

目 录

第 I 部分 零件设计原理	1
1 发动机锻件设计原理	1
2 飞机机体设计原理	7
第 II 部分 现代锻造工艺	17
1 普通模锻的发展现状	19
2 高温合金转子零件的锻造技术	25
3 应用上界元技术模拟锻造加工	59
第 III 部分 高温合金和钛合金的组织与性能的关系	67
1 高温合金与钛合金的物理冶金学	69
2 锻件中微观组织对疲劳裂纹生长行为的影响	108
3 介稳 β 钛合金的合金设计与性能的相互关系	151
4 Waspaloy 镍基合金的热扭曲试验	176
5 锻造钛合金中的疲劳裂纹扩展	182
6 β 加工钛合金中的裂纹生长特点与合金组织的关系	205
7 经过相同加工的 $\alpha + \beta$ 和近 α 型钛合金的组织与性能的比较	214
8 对 IMI685 (Ti-6Al-5Zr-0.5Mo-0.25Si) 钛合金相变组织的 直接观察	231
第 IV 部分 锻造和组织控制	245
1 钛合金和镍基合金锻件的显微组织控制	247
2 锻件表层不同的表面加工对 Ti-6Al-4V 疲劳特性的影响	266
3 用于宇航工业中的钛合金等温锻造	273
4 Ti-6Al-4V 合金复杂形状零件的等温锻造	286
5 Ti-10V-2Fe-3Al 锻造钛合金的研制	300
6 显微组织对 Inco901 合金低周疲劳强度的影响	319
7 用精密模锻程序的设计和控制来满足高价材料精密零件的 组织和性能要求	326
第 V 部分 成形方法的发展	359

1	用热等静压方法生产镍基高温合金粉末零件.....	361
2	钛合金超塑性行为的微观组织控制.....	380
3	用镍基合金粉末生产盘件的先进加工工艺.....	410
4	高温合金盘件的粉末冶金工艺.....	426
5	高温合金粉末冶金改进研究.....	442

第 I 部 分

零件设计原理(摘译)

1 发动机锻件设计原理(摘译)

J. D. 阿列克山大 (Alexander)●

喷气发动机的工作条件很苛刻,而且其零件是用各种材料制成。由于制造成本和重量方面的考虑,要求许多零件在高温下能承受较大的应力。对于这些零件的设计和质量控制很严格,必须深透了解材料对使用条件的适应性。

在任何一项新设计中,必须根据已积累的生产经验或试验结果制订出选材方面的设想要求。这些设想要求包括:材料的性能、材料的质量和材料的组织均匀性等。显然,这些设想要求同整个制造过程有关。因此,在制造的最初阶段必须权衡各种因素,根据最佳平衡方案选择合适的工艺过程。随后的任务就是保证所选定的工艺方案能够满足所提出的全部设想要求。

新材料

在新材料的研制过程中,应研究加工方法对材料基本性能的影响。众所周知,材料在锻造过程中(特别在最后锻造阶段)可以完全改变其性能。因此在研制的初期阶段,通常要规定材料性能和加工参数范围,以便在给定的使用条件下实现最佳组合。

材料性能包括下列各项,

- 1) 瞬时力学性能——拉伸强度、冲击断裂韧性;
- 2) 持久静态性能——蠕变强度、持久强度、稳定性;
- 3) 持久动态性能——高周和低周疲劳强度、裂纹扩展速率。

影响材料质量的主要因素是这些性能同材料宏观、微观和亚微观组织的相互关系。确定这些关系的方法是检验小尺寸的锻造

● 英国Rolls-Royce公司材料工程师。

样件和全尺寸锻件。

大应力零件

发动机制造厂最关心的是零件的工作可靠性，特别是重要的大应力旋转零件（如盘、轴和叶片）的使用可靠性。因此对这些零件必须规定基本的质量标准，以确保安全寿命。对于其它的锻件，可按其工作条件，在该标准基础上适当放宽尺度，但基本原则必须一致。

对不同的零件应有不同的要求。例如：大多数盘件的高温部位在外轮缘，它是蠕变破坏的主要区域。为了保证盘件的质量，应根据实际工作状态绘制其平面应力和峰值应力、温度、应力梯度和温度梯度分布图，锻件按此分布图予以鉴定。当然，对于盘件的每一部分还应规定容许的材料组织范围和相对应的容许性能范围。所以，该零件的全部鉴定工作应按表1所示的顺序和项目进行，并完成表2中规定的性能试验。另外，根据加工零件对工艺方法的敏感性，生产中还可实行试验监控。对于关键零件，应把试验每个锻件材料作为工作准则。在鉴定第一个锻件时，还应确定试验部位的性能同整个零件的相互关系。对于质量受工艺方法影响较敏感的零件，应坚持周期性的全面鉴定，以确保始终达到零件质量的一致性。

质量标准

所有的材料都存在某种缺陷。由于所鉴定的第一个锻件不是最差的零件，所以必须采取有效的检测手段，以预测零件的缺陷性质和按设想条件评定其安全性。所谓力学性能应是某一种材料经加工后的性能最小值，它将作为零件设计的依据和安全使用性能。零件质量标准应经过理论计算和试验室台架试验两方面验证，并确保零件在存有最大容许缺陷时安全可靠。

