

关于飞机重要受力构件采用 精铸件可能性的探讨

六二一所铸钢专业组

目前我国大型锻压设备少, 锻钢件肥头大耳, 金属材料利用率低, 机械加工工序多、工时长, 是飞机生产中的一个薄弱环节。采用精密铸造方法, 生产飞机某些重要受力构件, 是精化毛坯的一个重要途径, 具有十分显著的经济效果。

飞机的某些受力构件能否精铸? 这些精铸件的疲劳寿命能否接近、达到或超过锻件的水平? 这对我们提出了一个崭新的课题, 它促使我们进行了一系列试验研究工作。

一、国内外的发展概况

长期以来, 不少国家都在积极研究飞机受力构件的精铸技术。早在1939~1945年, 德国歼击机的尾轮叉和主起落架短轴就试验过铸件。1959年苏联报导了用铸造起落架支柱外筒代替锻件的情况。1965年西德《飞机附件》杂志也有关于起落架铸钢件的介绍。据报导, 美国康维尔—700飞机主起落架上有一铸钢件重

表1 国外飞机上使用的精铸件数量

国家	飞机型号	精铸件数量
美国	DC-8	25项
	DC-9	135项
	F-8U (M=1)	10项
	F-111 (M=2)	300项
苏联	米格—19	50余项
	米格—21	170项

11公斤。目前飞机实际应用的最大铸钢件是F-111机的导弹挂架, 毛坯重34公斤。近年来, 美国和苏联等国家生产的飞机所使用的精铸件日益增多, 见表1。

据美国一家飞机公司对一种喷气式运输机所用各类毛坯的分析, 用铸造毛坯代替锻造毛坯, 材料利用率可从30%提高到70%以上, 并能大大减少机加工工时和工序。

国内各航空厂随着生产的不断发展, 精铸件的使用范围不断扩大。现在我国生产的每种飞机上都有精密铸钢件100~200项, 最多的达302项。某厂生产精铸件的情况见表2。

表 2

年 代	1965以前	1965	1966	1969	1970
生产精铸件数量	51项	89项	138项	186项	235项

二、我们的试验研究工作

我们在1958年研制成功了ZG-8铸钢, 并选择飞机前起落架的四个零件作为突破口, 开展了精铸飞机受力构件的试验工作。又经过十余年的努力, 在高强度铸钢、大件精铸工艺以及精铸飞机受力构件等方面都取得了一定成果。

1. 铸钢材料的研究

目前我国生产的各个机种的受力构件, 主要是采用30CrMnSiA、30CrMnSiNi2A和40CrNiMoA三种锻钢。我们先后研制成功了主要性能指标相当于这三种锻钢的三种铸钢;

* 本文经荣科、丛锦生、龙鸿建、胡廷有等同志审阅并提出修改意见, 特致谢意。

ZG-8(ZG22CrMnMo)、ZG-18及ZG-28铸钢,其中ZG22CrMnMo已列入航标,初步形成了我国自己的高强度铸钢系列。这三种铸钢和锻钢的全面性能数据列于表3。

从表3的数据可看出,铸钢和锻钢的性能各有所长:

