},综合性能优于同种规格的 Ti-5553 钛合金棒材; ϕ 15~85mm 棒材经固溶时效(820 $^{\circ}$ C, 50min/AC+520~540 $^{\circ}$ C, 6h/AC)处理后,其抗拉强度大于 1400MPa,延伸率大于 8%,强度水平优于 TB8 等钛合金棒材,如图 1 所示。目前, Ti-7333 合金正在进行高强紧固件的应用研究。

Du 等^[18]报道了一种高强近 β 钛合金 Ti-3.5Al-5Mo-6V-3Cr-2Sn-0.5Fe,经两相区热轧后的轧板经两相区固溶和较低温时效后其性能表现优异,抗拉强度可达到 1503MPa,同时延伸率达到 15%,也有望成为一种优异的紧固件用钛合金材料。

总之,航空紧固件用钛合金已基本完成 970MPa (Ti-64, TB3)、1100MPa (β -C, Ti-153)、1250MPa (TB8) 强度级别的材料研究,目前正在进行 1370MPa 级别的 Ti-3553、Ti-7333 合金的紧固件应用研究,如图 2 所示。

3 钛合金棒丝材及紧固件加工工艺进展

在不断发展更高强度钛合金材料的同时,国内外也非常重视热机械处理工艺、组织性能稳定性控制技术等方面的深入研究,如在对 TIMETAL-LCB、Ti-153、 β -21S 和 BT22 等高强度钛合金的强韧化机理研究中发现,合适的固溶时效+热机械处理工艺可以得到细小(尺寸约为 10 μ m)而均匀分布的 α + β 细晶组织,获得超高强度(抗拉强度 1500~1600MPa)和塑性(延伸率 8%)的最佳匹配^[19-21]。

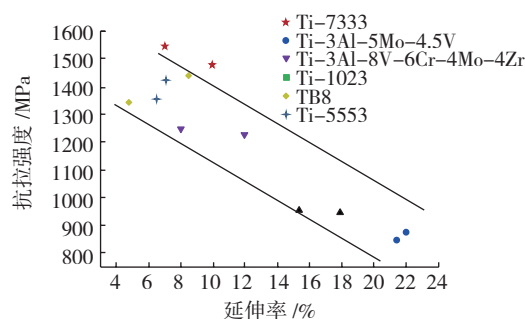


图1 6种高强钛合金热处理后强塑性对比

Fig.1 Plot of elongation (EL) VS. ultimate tensile strength (UTS) of 6 high strength Ti alloys after STA treatments

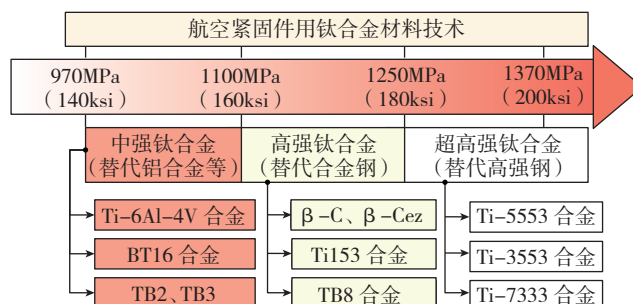


图2 航空紧固件用钛合金发展

Fig.2 Development of titanium alloy for fasteners application in aerospace

合理的热变形工艺对获得具有良好组织和综合力学性能棒丝材具有重要影响。棒丝材生产过程中包含的热变形工艺包括了加热温度、变形量和轧制速度等。例如,为了使得 BT16 合金晶界 α 相充分破碎为片状组织,变形前加热温度的选择应能够保证热变形在 β 相区开始并在两相区结束,即加热温度应在 T_{β} 以上,但不宜过高,温度过高导致变形在 β 相区结束,晶界 α 相无法充分破碎。变形量对组织的影响也很重要,若变形

