

FEIJI TAIHEJIN JIEGOU
SHEJI YU YINGYONG

飞机钛合金结构 设计与应用

王向明 刘文珽 等著



国防工业出版社
National Defense Industry Press

第 1 章 飞机钛合金结构应用概述

1.1 钛合金在飞机结构中日益广泛的应用

1.1.1 钛合金的主要特点

钛及其合金是 20 世纪 50 年代兴起并开始用于飞机结构的重要金属材料,同其它金属相比,钛合金具有较高的拉压比强度,结构效率高、重量轻,见表 1-1。

表 1-1 钛合金与其它结构材料性能对比

材料	拉伸强度/MPa	密度/(g/cm ³)	比强度/MPa/(g/cm ³)
TC4	895	4.44	202
TA15	930	4.45	209
TB5	1080	4.76	227
TC18	1080	4.62	234
TC21	1100	4.62	238
TB6	1105	4.62	239
TB8	1250	4.93	254
2B06	390	2.76	141
7B04	490	2.85	172
30CrMnSiA	1080	7.75	139
300M	1620	8.00	203

钛是天然的活性金属,与氧有很强的亲和力,容易形成一薄层氧化膜,由此获得优良的抗腐蚀性能。因此,钛合金在海水及大多数酸、碱、盐介质中均具有较优良的抗腐蚀性能。

钛合金热强度和耐热稳定性好,在 300℃ ~ 550℃ 下仍具有足够高的强度,适合制造高温承力结构。飞机结构的发动机舱与后机身结构多采用钛合金制造,或采用钛合金做隔热罩。

钛合金与先进复合材料结构的强度、刚度匹配性好,在电化学方面与先进复合材料之间具有较好的相容性,不会产生电偶腐蚀。钛合金与先进复合材料综合使用,能获得更好的减重效果,可以大大提高结构效率。

由于钛合金材料与工艺特点,工程设计人员可根据结构功能的需要,在很大的设计空间内来设计具体构件,具有很大的灵活性,使得钛合金结构具有更多的“设计自由度”,例如基于超塑成形/扩散连接的多层整体结构,基于激光快速成形的多种钛合金梯度复合整体结构和大型或超大型成形连接整体结构等。

但是,钛合金材料的成本高、加工困难,其工艺性远不如铝合金和钢,例如钛合金的经济切削速度仅 50m/min 左右,并且需要专用刀具,而铝合金材料则达到 1200m/min 以上。

钛合金成本高并难于加工的问题,促进了工艺技术的快速发展,如冷热成形技术、热模锻、等温锻、热等静压精密铸造、超塑成形/扩散连接、焊接技术、激光快速成形技术等。

近几十年来,降低钛合金结构的制造成本、扩大钛合金的应用范围、充分发挥钛合金的结构效率,是飞机结构应用钛合金的主要发展方向。

美国早期的 BLATS 计划研究表明,对于马赫数等于 2 的飞机,如果以最轻重量为设计目标,钛合金的用量应占 45%;如果以最低成本为设计目标,钛合金的用量应占 25%。由表 1-2 可见,国外第三代战斗机用钛主要强调的是成本,而第四代战斗机 F-22 则更强调飞机的性能,“买得起”的中型第四代战斗机 F-35 强调的也是成本。

表 1-2 国外军机结构材料对比(%)

机 型	设计年代	钛合金	复合材料	铝合金	钢
F-14	1969	24.4	1	39.4	17.4
F-15	1972	26.1	1.6	34.4	3.3
F-15E	1984	32	2	49	8.5
F-16	1976	5.2	2.7	83.2	1.3
F/A-18	1978	13	10	49	15
F/A-18E/F	1992	21	19	31	14
F-117	1983	25	10	20	5
Su-27	1969	15	2	63	9
EF2000	1988	12.6	29.4	35.8	2.1
F-22(F/A-22)	1989	41(38.8)	25	11	5
F-35	1996	20	31	19	7

随着现代战斗机性能的提高,其造价呈明显上升趋势(表 1-3)。这是因为,一方面飞机的高性能发动机和先进的机载设备与武器系统成本很高;另一方面,飞机机体因轻质、长寿命要求而采用先进材料和工艺制造技术。按照传统估

算,飞机机体的成本约占全机的 1/3。其中,钛合金构件与复合材料构件的制造成本占了较大比例。

表 1-3 国外先进战斗机单机售价统计

飞机	国家	代别	型别	售价/万美元
F-15	美国	三	重型	6500
F-16C	美国	三	轻型	3000
Su-27	俄罗斯	三	重型	3500
Su-30	俄罗斯	三	重型	4500
Mig-29	俄罗斯	三	轻型	2000
F/A-18E/F	美国	三代半	中型	4000~5000
F-35	美国	四	中型(控制成本型)	6930(上涨中)
F-22	美国	四	重型	16700

钛合金综合性能优异,但其构件的制造成本较高,主要是因为钛合金材料成本和加工成本较高所致,表 1-4 为国内目前 TA15 钛合金材料的市场价格。

表 1-4 国内 TA15 钛合金各规格材料售价统计(2009 年价格)