为了保证获得优质零件，除须建立严格的质量标准外，还要求深入了解整个工艺过程，以便对零件内在的缺陷作出正确的判断，并制订合适的检验方法。同时还要求对生产实行全面质量控制，以保证零件中的缺陷为最少和严格剔除缺陷超差的零件。制

造过程中要求检验的项目见表1。

工艺更改

发动机制造厂除进行材料检验和锻件割开检查以证实是否符合设计要求外，还须在试验台或发动机上完成其它试验项目，以保证达到全部性能要求。这种全面试验所需费用相当昂贵，因此要求工艺过程保持稳定。对更改工艺过程应建立严格的报告制度，以便根据设计要求慎重处理。检验技术的发展趋势是实施加工过程监控。采用这种方法可以暴露不慎重的工艺更改或正常工艺过程中出现的问题。

实践证明，在熔化过程、保温方法和清理方法等方面即使有很小的变化，都可能改变材料的缺陷等级，所以对其更改也应严格鉴定。

有些更改看起来对锻造厂可能是一种改进，但从整个制造过程和相互关系考虑，对发动机可能产生有害的结果，所以对这种更改不能轻易支持。

这不是说绝对不能更改工艺过程，如果成熟地考虑了各种因素，还是可以更改的。不过，须要求供应厂和用户之间保持密切联系，以便了解彼此的问题。

表1 制造过程中要求检验的项目和顺序

原材料	力学性能试验
所用废料	杂质检验
熔炼方法	可锻性试验
浇注方法	全部锻造工序
切头	热处理
重熔	力学性能试验
切削加工	切削加工
铸锭检验	腐蚀 + 无损探伤
切头	切削加工 + 处理
从铸锭变为锻坯的全部加工	表面处理
锻坯无损探伤	终检

表 2 标准试验

光滑件和缺口件试验	蠕变试验	高周疲劳试验
冲击试验	蠕变断裂试验	低周疲劳试验
断裂韧性试验	持久稳定性试验	蠕变疲劳试验
		裂纹扩展速率试验

2 飞机机体设计原理(摘译)

I. L. G. 贝利 (Baillie) 和 W. P. C. 索皮尔 (Soper)●

1. 引言

从最早的人力飞行以来,随着飞机机体设计的提高,要求不断地改进工艺质量标准。飞机设计方案的成功程度,取决于寿命期内飞机在比刚度和比强度方面提高后取得的高结构效率所带来的经济效益。每1公斤多余结构重量,每次飞行需要增加0.5~1公斤油耗。对于民用飞机,每公斤多余重量使每年收入损失500英镑以上。

在飞机发展初期,为了补偿发动机功率不足,必须减轻飞机机体重量。随着发动机技术的改进,有效推力迅速增大,可使飞机性能获得较大提高,因之也要求飞机具有更高的机体结构效率。为了赢得国家声誉,夺取军事制空权和加强出口竞争能力,发动机和飞机机体的生产技术获得迅速发展,从而导致航空和宇航工业的要求被列为材料发展工作的首位。

然而,近些年来由于飞机用户(特别是民航领域)减少了新机需求量,而其它工业(如原子能工业)对材料性能和质量的要求有很大提高,所以航空和宇航工业的要求已退居其次。尽管如此,飞机机体还是要求大量发展新材料和新制造工艺。

2. 飞机的工作循环

为了正确设计飞机机体结构,必须先确定飞机的工作循环。因为工作循环代表每次飞机的典型载荷,飞机的容许设计应力即

● British Aircraft Corp. Commercial Aircraft Division.

以此为依据。在飞机寿命期内，这种应力可能造成飞机产生一定程度的蠕变，但不允许出现疲劳和应力腐蚀缺陷。

飞机的工作循环包括牵引、发动机运转、地面操纵、起飞、起飞抬前轮、爬升、座舱增压、阵风载荷、气动加热、日光加热、机动飞行、下降、偏离航线着陆和滑跑等等。

当然，飞机承受的载荷还因飞机用途不同而异。例如：有地形跟踪系统的攻击机，会遭遇恶劣的超过音速海面湍流袭击，而 $M=2$ 的超音速运输机虽是在低空或高空巡航，但机体表面温度却达到 97°C 。

在飞机机体设计时，除考虑气动力载荷和湍流产生的载荷外，还应考虑局部因素引起的载荷，如放下起落架和减速板或阻力板引起的扰动气流；飞机被鸟或雷电击穿后，内部结构的气动力增压；发动机附近的噪音激振和向后的喷射气流。

对于机体的设计寿命，除要求起落循环次数寿命外，还要求同地面运载车辆一样，具有良好的使用寿命 (demanding life)。因为一架典型的中远程运输机，在服役期可能超过 40000 次飞行。按每次飞行时地面运行约 8 公里计算，它类似于良好的地面运输车辆。另外，在飞机着陆触地时，机轮的速度可能超过 230 公里/小时，飞机垂直下降速度在 1 米/秒以上。

