

对中碳低合金结构钢设计选材的一些看法

上海航空发动机制造厂 方嘉罗

摘 要

本文是从航空发动机盘、轴零件的生产,说明我国材料标准与美国PWA公司零件技术条件的差距,原因,以及我国在中碳低合金结构钢设计选材方面所存在的问题。本文通过生产实践、试验研究,向工程设计人员初步提出了如何根据构件的具体工作条件,合理选择材料的各类性能指标,以使设计选材确定构件的安全系数和许用应力时,具备坚实的材料性能基础。

一、前 言

结构材料的三类基本机械性能指标是强度指标、变形指标及能量指标。目前,第一类性能指标是设计计算及选择强度储备的主要指标。变形指标(延伸率、断面收缩率、切变量)和能量指标(断裂韧性、冲击韧性、滞回线面积)反映了材料对过载、应力集中、缺口及裂纹敏感性的高低,统称为可靠性指标,以此评定构件在服役时的可靠性。

本文所要讨论的是,在中碳低合金结构钢的性能方面,这些不能用于设计计算的指标规定得过高,因而产生了以下几个问题:

1. 限制了材料使用强度水平的提高,使材料强度潜力得不到充分发挥;
2. 现有的材料性能不能符合许多构件的实际工况要求;
3. 影响了以强度为基准的设计观点对安全系数和许用应力的正确确定。

二、中碳低合金结构钢设计 选材中强度与 σ_k 和 δ 的关系 以及强度与安全系数的关系

形成中碳低合金结构钢冲击韧性 a_k 、延伸率 δ 规定过高的原因是多方面的,其中主要原因是我国继承了苏联五十年代旧传统观念。

七十年代我们在仿照美国AMS 6304 中碳贝氏体钢(美国对该材料无室温 a_k 要求)冶炼成SFT1材料(中频感应加真空自耗电极重熔材料,化学成分相当于45CrMoVA)制造航空用915涡轮风扇发动机主轴、压气机盘时也测试了 a_k 值,从而在长寿命的航空发动机上发现了我国与美国零件技术条件的差距,以及必须根据构件的实际工况合理规定材料性能指标 a_k 和 δ 。

表1是我厂按美国普拉特·惠特尼(PWA)公司对AMS6304贝氏体钢规定的空淬和等温淬火热处理工艺所得机械性能;油淬(为得到马氏体组织常用的淬火工艺)热处理性能以及美制低压涡轮轴法兰盘上弦向制取梅氏冲击韧性以资比较。

我们从美国航空材料AMS6304知道,该材料主要用于制造工作温度不超过538℃的涡轮发动机轴、压气机盘、高压压气机拉杆等发动机零件。从表1可见,PWA公司不采用合金钢常用的油淬热处理工艺,原因是油淬加高温回火(调质)工艺所得到的马氏体回火组织,虽然室温强度高、屈强比高、 a_k 高(5.0~6.75kg-m/cm²),但缺点是525℃高温持久强度偏低,蠕变强度低,热处理变形大而不适用。等温淬火或空淬的组织分别为细贝氏体和粗贝氏体(等温淬火是该公司采用空淬工艺制造压气机盘出现疲劳裂纹后,为提高材料断裂韧性,解

表1 涡轮增压机主轴、压气机盘几种热处理制度机械性能比较

材料	零件名称	热处理工艺	室 温 机 械 性 能					370°C 拉伸性能				525°C 63kg/mm ² 持久强度		
			σ_b kgf/mm ²	$\sigma_{0.2}$ kgf/mm ²	δ_5 %	ψ %	a_k kg-m/cm ²	HRC	σ_b kgf/mm ²	$\sigma_{0.2}$ kgf/mm ²	δ_5 %	ψ %	断 裂 时 间 小 时	断后残余 塑性 δ_5 %
美AMS 6304	PWA 公司高、 低压机 轴技术 零件	空淬加双重 回火或用改进 后的等温淬火 加双重回火	≥ 112	≥ 95	$\delta_4 \geq 13 \geq 39$			35-40	≥ 96	≥ 76	$\delta_4 \geq 14 \geq 40$		≥ 12	$\delta_4 \geq 8$
	PWA 公司压气 机盘技术 零件	同 上	≥ 112	≥ 95	$\delta_4 \geq 13 \geq 39$			35-40	≥ 96	≥ 76	$\delta_4 \geq 14 \geq 40$		≥ 23	$\delta_4 \geq 8$
SFT ₁	从低压涡轮 轴上切取 试样	空淬加双** 重回火	121 118.5	110 108	16.8 16.8	47.3 48.3	0.625 0.9 (纵向)	38	104.5 102.5		19.5 18	73 73	44小时25分 大于60小时	12.32
SFT ₁	从低压涡轮 轴上切取 试样	等温淬火*** 加双重回火	128 122	109 112	17.2	48.7 43.6	1.125 1.25 (纵向)	>39-40	105.5 105.5		17 18	75 77	36小时15分*** 56小时50分	17.76 15.2
SFT ₁	从低压涡轮 轴上切取 试样	油淬加双重回 火	146 146	139 143	14	48.7	6.75 5.0 5.5 5.9 (纵向)		120		19	75	14小时50分	18.8
	压气机第 九级盘和 第十级 盘	空淬加双重回 火	118.8 118.2 122.2 122.8	102.7 102.6 106.1 106.5	16.8 16.9 17.0 16.8	50.0 56.1 56.7 56.6		38 39	102.5 100.5 104.6 104.9	98.4 86 89.7 91.7	18.5 20.3 20.0 20.6	75 78.5 75.5 75.7	56小时15分 65小时40分 111小时45分 68小时10分	14.0 12.7 13.3 10.3
美AMS 6304	美制低压 涡轮轴 (梅氏冲 击试样取 自法兰盘 弦向)		116 117	97 101	16.8 16.0	48.5 48.5	0.8 0.8 0.8	37~38						