种类	规格/mm	用途	价格/元/kg
板材	0.8 以下	蒙皮、钣金件	800
	1.0~3.5	蒙皮、钣金件	500~550
	5.0~60	蒙皮壁板、框、梁	470
棒材	φ5.0 以下	机加件	380
	φ60~150	锻件、机加件	350~380
锻件	各异	机加件,平均材料利用率 15%	倍数关系

因此,钛合金制造的高成本是导致飞机机体制造成本较高的主要因素之一。

1.1.2 钛合金在现代飞机结构中的应用

目前,钛合金已成为现代飞机主体结构的重要选用材料,其应用水平甚至成为衡量飞机结构选材先进程度的重要标志之一,是影响飞机战技性能的一个重要方面。钛合金对于减轻结构重量、提高结构效率、改善结构可靠性、提高机体寿命、满足高温和高载以及腐蚀环境要求等方面能发挥其它金属无法比拟的作用。

自 20 世纪 60 年代末以来,国外军机钛合金的用量逐年稳定增长。其中,某

些第三代战斗机钛合金用量达 20% ~ 25% ,而第四代战斗机 F-22 已高达 41% (F/A-22 为 38.8%)(表 1-2)。

钛合金材料在现代战斗机结构中的应用地位呈上升趋势,并以减轻重量、降低成本、提高结构效率和延长使用寿命为主要发展方向。

以 F-22 为代表的第四代战斗机,具有超声速巡航、隐身、非常规机动等先进战技指标性能,这对机体结构的高可靠性、轻质(结构重量系数 0.28)、长寿命(30 年日历寿命、6000 飞行小时以上)、成本控制以及一定的功能(如隐身)等提出了很高的要求。为实现这一目标,除应采用先进的规范、设计与评定方法、先进的结构构型、制造技术外,还必须以先进的材料技术来保证,即“设计是主导,材料是基础,制造是保障”。钛合金结构设计时,必须同时考虑其材料规格和工艺约束,即应按照多约束的设计思想进行钛合金结构设计。

作为当代先进飞机结构首选的 3 大材料体系(复合材料、钛合金、铝合金或铝锂合金)之一,钛合金主要用于飞机机体主体框架、集中接头和机身主承力壁板等。

1.2 用于飞机制造的钛合金

1.2.1 钛合金的分类

钛合金按平衡状态下的组织结构可分为 α 型钛合金、近 α 型钛合金、($\alpha + \beta$) 型钛合金、近 β 型钛合金和 β 型钛合金,见表 1-5;按制备工艺分类为变形钛合金、铸造钛合金和粉末冶金钛合金;按抗拉强度级别可分为低强度钛合金、中强度钛合金和高强度钛合金。退火状态抗拉强度极限小于 700MPa 的钛合金为低强度钛合金,700MPa ~ 1000MPa 的钛合金为中强度钛合金,超过 1000MPa 的合金为高强度钛合金。

表 1-5 工业纯钛与钛合金类型

序号	牌号	名义成分	合金类型	工作温度/°C	强度/MPa
1	TA0	Ti	工业纯钛	300	≥280
2	TA1	Ti	工业纯钛	300	≥370
3	TA2	Ti	工业纯钛	300	≥440
4	TA3	Ti	工业纯钛	300	≥540
5	ZTA1	Ti	工业纯钛	300	≥345
6	TA7	Ti-5Al-2.5Sn	α	500	≥785

(续)

序号	牌号	名义成分	合金类型	工作温度/℃	强度/MPa
7	ZTA7	Ti-5Al-2.5Sn	α	500	≥ 760
8	TA16	Ti-2Al-2.5Zr	α	400	≥ 470
9	TA13	Ti-2.5Cu	α	350	≥ 610
10	TA21	Ti-1Al-1Mn	近 α	300	≥ 490
11	TC1	Ti-2Al-1.5Mn	近 α	350	≥ 590
12	TC2	Ti-4Al-1.5Mn	近 α	350	≥ 685
13	TA11	Ti-8Al-1Mo-1V	近 α	500	≥ 895
14	TA15	Ti-6.5Al-2Zr-1Mo-1V	近 α	450	≥ 930
15	TA18	Ti-3Al-2.5V	近 α	320	≥ 620
16	TC3	Ti-5Al-4V	$\alpha + \beta$	400	≥ 885
17	TC4	Ti-6Al-4V	$\alpha + \beta$	400	≥ 895
18	TC6	Ti-6Al-2.5Mo-1.5Cr-0.5Fe-0.3Si	$\alpha + \beta$	450	≥ 980
19	TC16	Ti-3Al-5Mo-4.5V	$\alpha + \beta$	350	≥ 1030
20	TC18	Ti-5Al-5Mo-5V-1Cr-1Fe	$\alpha + \beta$	400	≥ 1080
21	TC21	Ti-6Al-2Sn-2Zr-2.5Mo-1.7Cr-2.0Nb-0.1Si	$\alpha + \beta$	400	≥ 1100
22	ZTC4	Ti-6Al-4V	$\alpha + \beta$	400	≥ 835
23	TB6	Ti-10V-2Fe-3Al	近 β	320	≥ 1105
24	TB2	Ti-5Mo-5V-8Cr-3Al	β	300	≥ 1100
25	TB3	Ti-10Mo-8V-1Fe-3.5Al	β	300	≥ 1100
26	TB5	Ti-15V-3Cr-3Sn-3Al	β	290	≥ 1080
27	TB8	Ti-15Mo-2.7Nb-3Al-0.2Si	近 β	500	≥ 1250