量过大($\geq 70\%$),片状组织容易发生球化且导致变形不均匀;若变形量过小($\leq 30\%$),则变形难以保证组织充分细化。轧制速度对组织影响与变形量类似,速度过快,容易出现过热组织;过慢则不利于组织细化。目前,棒丝材的轧制方法主要包括了纵向轧制法和螺旋轧制法。采用纵向轧制法时易使得棒材产生强烈变形中心区。而螺旋轧制不仅使棒材在纵向而且在径向均能产生流动的剪切变形,有助于获得均匀的组织^[22]。因此,目前大多采用螺旋轧制工艺来获得组织和综合性能优异的棒丝材。

钛合金紧固件制造流程主要包括了紧固件头部成形、螺纹成形及头下圆角挤压,其次还包括了热处理、无心磨削、表面处理等^[23]。首先,紧固件头部成形需采用锻造成形设备完成,成形方式主要包括冷锻和热锻。且随着锻造工艺不断发展,锻造设备已向数控化发展。如各国相关厂家开发的多模成形用锻机,从送料及切料长度、加热温度及调整、加工效率、模具及推杆位置设定等均可实现数字调整,优化加工质量,并可根据不同品种采用不同加工工艺,提高加工效率。其次,航空紧固件对螺纹的精度要求高,质量要求严。外螺纹的成形方法一般包括搓丝法、滚丝法和车削法等。由于车削法会将金属流线切断,降低紧固件的力学性能。因此,目前主要采用搓丝法和滚丝法制备紧固件外螺纹。对于小规格紧固件,一般采用数控温搓丝机来实现。温搓丝过程涉及紧固件的软化与硬化,可较好地改善丝板应力状态,减少崩牙的可能,使工件折迭减小,满足钛紧固件的质量要求。对大规格紧固件,一般采用数控温滚丝机来实现,除上述优点外,数控温滚丝机与传统机械滚丝机比,还具有设定速度快、质量易控制等优点。外螺纹的成形大多采用数控滚丝机,实现滚丝质量的监控功能,满足高效生产需要。另外,钛合金材料对缺口敏感性强,在紧固件头杆连接部位存在较大的应力集中,影响紧固件性能。因此,需将螺栓头部的圆角进行强化。目前,大多采用高效圆角强化机作用在头杆过渡处形成一条塑性变形带,通过产生残余压应力、提高硬度、减小表面粗糙度来提高连接处的机械强度与疲劳强度^[24]。

除此之外,紧固件的制备流程还包括了车削加工、表面涂覆、自动化缺陷检测等。且随着对紧固件性能要求的持续提高,其加工工艺也需不断地进行改进。

4 结论

钛合金紧固件由于密度小、强度高、耐腐蚀等优点,广泛地应用于航空航天领域。欧美等航空工业发达国家研制钛合金紧固件起步早,已形成了符合自身工艺技术的钛合金材料体系,且在航空航天领域获得了大量应

用。而我国航空钛合金紧固件的研制起步较晚,紧固件的研制大多以跟踪仿制和技术借鉴为主,缺乏自主知识产权,新材料的研发与应用研究脱节。同时,高强紧固件用钛合金材料及紧固件制造工艺成熟度偏低。但随着航空航天产业的不断发展,我国对钛合金紧固件特别是超高强度钛合金紧固件的需求将会持续增长,因此加快高强紧固件用钛合金材料及应用技术研究,尽快形成我国钛合金紧固件材料体系已迫在眉睫。

