

Research on Integrated Process of Precision Forming and Heat Treatment for Ti-5523

Xigang Li

Oriental Blue Sky Titanium Technology Co., Ltd., Yantai, Shandong, 264006, China

Abstract

To meet the urgent demand for lightweight and high-reliability fasteners in new-generation aerospace structures, an integrated process of precision cold heading and heat treatment for Ti-5523 titanium alloy fasteners was investigated. One-step precision forming of the internal hexagon head was achieved by systematically optimizing the die cavity radius, forming speed, and ram force stroke. The influence mechanisms of solution temperature, aging temperature, and holding time on the microstructure and mechanical properties were thoroughly investigated. An optimized heat treatment regime was established. Compared with conventional TB3 titanium alloy fasteners, the Ti-5523 products demonstrate significant advantages in specific strength, shear resistance, and process stability, meeting the application requirements for high-reliability and long-life aerospace structures.

Keywords

Ti-5523 titanium alloy; Cold heading; Solution and aging treatment; Mechanical properties

Ti-5523 紧固件精密成形与热处理工艺研究

李锡刚

东方蓝天钛金科技有限公司, 中国·山东·烟台 264006

摘要

针对新一代航天结构对轻量化、高可靠紧固件的迫切需求,本研究对Ti-5523钛合金紧固件开展精密冷镦成形与热处理一体化工艺研究。通过系统优化冷镦模具型腔半径、成形速度及冲力行程,成功实现了内六角头部一次精密成形。深入探讨了固溶温度、时效温度与保温时间对显微组织及力学性能的影响机理,确立了优化的热处理制度。相较于传统TB3钛合金紧固件,Ti-5523产品在比强度、抗剪切性能及工艺稳定性方面均表现出显著优势,满足高可靠、长寿命航天结构的应用要求。

关键词

Ti-5523钛合金; 冷镦成形; 固溶时效; 力学性能

1 引言

航天技术的飞速发展对航天器结构的轻量化、高可靠与长寿命提出了前所未有的挑战^[1]。紧固件作为航天器中不可或缺的基础连接元件,其性能直接决定了整体结构的承载效率、疲劳寿命及在轨服役安全。目前,我国航天领域广泛使用的TB3钛合金紧固件,虽具备良好的综合性能,但其抗拉强度(约1100 MPa)与剪切强度(约700 MPa)已逐渐接近材料极限,难以满足新一代航天器对更高承载能力与进一步减重的严苛需求。

Ti-5523作为一种新型近 β 型中高强度钛合金,凭借其优异的比强度、良好的断裂韧性及出色的耐腐蚀性能,被视为替代传统材料、制造新一代高性能航空航天紧固件的理想候选材料^[2]。其理论抗拉强度可达1400 MPa以上,比强度

显著优于TB3合金。

为此,本研究以航天卫星平台用M4-M8规格系列紧固件为对象,聚焦Ti-5523钛合金“精密冷镦成形—热处理强化”一体化制造工艺。旨在通过精准优化冷镦工艺参数以攻克成形难题,深入揭示热处理制度对组织性能的调控规律,最终建立一套稳定可靠、可工程化应用的完整工艺体系,为我国高性能航天紧固件的自主可控与升级换代提供关键技术支撑和理论依据。

2 研制目标与方法

2.1 研制目标

通过Ti-5523材料冷镦成型研究,确认该材料具备紧固件冷加工能力,达到批生产目的。

通过热处理研究,最终获取满足以下性能的高强、高韧钛合金紧固件:

- (1) 抗拉强度 $R_m=1300\sim 1450\text{MPa}$;
- (2) 剪切强度 $\tau_b=780\sim 870\text{MPa}$;

【作者简介】李锡刚(1974—),男,中国河南信阳人,本科,高级工程师,从事机械设计及制造研究。

(3) 断后延长率 $A > 10\%$;