1.2.2 α 型钛合金

退火组织为单一 α 相固溶体的钛合金成为 α 型钛合金,广义的 α 型钛合金包括近 α 钛合金,它是在平衡状态下只含有很少 β 相的钛合金。 α 型钛合金有两种类型:一种为工业纯钛,另一种则含有可提高 β 转变温度的 α 稳定元素和对 β 转变温度影响较小的中性影响元素,不含或仅含少量的可降低 β 转变温度的 β 稳定元素。

工业纯钛系指几种具有不同的铁、碳、氧、氮等杂质含量的非合金钛,其抗腐蚀能力优异,焊接性能良好,易于熔焊和钎焊,成形性能优异,长期工作温度可达 300°C ,室温强度较低,具有氢脆倾向,主要用于制造各种非承力构件。工业纯钛不能进行热处理强化,其强度性能可通过冷作硬化得到提高,但冷作硬化会使塑性急剧下降,塑性降低的程度要大于强度性能提高的程度,因此不是提高工业纯钛综合性能的最佳办法。由于 α 固溶强化使高温钛合金的热强性得到保证,因此,其高温性能好、组织稳定、焊接性和热稳定性好。

低合金化的近 α 合金的综合性能优异,其强度虽然较低,但具有较好的室温加工变形性能,因此容易加工成导风罩类的薄壁件。

在国内, α 型钛合金牌号表示为“TA + 合金序号”,如TA1、TA7、TA15等。TA2点焊结构曾用于国内飞机的发动机舱导风罩和隔热罩,TA15氩弧焊结构用于国内飞机的中央翼下壁板、加强框等。

1.2.3 β 型钛合金

淬火后合金组织表现为 β 相的钛合金称为 β 型钛合金。广义的 β 型钛合金包括平衡状态下具有较多 α 相的近 β 型钛合金、具有较少 α 相的亚稳定 β 型钛合金以及不含 α 相的全 β 型钛合金。近 β 型钛合金和亚稳定 β 型钛合金在工业上已经获得实际应用。

在固溶处理状态, β 型钛合金具有优异的成形性。经固溶时效后,可以获得很高的室温强度。通过析出细小弥散 α 相时效到高强度时,合金的塑性降低;但是,在正常情况下, β 型钛合金具有强度、塑性和断裂韧性良好组合的特点。 β 型钛合金还具有较高的抗应力腐蚀能力。

Ti-10V-2Fe-3Al是应用最广的近 β 型钛合金,具有优异的抗疲劳性能和适中的裂纹扩展速率,其高温组织稳定性较差,焊接工艺性也不理想。国外曾用其制造民机起落架。

国内 β 型钛合金的牌号表示为“TB + 合金序号”,如TB5、TB6等。国内曾针对飞机后机身结构中的加强框和助力器舱口盖进行验证考核。

1.2.4 ($\alpha + \beta$)型钛合金

在退火状态呈 α 和 β 两相不同量组合的钛合金称为($\alpha + \beta$)型钛合金,一般也称为两相钛合金。在平衡状态下,($\alpha + \beta$)型钛合金是以 α 相含量为主,而 β 相含量通常只占9%~30%。($\alpha + \beta$)型钛合金综合力学性能较好,可通过热处理进行强化,强度比 α 型钛合金要高,热成形工艺性较好。 β 相含量低的($\alpha + \beta$)型钛合金具有良好的焊接性能,随着 β 相含量的增加,其焊接性能逐渐

变差。

($\alpha + \beta$)型钛合金的牌号的表示为“TC + 合金序号”，如 TC4、TC18 等。

($\alpha + \beta$)型钛合金在飞机结构中应用得最多，尤以 Ti-6Al-4V 为主，约占飞机结构中钛合金用量的 80%。国内对应牌号为 TC4，它是一种中等强度的 ($\alpha + \beta$)型两相钛合金。该合金具有优异的综合性能，主要在退火状态下使用，也可以采用固溶时效处理进行一定的强化。该合金还具有良好的工艺塑性和超塑性，适合于各种压力加工成形，可以进行焊接和机械加工，长时间工作温度可达 400℃，适用于加强框、梁、接头耳片以及壁板等重要承力构件，如某飞机的减速板梁、SPF/DB 口盖、加强框接头以及机体结构的焊接加强框与 SPF/DB 机身焊接壁板、腹鳍等。