注: 1kgf/mm² = 9.80665MPa
 * PWA公司规定的空淬及双重回火工艺为 954 ± 14°C × (1~1.5) 小时空冷加 ≥ 594°C × 6 小时空冷加 594 ± 8°C × 4 小时空冷。等温淬火及双重回火工艺为 954 ± 14°C × (1~1.5) 小时然后在 343 ± 8°C 的盐浴中等温至少 15 分钟。双重回火工艺同上。
 ** 实际生产工艺为 955 ± 10°C × 1 小时空冷加 620 ± 10°C 回火 6 小时空冷, 再重复加热到 600°C × 4 小时空冷。
 *** 测高温持久强度时, 该试样保温 6.5°C₂ 小时。

决疲劳裂纹, 1972年改进材料冶炼质量同时所采用的改进工艺), 它们的室温 a_k 比油淬低得多(呈河流状脆性断口), 但却因具有良好的蠕变强度及525℃的高温持久强度, 符合这些零件的实际工况而优于前者。

根据PWA公司对该发动机盘、轴规定的循环寿命, 我们知道, 该发动机会经受很多次冷态或热态起动、运转加速(高压涡轮轴的旋转加速性能规定从0到95%×9800转/分的时间为6~8秒)以及扭振等工作条件, 但是不存在在室温附近大能量一次弯曲冲击断裂的工作情况。如果说, 发动机由于某种原因突然加速、减速而承受扭转冲击的话, 那么, 这种冲击能量也是不大的(大型客机的发动机不存在突然刹车工况)。而且, 此时盘、轴所处的温度实际上已比材料贝氏体组织的脆性转变温度高24~51.5℃(尽管偶尔的突然加速可能会比最低工作温度的低压轴正常运转温度215℃还低), 该时, 材料所能承受的冲击抗力已比在室温时所能承受的高, 况且, 材料承受扭转冲击的应力状态要比承受弯曲冲击时的软, 因此, 若考虑由于扭转冲击而发生一次冲击断裂的可能性也是不存在的。于是, 我们可以认为对于这些主要在材料脆性转变温度以上工作和承受冲击载荷不大的旋转件, 过高考虑一次室温弯曲冲击韧性 a_k 和室温塑性 δ (按传统热处理工艺, 室温塑性 δ 随 a_k 的上升而上升。)不仅没有现实意义, 相反却会降低材料的强度性能(室温强度或高温强度), 并因而影响设计选材时以强度为基准的设计观点对安全系数和许用应力的正确确定。

关于以材料强度为基础的设计观点对安全系数的取用过去和现在的情况如下:

如四十年代的机械设计, 不论构件承受静载荷还是变载荷, 都按静强度计算, 以抗拉强度或屈服强度为基准确定安全系数和许用应力, 因此, 安全系数曾取到高达10或10以上; 五十年代, 由于对变应力条件下的零部件改用疲劳强度为基准确定安全系数和许用应力,

安全系数下降为1.5以上; 到了六十年代, 随着光弹性法、电阻应变法测量技术以及有限元法的应用, 对构件中峰值应力的了解和计算精度的提高, 使以疲劳强度为基准的安全系数降为1.3或以下。近年来, 由于断裂力学和材料断裂韧性指标的应用, 国外在随着构件工作应力的提高, 安全系数在不断下降。如制造火箭壳体用钢, 采用屈服强度为1700MPa(173.4 kg/mm²)级的18%Ni马氏体时效钢, 安全系数已采用1.05~1.15的低值。当然, 对于不同的工业部门来说, 由于对构件设计寿命要求的不同, 对材料强度级别要求的不同, 所以设计计算的精确度、安全系数和许用应力也是不同的。