(4) 断面收缩率 $Z > 25\%$ 。

2.2 研制材料

本项目采用的 Ti-5523 钛合金热轧线材，直径规格覆盖 $\Phi 5.5 \text{ mm}$ 至 $\Phi 9.0 \text{ mm}$ ，以满足 M4、M5、M6、M8 不同规格紧固件的制备需求。原材料供货状态为固溶处理态，此状态具有优良的塑性，利于后续冷成形加工。

2.3 工艺流程

紧固件制备主要工艺流程为：备料 → 无心磨 → 喷砂 → 涂覆润滑涂层 → 冷镦成形 → 机械加工 → 热处理 → 滚丝 → 荧光探伤 → 表面处理 → 最终检验 → 包装入库。

2.4 分析检测方法

力学性能测试：室温拉伸试验依据 ASTM E8/E8M-16a 标准执行^[3]；剪切试验参照中国航天行业标准 QJ 2585 进行^[4]。

显微组织表征：试样经标准金相制样后，使用 Kroll 试剂腐蚀，在光学显微镜下观察并分析初生 α 相、 β 转变组织及次生 α 相的形貌、尺寸及分布。

质量与尺寸控制：产品表面及近表面缺陷采用荧光渗透检测法进行 100% 排查；外形及螺纹尺寸依据 QJ 2581、QJ 2582 相关标准进行检验。

3 研制结果与分析

3.1 冷镦成形工艺优化

冷镦成形是决定紧固件头部几何精度与内部质量的核心工序。针对 Ti-5523 合金的成形特性，对关键工艺参数进行了系统优化。

3.1.1 模具型腔半径的确定

一冲模具的型腔半径 (R) 是引导金属流动、控制头部填充均匀性与避免应力集中的关键几何参数。优化结果如表 1 所示。研究表明，所需 R 值随产品规格增大而增加。对比同规格产品，内六角圆柱头螺钉所需的最佳 R 值均大于六角头螺栓。这主要因为内六角成形需要在头部中心区域形成凹槽，要求更多的金属材料向中心流动和重新分布，因此需要更大的型腔空间来容纳和引导这一材料转移过程。 R 值过小会导致材料在填充角部时流动受阻，易在应力集中区域引发径向裂纹； R 值过大则会使金属过度横向流动，在分模面处产生飞边。确定 R 的优化值 (M4-M8 内六角螺钉对应 $R=8.0, 9.0, 11.0, 14.5 \text{ mm}$)，允许 $\pm 0.2 \text{ mm}$ 的制造公差，这在保证成形质量的同时，也为模具的正常磨损提供了必要的容限，体现了工艺的稳健性。

表 1 最佳的一冲形腔半圆弧半径

型号 / 规格	一冲形腔半圆弧半径 (mm)			
	M4	M5	M6	M8
内六角圆柱头螺钉	7.0 ± 0.2	8.5 ± 0.2	10.0 ± 0.2	11.0 ± 0.2
外六角头螺栓	8.0 ± 0.2	9.0 ± 0.2	11.0 ± 0.2	14.5 ± 0.2

3.1.2 成型速度的影响

冲头成形速度 (v) 直接影响变形区的应变速率和由塑性功转化产生的绝热温升。对 M6 内六角螺钉的测试结果表明，当 v 控制在 20-40 件 /min (对应中低应变速率范围) 时，材料塑性变形充分且均匀，成形质量良好。当 v 提高至 50 件 /min 以上时，高应变速率导致变形区局部温度骤升，可能引发材料的动态软化或相结构变化，同时材料在高应变速率下韧性下降，裂纹敏感性显著增加，致使产品头部出现裂纹。因此，为兼顾生产效率和成品率，将最佳成形速度设定为 35-40 件 /min。