1.2.5 钛合金冶金质量

钛合金的冶金质量对航空产品的影响越来越引起人们的重视。优质钛合金半成品的制造要求真空熔炼两次到三次，以控制成分均匀性，避免成分偏析、高密度金属夹杂和非金属夹杂。同时，在半成品制造中严格控制组织类型，避免出现粗大 α 相、粗大的晶界 α 相等缺陷。应当指出：不同的组织类型对应的性能是有较大差异的，因此对不同工作环境条件下的零件，应有不同的显微组织要求。

1.3 钛合金制造的工艺特点

1.3.1 钛合金锻造与挤压

同钢与其它有色金属合金的热加工相比，钛合金的许多工艺参数更接近钢的加工参数，尤其是体积模锻的参数。但还要充分考虑其自身特点，不恰当的热变形工艺会使钛合金的组织遭到破坏，进而导致其力学性能的降低。在毛坯得到均匀加热的前提下，尽可能缩短加热时间，目的是减小金属中的气体饱和度，改善其组织结构。

为了得到均匀的组织 and 力学性能，对于变形极不均匀的钛合金而言，一般需要很大的总变形量。

等温锻造是一种先进的成形工艺技术，可以消除普通锻造模具导致工件过快冷却，引起变形阻力增大、组织不均匀和表面开裂问题。还可以通过慢速变形使变形阻力减小，由此可锻造出形状复杂、高精度的锻件。

在挤压过程中，由于钛合金与模具之间的摩擦系数很高，甚至与模具粘连，

并且钛合金的导热性较低,与模具接触时使毛坯的温度场极不均匀,导致金属的不均匀流动,所以钛合金的挤压工艺性较差。

1.3.2 钛合金的铸造

同其它合金相比,钛合金铸件制造工艺有显著区别。因为钛是高化学活性金属,在熔融状态下,会与目前常用的各种造型材料发生反应,使铸件表面与氧、碳和氮等形成硬而脆的反应层,对其力学性能产生不利影响。因此,浇注钛及钛合金必须采用对熔融钛呈惰性的特种铸型。采用在真空自耗电极电弧炉中两次熔炼而成的母合金铸锭,或采用两次真空自耗电极电弧炉熔炼的大铸锭,经开坯锻造去除表面氧化皮的棒料作为母合金锭。用母合金锭作为自耗电极,在真空自耗电极电弧凝壳炉中重熔。

根据浇注铸件的形状和尺寸以及重量,采用重力铸造或离心铸造。对于中小型形状简单的铸件,可采用离心铸造,可加速钛液充填铸型的速度,提高钛液的流动性和充填性,有利于铸件的充满和补缩,提高铸件致密度,减少气孔、缩孔,改善铸件性能;飞机结构用复杂铸件和大型铸件由于工艺和设备上的限制,一般采用重力铸造。

ZTC4 合金是国内外应用最广泛的一种铸造钛合金。航空工业用的 ZTC4 合金的 I、II 类铸件必须经过热等静压处理后方能使用,目的是消除缩孔、气孔和疏松等缺陷。其强度比铸态或退火状态的铸件稍低,但塑性和疲劳性能以及使用可靠性均有改善。

F-22 飞机主承力结构中的机翼根肋和垂尾根部承力架等均应用了钛合金热等静压铸件,甚至采用电子束拼焊成大型构件;国内就主承力接头、耳片钛合金铸件等以及焊接组合工艺也开展了应用研究。

1.3.3 钛合金的激光成形

钛合金零件激光成形技术利用快速成形制造技术的基本原理,通过钛合金粉末逐层熔化沉积、快速凝固,形成组织细小、致密、成分均匀的近净成形零件,是集设计、材料、工艺为一体的敏捷制造技术。只需利用通用的激光装备,即可完成性能合格零件的快速成形制造,具有高度的柔性、适应性及快速响应特性。

与传统制造技术相比,激光成形技术无需零件毛坯制备、零件专用成形模具及锻铸等成形设备,切削加工量较少、制造周期短、成本较低、材料利用率较高等优点。更为重要的是,该项技术不受现有钛合金材料毛坯尺寸规格限制,能够制造出大型钛合金整体制件;可实现一边成形,一边连接,即所谓的成形连接,这是

一种不同于焊接的连接技术,能实现超大型钛合金制件的成形与连接;在同一件的成形过程中,可以通过不同钛合金粉末复合熔化沉积,进而制造出由不同钛合金材料制成的性能梯度复合整体零件,使得钛合金结构的设计与制造更具灵活性,这是传统制造技术所无法实现的。

激光成形技术适用于飞机等武器装备的研制,特别适用于新机试制。美国 F-22、JSF(X-32)、F/A-18E/F 等飞机在研制阶段部分试用了钛合金激光成形技术。国内已研制出大型甚至超大型钛合金主承力构件,并已在飞机研制中获得应用。

1.3.4 钛合金的钣金成形

可以用冲压、拉伸、拉深和拉弯等方法来制造钛合金板材、型材和管材零件。钛合金属于难成形的结构材料,所需工艺复杂。按室温加工塑性特征分为 3 类,即低强度、中等塑性;中等强度、较低塑性;高强度、低塑性。