参考文献

- [1] 张利军,王幸运,郭启义,等.钛合金材料在我国航空紧固件中的应用[J].航空制造技术,2013,56(16):129-133.
ZHANG Lijun, WANG Xingyun, GUO Qiyi, et al. Application of titanium alloy in Chinese aircraft fastener[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(16): 129-133.
- [2] 张树启.紧固件用高强度钛合金的发展[J].钛工业进展,1998(5):1-3.
ZHANG Shuqi. Development of high-strength fasteners titanium[J]. Titanium Industry Progress, 1998(5): 1-3.
- [3] 张庆玲,王庆如,李兴无.航空用钛合金紧固件选材分析[J].材料工程,2007(1):11-14.
ZHANG Qingling, WANG Qingru, LI Xingwu. Materials selection analysis for titanium alloy fasteners in aviation industry[J]. Journal of Materials Engineering, 2007(1): 11-14.
- [4] 金和喜,魏克湘,李建明,等.航空用钛合金研究进展[J].中国有色金属学报,2015,25(2):280-292.
JIN Hexi, WEI Kexiang, LI Jianming, et al. Research development of titanium alloy in aerospace industry[J]. The Chinese Journal of Nonferrous Metals, 2015, 25(2): 280-292.
- [5] BOYER R R. Applications of beta titanium alloys in airframes[J]. The Minerals, Metal & Materials Society (USA), 1993, 2: 335-346.
- [6] NYAKANA S L, FANNING J C, BOYER R R. Quick reference guide for β titanium alloys in the 00s[J]. Journal of Materials Engineering and Performance, 2005, 14(6): 799-811.
- [7] 赵庆云,徐锋.航空紧固件用钛合金的研究进展[J].中国有色金属学报,2010,25(1):s1021-s1023.
ZHAO Qingyun, XU Feng. Research progress of titanium alloy for aerospace fasteners[J]. The Chinese Journal of Nonferrous Metals, 2010, 25(1): s1021-s1023.
- [8] 《中国航空材料手册》编辑委员会.中国航空材料手册[M].北京:中国标准出版社,2002.
Editorial Board of China Aeronautical Materials Handbook. China aeronautical materials handbook[M]. Beijing: China Standard Press, 2002.
- [9] 刘风雷.我国航空钛合金紧固件的发展[J].航空制造技术,2000,43(6):39-40.
LIU Fenglei. Development of aeronautical ti alloy fastener in China[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2000, 43(6): 39-40.
- [10] SCHUTZ R W. Environmental behavior of beta titanium alloys[J]. Journal of the Minerals Metals & Materials Society, 1994, 46(7):

24-29.

[11] BOYER R R. Aerospace applications of beta titanium alloys[J]. *Jom the Journal of the Minerals Metals & Materials Society*, 1994, 46(7): 20-23.

[12] 国防科学技术工业委员会. 紧固件试验方法拉伸强度: GJB 715.23A-2008[S/OL]. [2008-03-17]. <http://www.queshao.com/docs/359405/>.

Commission of Science. Fastener test methods tensile strength: GJB 715.23A-2008[S/OL]. [2008-03-17]. <http://www.queshao.com/docs/359405/>.

[13] 国防科学技术工业委员会. 紧固件试验方法拉伸疲劳: GJB 715.30A-2002 [S/OL]. [2002-11-18]. <http://www.zbgb.org/Fulltext539910.htm>.

Commission of Science. GJB 715.30A-2002, Fastener test methods Tension fatigue[S/OL]. [2002-11-18]. <http://www.zbgb.org/Fulltext539910.htm>.

[14] FERRERO J G. Candidate materials for high-strength fastener applications in both the aerospace and automotive industries[J]. *Journal of Materials Engineering and Performance*, 2005, 14(6): 691.

[15] 冯颖芳. 世界钛及钛合金的应用研究进展 [J]. *世界有色金属*, 2012(4): 54-57.

FENG Yingfang. Research advances in the world of titanium and titanium alloys[J]. *World Nonferrous Metal*, 2012(4): 54-57.

[16] PARKE M J. New prospects of high strength titanium alloys VST55531, VST3553, VST2b, and VST3331 for fastener, tube and structural applications[C]//*Proceedings of 5th Advanced Aerospace Materials and Processes (AeroMat) Conference and Exposition*. ASM, 2014.

[17] FAN J K, LI J S, KOU H C, et al. Microstructure and mechanical property correlation and property optimization of a near β titanium alloy Ti-7333[J]. *Journal of Alloys and Compounds*, 2016, 682: 517-524.

[18] DU Z X, XIAO S L, SHEN Y P, et al. Effect of hot rolling and heat treatment on microstructure and tensile properties of high strength beta titanium alloy sheets[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2015, 63: 67-74.