3.1.3 摆动冲力的精确控制

摆动冲力的大小通过调节偏心摆轮上定位螺栓的位置 (以行程百分比 S 表示) 来实现。 S 值直接决定了作用在坯料上的瞬时成形力。当 S 处于 40%-60% 区间时，成形力适中，能够使材料平稳、充分地填充型腔，获得高质量产品。 $S < 20\%$ 时，成形力不足，导致头部未充满； $S > 80\%$ 时，成形力过大，会造成材料过度变形，不仅产生飞边，还可能因晶界损伤而引发内部微裂纹。因此，将摆动冲力行程稳定控制在总行程的 40%-60%，是实现稳定、可控冷镦成形的关键。

3.2 热处理工艺对组织与性能的调控机理

热处理是激发 Ti-5523 合金强度潜力的关键。本项目研究揭示了各热处理参数的作用规律。

3.2.1 固溶温度的决定性作用

在固定时效制度 ($520^\circ\text{C} / 8\text{h}$) 下，固溶温度 (T_s) 从 780°C 升至 860°C ，材料的抗拉强度 (R_m) 从 1050 MPa 显著提升至 1420 MPa，而断面收缩率 (Z) 则从 55% 大幅下降至 23% (表 2)。这种变化源于固溶温度对微观组织的根本性重构。在较低温度 (780°C) 固溶时，组织中含有大量初生 α 相，其塑性好但强度有限。随着 T_s 升高，初生 α 相逐渐溶解于 β 基体中， β 晶粒长大，合金元素过饱和度增加。在后续时效过程中，从过饱和 β 基体中弥散析出细小的次生 α 相，这是主要的强化相。 T_s 越高，析出的次生 α 相越细小、弥散，强化效果越强，但塑性随之下降。金相观察证实了这一点。综合考虑航天紧固件对高强度和一定韧性的要求，确定 $820-840^\circ\text{C}$ 为最佳固溶温度区间。

表 2 固溶温度对 Ti-5523 合金力学性能的影响
(时效: $520^\circ\text{C} / 8\text{h}$)

固溶温度 $T_s / ^\circ\text{C}$	各指标的试验结果			
	抗拉强度 R_m / MPa	剪切强度 τ_b / MPa	断后伸长率 $A / \%$	断面收缩率 $Z / \%$
780	1050	695	22.0	55
800	1280	760	21.0	39
820	1320	785	17.5	29
840	1380	835	14.0	26
860	1420	860	11.5	23

3.2.2 时效温度的工艺宽容度

在优化的固溶制度 (840°C / 30min) 基础上, 研究了时效温度 (T_a) 的影响。当时效温度在 480°C 至 540°C 范围内变化时, 抗拉强度 (R_m) 在 1345-1380 MPa 之间窄幅波动, 断面收缩率 (Z) 也保持在 28%-34% 的较高水平。这一现象表明, Ti-5523 合金的时效强化效果在较宽的温度范围内具有良好的稳定性。这主要归因于 Mo、V 等强 β 稳定元素在钛中扩散缓慢的特性, 使得次生 α 相的析出动力学对温度不那么敏感。这一特性为实际生产提供了宝贵的工艺调节窗口 (480-540°C), 允许根据具体性能需求或炉次差异进行微调。

3.2.3 固溶保温时间的优化

固溶保温时间 (t) 影响了合金元素的均匀化和 β 晶粒尺寸。 t 从 15 min 延长至 45 min, R_m 从 1290 MPa 升至 1415 MPa, Z 从 37% 降至 23%。时间过短, 元素固溶不充分, 时效强化潜力未完全发挥; 时间过长, β 晶粒明显粗化,

对塑性不利, 且可能促进晶界 α 相连续分布, 损害韧性。选择 30 ± 3 min 的保温时间, 能够在保证充分固溶的同时, 有效控制晶粒长大。

综上, 本研究推荐 Ti-5523 钛合金紧固件的优化热处理制度为: 固溶处理: 820-840°C / (30 ± 3) min; 时效处理: 480-540°C / 8 h。