由于钛合金的屈服极限与强度极限较高,成形时需要较大的外力,而弹性模量较低,成形中回弹量大且不规则;屈服极限与强度极限的比值较大,故室温下塑性变形的范围小;延伸率、断面收缩率较低,冲压成形困难;冷作硬化倾向大;钛合金对应力集中非常敏感,对残余应力尤为如此,成形中对表面划伤、切痕等缺陷敏感,容易出现裂纹;导热性差,温度场不均匀,影响成形性能;化学性能活泼,加工中容易氧化、渗氢。

除外形简单的零件外,其它钛合金钣金件,特别是低塑性钛合金零件,均需要采用加热方法成形。提高加工温度是改善钛合金零件成形的重要途径。但是,在空气介质中加热到 350℃ 以上时,零件表面会形成氧化层和气体饱和层。因此,在成形过程中,需要采取严格保护措施以确保零件质量满足飞机结构的使用要求。

1.3.5 钛合金的超塑成形/扩散连接

超塑成形是利用材料的超塑性的板材成形工艺,即在一定的温度—变形速率条件下,材料呈现超塑性时利用气体压差使材料局部变形。扩散连接是在加压与加热条件下,利用被连接表面微塑性变形、原子通过界面相互扩散,从而实现不可拆卸式固态连接的方法。超塑成形与扩散连接组合工艺(SPF/DB)一般是指是在相同的温度、压力范围和中性介质中,以同一工序实现既成形又连接的工艺过程。

SPF/DB 拓宽了钛合金结构制造技术领域。SPF/DB 方法在制造复杂外形、多层结构时优势特别明显。国内外飞机钛合金薄壁 SPF/DB 结构中都有较多的

应用,而加强框和梁类的 SPF/DB 主承力构件则在应用研究中。

同传统工艺相比,钛合金 SPF/DB 可节约制造成本,实现结构减重,提高材料利用率。

1.3.6 钛合金的焊接工艺

焊接是大型钛合金结构所采用的主要连接形式之一,对于减轻结构重量、提高结构效率、降低制造成本具有重要作用。焊缝和热影响区是决定焊接质量与性能的关键区域。填丝焊接时,焊缝略有软化,焊接接头的强度降低约 10%;而对于非填丝的电子束焊接,其接头强度下降 5% 左右。通常需要材料补强来保证强度和疲劳强度。钛合金焊接接头具有一系列特性,其影响因素主要有焊缝的组织结构、焊接残余应力、氢的影响、焊接变形、焊接缺陷等。

钛合金的焊接必须对接头区进行有效的保护,焊接接头区域的材料对应力集中较为敏感。设计时,要考虑接头布置、形式及其焊后处理,如焊后必须进行消除残余应力热处理与焊后焊接区域表面清理。

在钛合金焊接工艺中,惰性气体保护焊应用较多,包括加焊料或不加焊料的不熔化电极自动焊或半自动焊、熔化电极自动焊与手工焊。自动焊的效率较高,焊接质量能够得到保障。在无法采用自动焊的情况下,可采用手工焊,用于定位焊、曲线焊、导管焊接等。按照使用要求和检测手段,焊缝质量可分为 I、II、III 3 个等级。

真空电子束焊是用于钛合金大厚度构件焊接的较新的工艺技术,美国 F-22 飞机钛合金结构中大量采用这项技术,国内针对中后机身中的加强框、壁板进行应用研究。真空电子束焊能可靠地保护焊接区免受大气影响,热量输入最小,可以一次焊接大厚度构件,热影响区和焊缝很窄,焊接变形量很小,焊接残余应力低。对于大厚度钛合金构件电子束焊接接头的疲劳强度,应给予足够重视,针对典型件要进行充分考核。

钛合金的激光焊接、搅拌摩擦焊接等新的焊接工艺技术目前在应用研究过程中,在次承力件上已开始逐步应用。

1.3.7 钛合金的化铣工艺

钛合金的化铣是化学腐蚀的一种(精整处理和去除氧化皮的酸洗也是化学腐蚀)。化铣是将零件浸蚀酸中,通过程序控制逐步腐蚀去除金属,用于复杂型面零件的加工。钛合金化铣所采用的酸介质是氢氟酸和硫酸,其浓度和温度会影响钛合金的腐蚀速度。零件中不需要化铣的部位需要用漆层保护,需要化铣的部位不应有氧化膜、氧化皮和锐角,需要预先消除应力退火、除油、精整处理、

氢含量检查等工艺过程。钛合金化铣工序虽然比较复杂,但比机械加工要容易,成本也相对低些。

1.3.8 钛合金零件的表面强化

钛合金零件表面塑性变形强化是提高其疲劳强度的有效措施之一。钛合金对表面加工状态十分敏感,通过表面强化的冷作硬化过程,在零件表层引入残余压应力或使表层性能均匀,消除加工如磨削、清理等的不良影响,进而提高其疲劳强度。

有效的强化工艺方法包括喷丸、振动撞击、滚轮与滚珠滚光、强化剂冲击、喷砂、振动研磨等。经喷丸强化的钛合金零件的最高使用温度(或随后加工)不得超过 205℃,否则会释放残余应力。