[19] XU T W, LI J S, ZHANG S S, et al. Cold deformation behavior of the Ti-15Mo-3Al-2.7 Nb-0.2 Si alloy and its effect on α precipitation and tensile properties in aging treatment[J]. *Journal of Alloys and Compounds*, 2016, 682: 404-411.

[20] LIU C M, WANG H M, TIAN X J, et al. Microstructure and tensile properties of laser melting deposited Ti-5Al-5Mo-5V-1Cr-1Fe near β titanium alloy[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2013, 586: 323-329.

[21] WU G Q, SHI C L, SHA W, et al. Microstructure and high cycle fatigue fracture surface of a Ti-5Al-5Mo-5V-1Cr-1Fe titanium alloy[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2013, 575: 111-118.

[22] 沙爱学, 王庆如, 李兴无. BT16 钛合金紧固件加工工艺分析 [J]. *稀有金属材料与工程*, 2006, 35(3): 455-458.

SHA Aixue, WANG Qingru, LI Xingwu. Process analysis of BT16 titanium alloy fastener[J]. *Rare Metal Materials and Engineering*, 2006,

35(3): 455-458.

[23] 周芸, 王超. 钛合金紧固件生产技术 [J]. *钛工业进展*, 2001(1): 12-15.

ZHOU Yun, WANG Chao. Titanium fasteners production technology[J]. *Titanium Industry Progress*, 2001(1): 12-15.

[24] 李国海, 李满良. 曲轴圆角滚压强化工艺 [J]. *制造技术与机床*, 2003(5): 56-58.

LI Guohai, LI Manliang. About round corner rolling and strengthening process for crankshaft[J]. *Manufacturing Technology & Machine Tool*, 2003(5): 56-58.

通讯作者: 寇宏超, 教授, 研究方向为航空航天钛合金、TiAl 金属间化合物及其相关的凝固技术、塑性成形技术和扩散连接技术, E-mail: hchkou@nwpu.edu.cn。

(责编 铃兰)

(上接第85页)

annotation information[J]. *Journal of Graphics*, 2014, 35(2): 313-318.

[2] 李永毅, 楚王伟, 王晓刚. MBD 模式下的飞机结构零件工艺设计研究 [J]. *制造业自动化*, 2014, 36(4): 130-134.

LI Yongyi, CHU Wangwei, WANG Xiaogang. Research on process design of aircraft structure parts based on MBD model[J]. *Manufacturing Automation*, 2014, 36(4): 130-134.

[3] 冯潼能, 王铮阳, 宋娅. MBD 技术在协同设计制造中的应用 [J]. *航空制造技术*, 2010, 53(18): 64-67.

FENG Tongneng, WANG Zhengyang, SONG Ya. Application of MBD technology in collaborative design and manufacturing[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2010, 53(18): 64-67.

[4] Ministry of Defence. DEF STAN 05-10 part 2. Digital product definition information[S]. London: Ministry of Defence, 2006.

[5] 余志强, 陈嵩, 孙炜. 基于 MBD 的三维数模在飞机制造过程中的应用 [J]. *航空制造技术*, 2009, 52(25): 82-85.

YU Zhiqiang, CHEN Song, SUN Wei. Application of 3D model based on MBD in aircraft manufacturing process[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2009, 52(25): 82-85.

[6] 胡挺, 吴立军. CATIA 二次开发技术基础. 北京: 电子工业出版社, 2006.

HU Ting, WU Lijun. The technical basis of secondary development of CATIA[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2006.

[7] 刘顺涛, 陈雪梅, 赵正大, 等. 基于 CATIA 二次开发的数模信息提取及组织技术研究 [J]. *航空制造技术*, 2014, 57(19): 78-80.

LIU Shuntao, CHEN Xuemei, ZHAO Zhengda, et al. Research on digital model information extraction and organization based on CATIA re-developing technology[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2014, 57(19): 78-80.

通讯作者: 李文博, 硕士、助理工程师, 研究方向为数字化装配与仿真, E-mail: 1248118642@qq.com。

(责编 铃兰)