1)铸钢的 δ 和 ψ 比锻钢纵向的稍低,但比锻钢横向的高些。

2)铸钢的周期强度,在高应力情况下($K=0.7$)比锻钢稍好,在低应力下($K=0.5,0.4$)比锻钢差。铸钢的疲劳极限比锻钢差。

3)铸钢的 K_{Ic} 和 da/dN 比锻钢好。

4)ZG-8铸钢的低温冲击和缺口敏感性比30CrMnSiA好,其他两种钢不明显。

5)这三种铸钢的焊接裂纹倾向性比锻钢小。

表3 三种铸钢与三种锻钢全面性能比较数据

项 目		ZG-8与30CrMnSiA		ZG-18与40CrNiMoA		ZG-28与30CrMnSiNi2A	
		ZG-8	30CrMnSiA	ZG-18	40CrNiMoA	ZG-28	30CrMnSiNi2A
			纵向 横向		纵向		纵向 ⁽⁴⁾
强度极限 σ_b 公斤/毫米 ²		125.3	127.5 117.8	163.1	138.6	171.8	165.6
延 伸 率 δ_5 %		12.9	13.6 8.5	10.6	11.1	11.7	13.0
断面收缩率 ψ %		49.8	51.8 29.9	36.1	47.1	36.1	50.0
冲击韧性 a_K 公斤米/厘米 ²		7.34	5.51 3.27	6.4	5.32	7.0	10.5
弹性模数E 公斤/毫米 ²		20500	20000 —	19625	—	20000	19500
缺口敏感性 (强度降低百分率)	4°	10.8%	19.1% 18.2%	19.8%	—	21.3%	22.4%
	8°	39.3%	54.9% 50.6%	59.8%	—	58.7%	52.0%
脆性强度 公斤		14438	11136 13079	14941	—	14534	—
低温性能 (-60°C)	σ_b 公斤/厘米 ²	134.1	135.6 129.7	169.4	145.1	179.2	—
	δ_5 %	13.3	15.0 9.7	12.2	12.4	11.2	—
	ψ %	46.2	51.6 32.5	46.5	50.1	35.6	—
	a 公斤米/厘米 ²	4.94	2.74 1.71	5.41	4.43	5.3	—
周期强度 (总循环次数)	k=0.7	3858	3330 —	3357 ⁽³⁾	2927	1166	925
	k=0.6	5227	4791 —	7361	7013	1940	1553
	k=0.5	8988	11787 —	14139	16800	6336	—
	k=0.4	28377	49630 —	—	—	—	—
光滑疲劳极限 σ_{-1} 公斤/毫米 ²		50	56 —	51	56	55	70
断裂韧性 K_{Ic} 公斤/毫米 ^{3/2}	446	476 ⁽¹⁾	—	372.7	248.2	336	252.5
	316.5	214.5 ⁽²⁾	—	—	—	—	—
裂纹扩展速率 $\frac{da}{dN} \times 10^{-5}$ $\Delta K=100$		—	— —	9.5	10.5	17.5	22.5
焊接裂纹倾向性 ⁽⁵⁾		1级(未出现裂纹)	2级(出现3条裂破)	1级(未出现裂纹)	—	1级(未出现裂纹)	2级(出现1条裂纹)

备注:(1)高温回火时的 K_{Ic} : ZG-8为520°C回火, 30CrMnSiA为490°C回火;(2)低温回火时的 K_{Ic} : ZG-8, 230°C回火, 30CrMnSiA, 260°C回火;(3)将ZG-18铸钢处理成与40CrNiMoA锻钢等强度情况下的周期强度;(4)30CrMnSiNi2A锻钢的热处理规范是:900°C加热,230°C等温,230°C回火;(5)指第Ⅲ阶段试验试样裂纹情况。

2. 大件精铸工艺方面

现有的熔模精铸工艺, 由于蜡模的强度低、软化点低、易变形等缺点, 不适于生产大件。为了解决大型零件的精密铸造, 我们先后试验研究了多种工艺方法。

1) 用陶瓷型工艺, 最初浇注了长0.9米的飞机尾翼主梁, 如图1。以后与三〇三所和三二〇厂合作, 成功地浇注出长2.3米、重84公斤的飞机前梁中部, 如图2。

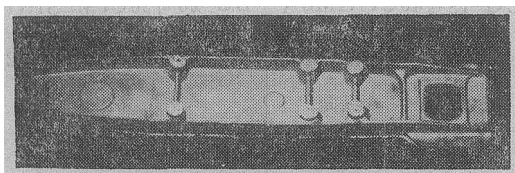


图1 用陶瓷型浇注的尾梁主梁毛坯(长0.9米)

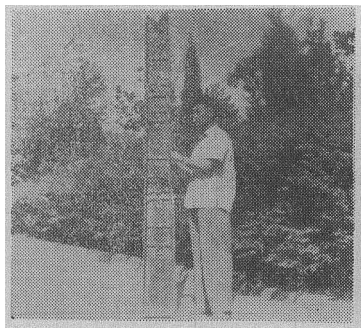


图2 用陶瓷型浇注的前翼中部毛坯(长2.3米)

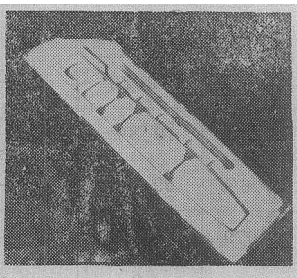


图3 用喷涂流态砂工艺制作的尾翼主梁铸型

2) 用喷涂流态砂工艺做的飞机尾翼主梁铸型如图3所示, 浇出铸件的表面光洁度达到

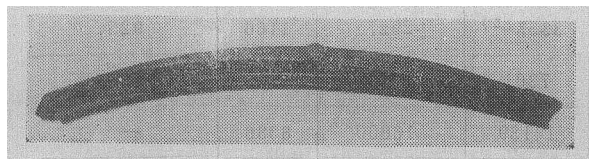


图4 襟翼滑轨精铸件毛坯(长1.3米)