值得一提的是,表面喷砂虽然只是一种零件表面清理措施,但具有一定的强化作用。一般经过表面喷砂的钛合金零件的疲劳强度均明显高于表面只磨削或切削的钛合金零件。

1.3.9 钛合金零件的热处理

钛合金零件加工结束时,一般应规定真空退火,主要目的是消除残余应力;对于经过热加工或酸洗的零件还可以达到除氢的目的。真空退火,可以避免钛合金与空气中的氧、氮相互作用,防止形成 α 层,因为 α 层会导致力学性能尤其是疲劳强度下降。另外,真空退火过程中可以借助夹具对构件进行校形。

1.3.10 钛合金的机械加工与装配

由于钛合金的屈服强度与拉伸强度极限的比值很高、导热性较差、易于粘附刀具、高温下与气体的化学活性很强、半成品制造过程特殊等因素,使得钛合金零件的机械加工比铝合金和钢要困难得多,切削速度大大降低。由于导热性差和化学活性强,钛合金不宜采用磨削加工,否则容易烧伤进而降低零件的疲劳强度;必须采用磨削工艺时,则需要降低磨削速度。

由于钛合金对氢延迟断裂、应力集中、残余拉应力都具有很强的敏感性,而且 α 层会影响零件的疲劳强度。因此,在钛合金零件装配前,必须进行消除残余应力退火,经空气退火的零件必须酸洗;带有锐边、缺口、凹坑的零件要限制装配;机械连接应在热处理后和表面强化条件下进行;零件装配过程中,不允许出现塑性变形。钛合金零件与不同类金属材料接触时,要采取措施,防止接触腐蚀。

1.4 钛合金结构设计特点

1.4.1 钛合金结构减重设计

在飞机结构设计过程中,减轻重量的主要技术途径包括合理的结构传力布局、结构参数优化、高效结构选用、合理选择结构用材、先进的连接形式与紧固件,以及其它一些减重设计措施。

在强调静强度设计、热强度设计、腐蚀控制、与复合材料匹配设计时,应用钛合金结构可以获得更好的减重效果。应在以下几个方面予以考虑:

(1) 钛合金具有比强度高、耐热、抗腐蚀、与复合材料匹配性好等特点,使用中应充分发挥钛合金材料的性能优势,尽量扩大钛合金的使用范围。例如,用 Ti-6Al-4V 代替 30CrMnSiA,按强度等同设计,可减重 20% 左右。如 1.1.1 节所述,对于马赫数等于 2 的飞机,钛合金的用量应控制在结构重量的 25% ~45%。

(2) 充分发挥钛合金的先进制造技术优势,构造高减重效率的大型整体结构、梯度复合结构、超大型成形连接结构等。例如,利用 SPF、SPF/DB 制造复杂结构件,可减重 30% 以上;利用 SPF 制造的波纹腹板梁与加强框段,同传统梁、框腹板以同样承载能力相比较,会取得一定的减重效果;利用 DB 制造的钛合金层合结构,疲劳裂纹扩展寿命会显著提高,损伤容限特性明显改善;同传统基材结构相比,要获得同样寿命可靠性指标,减重效果明显,并可突破材料厚度规格限制;利用激光成形技术,可以构造出整体化、梯度化、复合化的高效轻质结构,而且可大幅度拓宽可设计“域”,这将是飞机未来结构技术的重要发展方向。

(3) 尽量采用焊接技术代替机械连接,如同铆接连接相比,单纯就实现相同承载能力而言,即可减重 10% 以上。同单剪、双剪接头比较,在接头区域焊接连接具有更大减重优势,见表 1-6。焊缝的合理布置对焊接结构重量的影响至关重要。

表 1-6 单位宽度、5mm 厚钛合金焊接与铆接接头区域重量比较

接头连接形式	接头增重/kg	增重原因
单剪接头	4.0	材料重叠、铆钉
双剪接头	1.76	材料重叠、铆钉
氩弧焊接头	0.091	焊缝强度削弱的材料补强
电子束焊接头	0.04	焊缝强度削弱的材料补强

(4) 在构型设计时,应尽量采用优化设计手段,优选零件的几何参数,以获得零件最低重量。例如,某钛合金 SPF/DB 壁板依据工程经验设计后,如果进行尺寸优化设计,仍可获得 5% 的减重效果。

(5) 尽量减少零件的机械连接,保持零件的整体性。因为,连接不仅会增加结构重量,而且如果不采取腐蚀控制措施,异种紧固件在钛合金构件中会产生接触腐蚀。腐蚀控制措施同样会付出增重代价。

1.4.2 钛合金结构抗疲劳设计

飞机结构细节的耐久性设计准则和方法同样适用于钛合金结构的细节设计,包括控制应力集中、避免和减少偏心、主传力通道顺畅筒捷、耳片与紧固连接设计方法、疲劳强化技术、抗腐蚀设计经验和抗声疲劳设计经验等。对于钛合金结构设计,还有其特殊要求。