3.3 工艺稳定性验证与综合性能优势

将优化后的全套工艺参数应用于三炉批连续生产, 产品性能表现出优异的稳定性和一致性。与当前主流应用的 TB3 钛合金紧固件进行对比 (表 3), 本研究的优势更为凸显。Ti-5523 紧固件在抗拉强度、比强度及剪切强度上实现了显著提升, 分别达到约 18-32% 和 11-14% 的增幅。这意味着在同等设计载荷下, 采用 Ti-5523 紧固件可有效减轻连接部位重量, 对于航天器减重意义重大。此外, 近 β 钛合金固有的更优耐腐蚀性, 也为其在长期恶劣空间环境下的可靠服役提供了额外保障^[5]。

表 3 Ti-5523 与 TB3 钛合金紧固件性能对比

性能指标	Ti-5523 (本研究)	TB3 (典型值)	性能提升
抗拉强度 R_m	1300 – 1450 MPa	~1100 MPa	~18-32%
剪切强度 τ_b	> 780 MPa (通常 > 800 MPa)	~700 MPa	> 11%
比强度 (R_m/ρ)	~290 – 323 kN · m/kg	~245 kN · m/kg	显著提高
断后伸长率 A	> 10%	$\geq 8\%$	相当或更优

4 结语

本研究通过系统的工艺探索与机理分析, 成功开发出适用于航天卫星平台的 Ti-5523 高性能钛合金紧固件一体化制造工艺, 主要结论如下:

攻克了 Ti-5523 合金的精密冷锻成形难题。通过匹配优化的模具型腔半径 (M4-M8 内六角螺钉对应 $R=8.0, 9.0, 11.0, 14.5$ mm)、控制成形速度为 35-40 件 /min、设定冲力行程为总行程的 40-60%, 实现了内六角头部的高质量一次成形, 有效杜绝了裂纹与飞边缺陷。

揭示了热处理参数对组织性能的调控规律, 确立了优化制度。研究明确了固溶温度 (820-840°C) 主导强度 - 塑性平衡, 时效温度 (480-540°C) 具备宽工艺窗口, 固溶时间 (30 ± 3 min) 需平衡固溶与晶粒长大。最终确定的“820-840°C / 30min 固溶 + 480-540°C / 8h 时效”制度, 使材料获得以弥散次生 α 相强化的理想组织。

所制备的紧固件综合性能卓越且稳定。产品抗拉强度达 1300-1450 MPa, 剪切强度 > 780 MPa, 塑性 ($A > 10\%$, $Z > 25\%$) 良好, 氢含量 < 125 ppm。多炉批稳定性试验证

实了工艺的高度可靠性与重现性。

相较于现役 TB3 紧固件优势显著。Ti-5523 紧固件在关键力学性能, 尤其是比强度和抗剪切能力上实现大幅提升, 为航天器结构减重与可靠性升级提供了先进的材料与工艺解决方案。

本项目研究作为 Ti-5523 钛合金在高端航天紧固件领域的规模化工程应用奠定了坚实的技术基础。

参考文献

- [1] 王宏伟, 刘涛, 赵志军. 航天紧固件技术发展展望[J]. 航天标准化, 2019, 28(3): 1-5.
- [2] 张利军, 周义刚, 曾卫东, 等. 近 β 型钛合金热机械处理与组织性能调控研究进展[J]. 材料导报, 2021, 35(9): 9043-9054.
- [3] QJ 2585-2013. 钛合金螺栓、螺钉技术条件[S]. 北京: 中国航天标准化研究所, 2013.
- [4] ASTM E8/E8M-16a. Standard Test Methods for Tension Testing of Metallic Materials[S]. West Conshohocken: ASTM International, 2016.
- [5] BOYER R R, BRIGGS R D. The use of β titanium alloys in the aerospace industry[J]. Journal of Materials Engineering and Performance, 2005, 14(6): 681-685.