了陶瓷型铸件的水平。

3) 用可发性聚苯乙烯泡沫塑料模代替蜡模的熔模精铸工艺, 与一七二厂合作, 成功地浇注出长1.3米、有双曲面的飞机襟翼滑轨, 如图4所示。

3. 铸件的静力、疲劳试验

1) 用ZG-8铸钢代替30CrMnSiA锻钢, 制

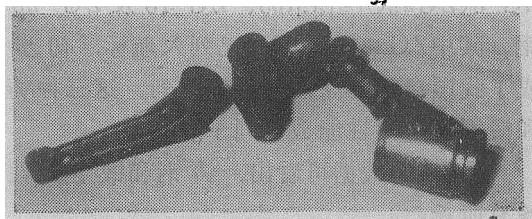


图5 前起落架轮叉和旋转臂等四个精铸件毛坯

成飞机前起落架的四个受力件(图5), 先后进行了两次静力试验和三次落震试验。两次静力试验分别加载到设计载荷的155%和133%。

落震试验, 第一次投放到8116次衬筒断裂, 其余三件无异常现象。第二次投放到12000次, 仅衬筒上出现一条裂纹。第三次投放12000次, 未产生故障。均超过落震6000次合格的要求。

一一二厂1970年生产了18付装有ZG-8铸钢件的前起落架交部队使用, 两年后将2付已分别飞行317和559个起落的精铸前起落架调回厂内, 进行剩余寿命试验, 它们又分别经受了12000和14553次落震试验。1975年又去部队调查, 这些装有ZG-8铸钢件的前起落架, 已飞行487~732个起落。这说明, 精铸前起落架可以达到起落架保险寿命期500个飞行起落的要求。

2) ZG-18铸钢

①代替30CrMnSiNi2A锻钢, 制成飞机前梁中部(图2), 经过一次静力试验和两次铸、锻件疲劳对比试验。静力试验达到设计载荷的110%。精铸梁和模锻梁的疲劳试验结果列于表4。

②代替40CrNiMoA锻钢, 制成飞机襟翼滑轨(图4), 经过三次静力试验, 分别加载到设计载荷的118%、109%和125%, 因滑轨失稳或连接的中耳螺栓被剪断而结束试验。

精铸滑轨的疲劳试验已做完2根, 分别达到36900次和38752次, 接近和达到了锻件的疲劳寿命(5件平均39063次)。

3) 用ZG-28铸钢代替30CrMnSiNi2A锻

表4 精铸、模锻前梁中部疲劳对比试验结果

试验时间	种类	试 验 结 果	相应的飞行小时	备注
1971年 6~7月	5045 精铸梁	加载到第十四周期, 调第三级 载荷时破坏, 总次数75067次	相当1300多 个飞行小时	同时加载 进行试验
	423 模锻梁	加载到第十周期, 调第四级 载荷时破坏, 总次数52910次	相当900多 个飞行小时	
1972年 4~5月	5040 精铸梁	加载到第十一周期, 调第三级 载荷时破坏, 总次数58290次	相当1000多 个飞行小时	同时加载 进行试验
	495 模锻梁	加载到第十三周期, 调第三级 载荷时破坏, 总次数69549次	相当1200多 个飞行小时	

注: 1. 每个周期有四级
载荷, 共试验
5570次, 相当
100个飞行小时。
2. 第四级载荷4020
公斤, 为设计载
荷的67%。

钢, 制成飞机主起落架侧板, 作过一次静力和落震试验。静力试验超过设计载荷的110%尚未破坏。落震试验达到7314次, 因焊缝有一处漏焊, 使零件过早断裂, 超过了落震6000次合格的要求。

4. 采用精铸件的优越性

采用精铸件代替锻件后, 经济效果显著, 不仅节省了大量金属, 也减少了机加工工序和工时, 降低了成本, 详见表5和6。

三、结果分析和讨论

1. 铸钢的 K_{Ic} 和 da/dN 比锻钢好

为了弄清铸钢和锻钢 K_{Ic} 和 da/dN 的区别, 我们采用三点弯曲试样进行 K_{Ic} 试验, 对ZG-18铸钢比较了十余种热处理制度, 共试验了9个炉次近百个试样。 da/dN 采用满足其平面应变条件、厚度为20毫米的标准紧凑拉伸试样, 进行了7种热处理工艺试验。主要结果列于表7。

金相组织观察表明, 在200~250℃等温获得典型的马氏体组织(图6), 扫描电镜观察断口形貌是韧窝为主(图7), 具有最好的综合性能, 其 K_{Ic} 比40CrNiMoA锻钢高48%, da/dN 慢10~20%。