钛合金相对钢而言,对表面缺陷与应力集中的敏感性要更强些,强度越高,这种敏感性就越强。因此,在设计、制造钛合金关键件与重要件时,应确保高应力区域的表面粗糙度不高于 $Ra2.5\mu\text{m}$ 。与同样类型的钢件相比,钛合金零件上的阶差过渡半径应提高到 1.5 倍。

关于钛合金零件表面质量,要求消除预裂纹,零件锐边、耳片孔锐边、连接孔锐边必须倒圆,一般为 $R0.3\text{mm} \sim 0.5\text{mm}$ 。因为多数机加件表面带有刀痕或缺口,它们往往是疲劳裂纹源。因此,对圆角、阶差过渡区和螺栓孔等应力集中部位,应规定较低的粗糙度。对于重要部位,推荐粗糙度为 $Ra1.6\mu\text{m}$,一般部位推荐为 $Ra3.2\mu\text{m}$ 。

设计时,尽量不采用磨削加工,防止零件表面烧伤和产生大量微裂纹,进而降低疲劳强度。无论粗加工还是精加工,钛合金机加零件表面都存在残余应力。因此,对钛合金机加零件应进行消除应力退火。消除应力退火既可在真空炉中进行,也可在空气炉中进行。

在振动和较高的表面压力下,采用机械连接的钛合金构件会出现微动磨损,由此导致疲劳强度下降 20% ~ 30%。微动磨损是磨损的一种形式,是指紧密接触一起的两个零件表面,由于受振动载荷的影响,致使一个表面相对另一个表面产生平行的周期性的小于 1mm 的微量移动,使金属表面产生磨损;另外,由于钛合金导热性能差,微动磨损所产生的热量无法有效传出,会使微动接触区域温度过高而氧化,进而降低材料的抗疲劳开裂能力。为了减少微动磨损,在配合面之间可以涂润滑脂、油漆等隔离涂层,或将钛合金零件表面进行阳极化处理,以减少零件之间的接触,缓冲微动位移,缓解磨损,延缓零件接触处因微动磨损导致的疲劳开裂。

表面喷砂对钛合金零件具有表面清理和一定的强化作用,对于提高其抗疲

劳开裂能力大有益处,设计时应推荐选用。

1.4.3 钛合金结构腐蚀控制

在实际应用中,不同金属材料相互接触(包括镀层)时,往往具有不同电位,形成电位差。钛合金零件在飞机机体结构中是大量存在的,与其它金属零件的接触也是不可避免的。如果有导电介质存在,异种金属接触时会形成一对电极,使接触金属中的阳极金属加速腐蚀。飞机结构中的铝合金、结构钢、低铬不锈钢等与钛合金接触所形成的电偶对中,前者为阳极,后者为阴极。接触后的阳极金属,除自身腐蚀外,还会受到电偶加速腐蚀。

因此,不允许钛合金零件与铝合金和结构钢零件直接接触,而必须要采取合理有效的防护措施以缓解和抑制电偶腐蚀,进而提高结构的日历寿命、减少维护费用。

钛合金零件接触腐蚀防护的通用办法包括接触面涂漆、绝缘、密封、活动面涂润滑脂,防护材料不应含水及腐蚀成分,减少接触面积水、积污,便于检查、维修等。除此之外,还要采取一些具体的防护措施。

钛合金也可进行阳极化防护。阳极化后,钛合金零件与其它金属接触可降低电偶电流,减缓接触腐蚀;接触中的钛合金应进行涂漆防护。与钛合金接触的铝合金必须进行阳极化处理、涂底漆;与钛合金接触的 30CrMnSiA 钢应镀锌钝化后涂漆,并在接触面之间垫绝缘胶布。装配钻孔会破坏原来的防护层,故孔壁应涂漆湿装配。对于不拆卸的结构,如果不宜涂漆或夹垫,可外涂密封剂进行防护。

钛合金具有较强的抗腐蚀能力,在一般使用环境条件下,不需要采取表面防腐措施。当工作温度超过 300℃ 时,特别是在海洋气候条件下,有可能出现热盐应力腐蚀倾向。通常情况下,高铝当量的近 α 型钛合金比 $\alpha + \beta$ 型钛合金具有更强的热盐应力腐蚀倾向性。如果使用温度不超过 288℃,可以不考虑热盐应力腐蚀问题。

在钛合金零件使用过程中,应防止与容易产生氯化物的银、镉或铅等金属及其化合物相接触。应尽量避免钛合金与镀镉、镀银的零件接触。在不可避免的情况下,则其工作温度不要超过 150℃。也禁止采用镀镉、镀银的工具制造和装配钛合金零件。钛合金零件不允许镀镉、镀银。

1.4.4 钛合金结构成本控制

如前所述,钛合金结构件的成本很高,主要是因为材料昂贵、机械加工和形成成本高所致。此外,由于材料规格与工艺装备能力限制,使得钛合金制件多通过“以小拼大”的连接技术才能制成大尺寸规格零件,即增加了中间工艺环节,进一步提高了制造成本。因此,对钛合金结构件的成本必须加以控制,才能拓宽