三、采用低 a_k 高强度的 其它应用实例

目前在许多工厂的实际生产中, 由于传统的安全观念, 不切实际地过高要求 a_k 值的情况还是普遍存在的。探其原因是: ①设计人员对材料性能除按现行的国家标准、部颁标准外, 没有更新的标准可以选用; ②对不同工况的构件, 究竟可用多大的 a_k 值, 如何考虑强度与 a_k 的关系不甚清楚。下面, 我们可再看一下提高强度, 降低 a_k 、 δ 的另一实例——美国应用航空结构钢AISI4340材料制造飞机起落架的情况, 飞机起落架的可能工作温度为-50~100℃, 三十年代初美国使用该钢的强度为105kg/mm²左右, 第二次世界大战及战后数年提高为126~142kg/mm², 目前已提高到180~200kg/mm², 不同强度级别对应的 δ 值如表2所示, 对该材料美宇航材料手册同样不提冲击韧性要求, 表中SG7是我国仿美AISI4340所冶炼的材料, 用于制造915航空发动机零件, 并准备用于飞机起落架, 材料的冶炼为真空感应加真空自耗电极重熔。由此可知, 飞机着陆虽会使起落架承受一定的冲击力, 但使用过高的冲击韧性值是没有必要的。

表 2 AISI4340、SG7 钢强度、冲击韧性、塑性之间的关系

钢 种	热处理工艺	室温机械性能				
		σ_b kg/mm ²	σ_s kg/mm ²	$\delta\%$	$\psi\%$	a_k kg ^{-m} /cm ²
AISI 4340 锻 件	900°C正火 844~857°C 油淬 + (510~594°C) × 4 小时	≥105.5	≥92.8	18.5	—	—
	同上 + (455~510°C) × 4 小时	≥126.5	≥114.6	15.0	—	—
	同上 + (399~455°C) × 4 小时	≥140.6	≥123.7	13.5	—	—
	同上 + (205~260°C) > 6 小时	≥182.8	≥152.6	—	—	—
SG 7 φ10 试样	900°C × 1 小时正火 880°C × 20 分油淬 + 250°C × 4 小时	187.5	162	10.3	46	6
	同上 + 420°C × 4 小时	145.9	129	11	43.6	5.6
	同上 + 480°C × 4 小时	133.7	117.4	12.5	46.1	7.85
	同上 + 520°C × 4 小时	120	107	14.4	52.3	10.8

四、几点看法

1. 调质热处理工艺已不是中碳低合金结构钢的最佳强韧化工艺, 这些材料用于构件设计工况的更佳强韧化工艺正在不断涌现。如在常温条件下工作的构件可采用淬火加低温或中温回火工艺(不包括腐蚀疲劳和应力腐蚀工况), 形变热处理工艺, 获得全部板条状马氏体组织的高、低温两次淬火工艺。对于工作温度为200~500°C者, 可采用获得下贝氏体组织的等温淬火工艺。以上提议供广大工程设计人员设计选用。

※

※

※

※

※

航空工业部和中国科学院联合研制的 材料数据管理系统通过部级鉴定

我国第一个材料数据管理系统, 已由航空工业部材料数据中心和中国科学院自动化所联合研制成功, 并于今年四月初正式通过部级鉴定。该系统以CDBASE—Ⅱ为工具, 在IBM—PC/XT微机上实现, 现已在航空部材料数据中心数据库正式投入使用。

该系统可以存贮材料各项性能数据与曲线, 也可以查询材料原始检验数据以及将这些原始数据进行统计处理。它包括: 数据入库、出库、数据的查询检索, 数据统计分析及数据库的维护, 备份、转贮等功能模块。其中, 数据入库、数据出库模块, 能够添加或修改库文件, 并且能够按照用户对材料条件的选择, 对

2. 工程设计人员进行构件设计和结构材料选择时, 必须了解被选材料的强度、冲击韧性和塑性之间的关系, 对于不受冲击或承受较小冲击以及高速旋转零件应选择以强度为主的热处理工艺, 可不检查室温冲击韧性。

3. 根据构件的实际工况要求, 如何选择材料强度与韧性、塑性之间的最佳配合, 这不仅适用于中碳低合金结构钢, 也适用于对低碳钢、高碳钢和应用各种冷热工艺所制构件的设计用材作借鉴。

(参考资料略)

材料各项性能数据进行复制。数据的查询检索, 为用户提供纵向的材料概况、化学成分、室温及高温机械性能、疲劳断裂和工艺性能等数据, 并且还可横向自动查询材料的全项性能。由于建立了索引文件, 故能迅速准确地将用户所需数据与曲线显示在屏幕上或打印出报表, 绘制成曲线。通过对原始数据进行统计分析, 能提供材料性能的平均值、上下限及变异系数等, 此外, 该系统还可通过磁盘实现数据的集中、交换与共享。

由萨师煊教授、高镇同教授等组成的专家鉴定组, 对软件的各项功能进行了测定, 1986年4月鉴定会结论为: 该系统操作简便、直观, 软件功能齐全, 性能良好, 整个系统目前居国内材料行业领先地位。

(航空部材料数据中心—冬梅)