以后全部记录了ZG-18铸钢在 K_{Ic} 试验过程中的P—V曲线(图8)。图9和10是30CrMnSiNi2A和40CrNiMoA锻钢的P—V曲线。从这三个图中明显看出, 铸钢的P—V曲线与锻钢的很不相同。扫描电镜观察表明, 当部分晶粒以解理方式脆断而导致裂纹局部扩展时, P—V曲线就下降。但由于周围晶粒的韧性较好, 能继续承载, 以足够的韧性迫使裂纹停止或缓慢扩展, 因而P—V曲线又上升或出现平台。这

表5 飞机前起落架四个精铸件与锻件机加工对比

毛坯种类	毛坯总重 公斤	成品总重 公斤	金属有 效利用 率	机械加 工工序 总计	批生产 单件工 时总计	批生产 辅助工 时总计	单件总 工时缩 短	辅助工 时缩短
锻件	40.05	11.33	28.3%	75道	674分	3845分	—	—
铸件	12.21	10.48	85.8%	24道	155分	1360分	77%	64.6%

表6 飞机前梁中部锻、铸毛坯机加工对比

毛坯种类	毛坯重 公斤	零件重 公斤	材料 利用率	单 件 实际工时	机 械 加工工序	工艺流程
锻件	270	33	12.2%	218小时	38道	大冶或抚顺钢厂铸锭→上海重机厂开坯、锻压→航空厂加工使用
铸件	84	33.6	40%	~25小时	12道	工厂浇注、加工、使用

表 7 不同热处理工艺对ZG-18铸钢性能的影响

编号	热 处 理 工 艺	da/dN $\times 10^{-5}$		Nf $\times 10^6$ 次	K _{1c} 公斤/毫米 ^{3/2}	σ_b 公斤/毫米 ²	$\sigma_{0.2}$ 公斤/毫米 ²
		$\Delta K=50$	$\Delta K=100$				
1	200°C等温	1.3	9.05	3.9	392.5	167.7	130.3
2	250°C等温	1.7	14.9	3.0	355.5	162.7	126.7
3	300°C等温	2.84	21.0	1.9	256.0	158.7	127.7
4	350°C等温	2.26	21.0	2.5	224.0	151.5	123.0
5	油淬, 200°C回火	1.86	13.0	3.0	349.5	171.3	131.8
6	油淬, 300°C回火	2.46	12.0	2.5	367.0	167.8	137.8
7	油淬, 400°C回火	2.42	12.0	2.5	285.8	156.3	133.7



图 6 200~250°C等温淬火的典型组织

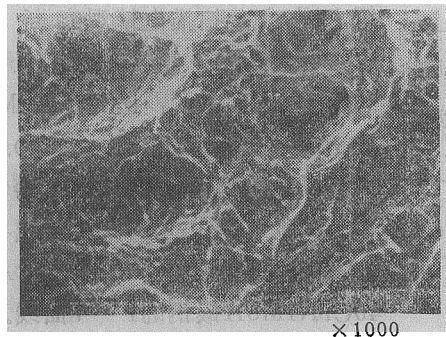


图 7 200°C等温220°C回火的K_{1c}试样断口

种脆与韧的交替变化, 反应在铸钢的 P—V 曲线上多次出现突进平台。

2. 关于裂纹的形成和发展的两阶段论

任何一个结构件, 使用过程中发生破坏都应该包括两个阶段: 第一是裂纹的形成阶段。在一般情况下, 铸钢件的冶金缺陷较多。试验表明, 在外力作用下, 裂纹往往出现在零件表

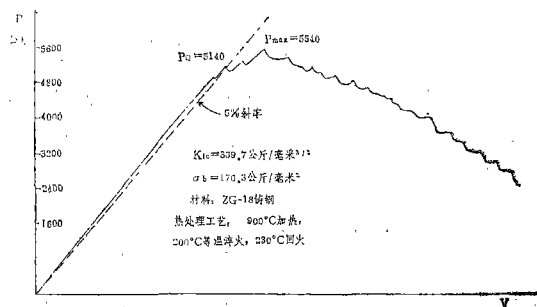


图 8 ZG-18铸钢的P—V曲线

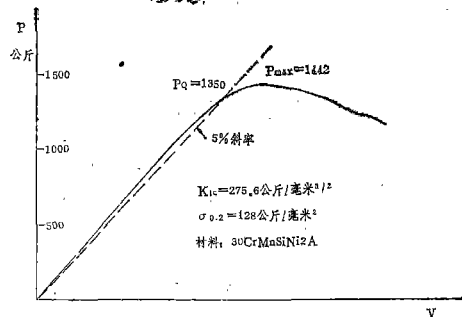


图 9 30CrMnSiNi2A 锻钢的 P—V 曲线 (北京航空学院测得)