其应用规模和范围。

综合衡量成本影响因素时,应寻求简化制造工艺、缩短研制周期、减少检测内容、提高成品合格率,并能减轻结构重量、满足寿命要求等设计指标,达到既降低成本又要满足设计要求的目的。

设计时,应选用成熟度高的材料。钛合金结构成本与其材料的成熟度密切相关,成熟度高的材料性能稳定、质量可靠、供货渠道畅通、性能数据齐全、工艺性稳定。为满足飞机结构性能和技术先进程度,选用新型钛合金材料是必要的,但对其用量需要控制,否则会导致结构成本急剧增加。

设计时,应尽量选用低成本的制造技术,如超塑成形/扩散连接(SPF/DB)技术、焊接技术、激光成形技术、等温锻造技术、铸造技术等。减少机械加工量,也是降低制造成本的一个重要方面,钛合金零件的近净成形制造技术是减少机械加工量的有效技术途径。

各制造技术对钛合金制件的成本影响各不相同,就性价比而言,激光成型的主承力骨架结构、DB大厚度层合结构、SPF/DB壁板结构均占有优势。表1-7是钛合金低成本工艺的一些应用实例。

表 1-7 钛合金低成本工艺应用实例

序号	制造工艺	降低成本	实例	备注
1	超塑成形/扩散连接	50%	B-1轰炸机短舱	
2	焊接技术	显著	Su-27加强框、F-22根肋	解决工艺瓶颈
3	激光快速成形技术	20%	前起落架支撑梁	提高结构性能
4	等温锻造技术	12.3%	某型飞机整框精锻件	提高材料利用率
5	铸造技术	显著	F-22机翼接头	解决工艺瓶颈

1.4.5 钛合金结构多约束设计

同其它金属结构,钛合金结构设计的最显著特点在于与材料、制造工艺的联系更加密切,甚至每种结构构型都需要材料与制造一体化设计技术,以寻求将其综合性能发挥至最佳。也就是说,在钛合金结构设计时,除了考虑强度、刚度、寿命、气动弹性等传统约束条件外,还需认真考虑材料规格和制造工艺限制以及成本和制造周期等约束条件,以使可设计域定义得更加合理、可行,所寻求的优化结果能更加符合设计意图。这就要求在钛合金结构设计时必须要了解现有的材料与制造工艺的现状和能力。

因此,需要密切关注所选用的钛合金材料(或毛坯)规格、性能、存在的问题、成本、工艺性、制造周期等因素,还需要了解冷、热成形与加工制造技术,尤其要关注

SPF/DB、激光成形技术的现状和能力,因为许多新颖、高性能的先进结构都要依托它们才能制造出来,如梯度复合整体结构、成形连接结构、多层层合结构等。

1.5 飞机钛合金结构设计选材

1.5.1 飞机结构设计选材的一般过程

飞机设计选材非常重要,在很大程度上影响着飞机结构是否满足性能要求,甚至对飞机的战技指标构成影响,同时是成本控制的源头。实际上,飞机结构设计选材是结构的性能、成本、周期、风险的综合权衡和迭代过程。

首先,根据飞机结构完整性、重量、成本、周期等总体要求,结合新材料研制和其工艺特点,确定结构构型,在包括选材原则、选材范围、选材判据在内的选材指导性文件规定的范围内,通过工程化验证或适应性研究,经过严格评审来确定是否为初步设计所应用,最终确定是否用于详细设计。

飞机结构的设计选材一般过程见图 1-1。钛合金结构的设计选材也是按

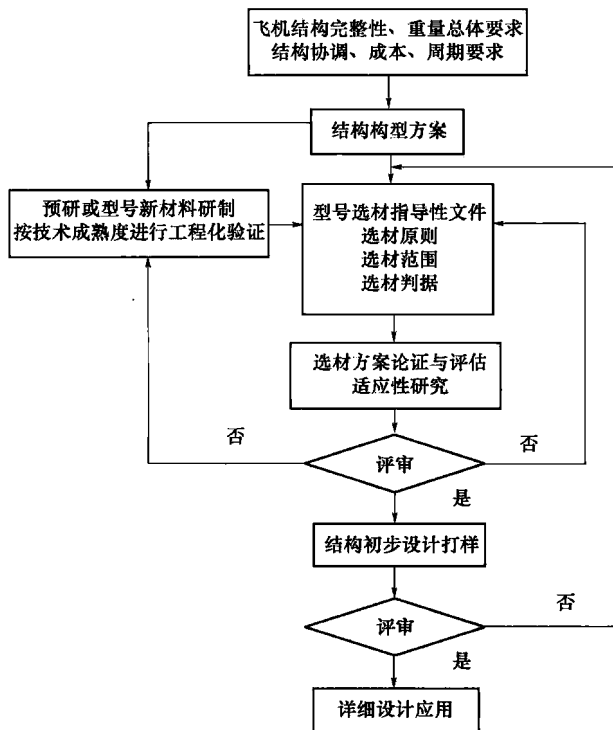


图 1-1 飞机结构的设计选材一般过程