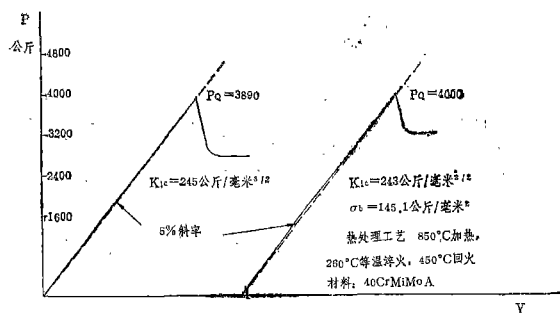


图 10 40CrNiMoA 锻钢的 P—V 曲线 (六二一所与北京钢铁学院共同测得)

面或内部的缺陷处。这样,在使用条件相同的情况下,铸钢件比锻钢件更容易形成裂纹。第二是裂纹的发展直到破坏的阶段。铸钢和锻钢相比, K_{Ic} 和 da/dN 较好,这表明铸钢件在有裂纹后,抵抗裂纹扩展的能力较强,裂纹的发展比锻钢慢。当然,当铸钢件的缺陷严重到一定程度时,也会使其 K_{Ic} 和 da/dN 变差。

从以上分析中可以引出以下三个结果:

①铸钢件中冶金缺陷严重时,在外力作用下,裂纹比较快地形成和发展,结果使铸钢件的疲劳寿命比锻钢件明显降低。

②铸钢件的冶金缺陷被控制在一定范围时,在外力作用下,其裂纹的形成比锻件稍快,裂纹的发展比锻件稍慢,这样,铸钢件的疲劳寿命就可能接近或达到锻件的水平。本文列举的几种铸钢件的落震或疲劳试验结果,都表明其疲劳寿命已基本达到了锻件的水平。

③如果采用先进工艺方法,使铸钢件的冶金缺陷基本上达到现有锻钢件的水平,在外力作用下,铸钢件和锻钢件中裂纹形成的时间可能差不多,而铸钢的裂纹发展较慢,这样,铸钢件的疲劳寿命就有可能超过锻钢件的水平。这正是我们努力的方向。

3. 铸钢和锻钢疲劳极限的比较

试验中发现,试样的长短、固定方式、磨削方向和精度、加工工序等各种因素,对铸钢的疲劳极限都有较大的影响。合理的改变上述各种因素,能使铸钢获得较高的疲劳极限,如表8。但是大量试验结果表明,尽管采取各种改进措施,铸钢的疲劳极限仍比锻钢低。

表8 各种因素对铸钢疲劳极限的影响

试 验 情 况	ZG-8	ZG-18	ZG-28
各种因素改变前的疲劳极限 σ_{-1}	44	36	35
各种因素改变后的疲劳极限 σ_{-1}	50	51	55

铸钢的疲劳极限为什么比锻钢低? 一个重

要的原因是现有的铸造试样很难避免疏松等缺陷,机加工后,致密的铸造表皮被加工掉,缺陷难免暴露在试样表面,在高速旋转和弯曲应力作用下,疲劳试样的表面产生了较大的拉、压交变应力,而在表面缺陷处较快形成裂纹。

4. 加强试验研究工作,采用先进工艺方法,提高铸钢件质量

美国麻省理工学院自1957年开始对铸钢件的定向凝固问题进行研究,并已用于生产。采用定向凝固(或顺序凝固)后,有可能制成没有宏观偏析,而且显微偏析及显微疏松非常细小的铸件,其机械性能远远超过一般方法凝固的同类铸件。

近年来,美国Hitchiner制造公司研制了一种熔模铸造的真空吸铸工艺,在欧洲和日本已引起广泛的重视,在第四届世界熔模铸造年会上,被认为是“采用陶瓷型壳以来熔模铸造生产中最重大的发展”。

四、结 论

1. 从国内外情况看,飞机上使用的铸钢件日益增多。

2. 我们已研制成功三种高强度铸钢及几种大件精铸工艺方法。用这三种铸钢制成的飞机受力构件的落震或疲劳试验,已基本达到锻件的疲劳寿命。

3. 铸钢比锻钢有较好的 K_{Ic} 和 da/dN ,这表明在相同的外力作用下,铸钢比锻钢有较高的抵抗裂纹扩展的能力

4. 采用精铸件代替锻件后,经济效益十分显著,不仅节省了大量金属,也减少了机械加工工序和工时,降低了成本。

综上所述,我们认为飞机上某些适合于铸造的重要受力构件,完全可以采用精密铸钢件。

(竺培材执笔)