3. 安全结构设计原理

3.1 初步设计和试验验证

结构的极限承载能力（在该载荷作用下结构不应产生大的永久变形）和它的设计极限强度（对于民用飞机，通常是极限载荷的 1.5 倍；军用飞机为极限载荷的 1.33 倍）应通过主结构计算验证其是否达到合格要求。然后进行试验验证（通常是一些单个零件如锻件和主要结构部件）。如果有几种同等重要的设计方案，而且每一种方案可能在零件或构件的不同部位出现应力峰值，这就必须选择一种关键设计方案进行试验（加载 100% 或更多，直至破坏）。而试验其它设计方案时，在完成最终试验前，通常加

载到极限载荷的 85~90%。试验时采用应变仪、光反射涂层等测量方法，以防止试件过早破坏和获取结构的应力分布情况。

3.2 疲劳

在确定了结构的静强度后，还应验证结构经受几次工作循环载荷后的完整性。

近二十五年来，由于对金属疲劳进行了广泛研究和对普通材料的零件，特别是经过自然或人工时效的铝合金零件的拉伸疲劳试验，已积累了大量的疲劳寿命数据。对于某些构件的部位，如无缺口截面、紧固件的传力孔、非传力孔和凸耳等，已提供了 S/N 曲线（达到破坏时的应力循环次数同应力的关系曲线）。试验表明，应力的变化幅度对疲劳寿命影响很大（特别是下限应力为压缩应力时）。

3.3 断裂力学

对于新材料或特殊形状的构件，已采用断裂力学理论概念和进行试验来确定裂纹起始寿命、裂纹扩展速率和裂纹存在时的剩余强度。这种理论将逐步代替传统的纯“疲劳”理论。

结构寿命可按“安全寿命”和“破损安全”两种计算方法之一考虑。这两种方法的区别在于对结构损伤容许限度的不同估计。

目前，多数飞机机体已采用破损安全理论设计。如果零件必须采用安全寿命设计时，其疲劳寿命应由典型的试验确定，并选用适当的寿命系数，规定其更换寿命。确定寿命系数时应考虑材料的性能、应力或电腐蚀、维修损伤等缺陷的影响。定期检验应确保零件内不致引起疲劳裂纹扩展的因素如：腐蚀、磨蚀或使疲劳裂纹扩展的其它因素。

如果按照维修大纲（规定了检验时间和方法）可以保证及时检验出破损，这种结构才能称为破损安全结构。对于这种结构必须确定裂纹起始寿命、裂纹扩展速率、可检验出的裂纹长度和剩余强度。

3.4 破损安全设计考虑

整体壁板结构 破损安全设计主要采用三种方法保证结构破

损后的安全：其一，把载荷重新分布到相邻的具有足够强度的构件上；其二，在相邻坚固零件内止裂；其三，保证裂纹扩展缓慢并可在检验中发现。对于普通材料，断裂力学的目前水平已能可靠地预测挤压和轧制板材的裂纹扩展速率。

同四十年前选择最佳机身结构方案一样，今天探求最优止裂方法也需经过几年时间。对于整体壁板结构，目前主要有下列止裂办法：

- (a) 在中隔舱的座舱蒙皮内表面粘接上钛合金止裂环带；
- (b) 在机体的每个承力部位铆上钛合金止裂环带；
- (c) 增加蒙皮厚度来减小裂纹扩展速率；
- (d) 在连接件和机体承力部位上局部增厚蒙皮；
- (e) 增加连接件数目，以便在裂纹还很短时即在紧固孔处止裂。

上述措施在于达到一个目的：当机身蒙皮产生 300 毫米纵向裂纹时，在相应的检验周期内，可以承受正常的操纵载荷。

锻件接头 对于普通的薄板结构，裂纹控制方法已获成功。但是，对于带槽的接头件，因临界破坏前裂纹路径较短，裂纹控制方法的研究进展很小。对锻件采用止裂的办法通常是无效的，因此应把主要注意力集中在研究检验微裂纹方面的技术。

载荷集中的传力点如铰接头或凸耳（通常是锻造的），容许裂纹长度很短，在裂纹扩展的初期阶段可能被紧固件的头部或垫圈遮盖，应特别注意检验。如果结构件的材料不同，如铝合金结构采用钢紧固件，初期阶段裂纹通常被遮蔽，X射线检验无法发现。有时，超声波检验和涡流探伤可以有效地发现这类裂纹，但是，涡流探伤只适于可卸型紧固件（只有拆下紧固件，涡流探头才能插入检验孔内）。然而，在使用中有些紧固件不允许拆卸，以防产生划伤或其它损伤。采用可卸型紧固件时，孔通常要配装不可卸衬套，而衬套又有碍涡流探头的使用。因此，在设计时应对接方式慎重考虑，以保证获得真正的破损安全寿命。

3.5 适航性要求

飞机机体的设计方法应保证机体结构在整个使用寿命期内破损危险极小。这就对结构破损的统计几率提出了一定要求，并在飞机“适航性要求”条例中作了明确规定。如“英国民航适航性要求条例”规定：每飞行小时的破损几率为 $10^{-6} \sim 10^{-7}$ 者称为“少破损”；破损几率低于 10^{-7} 者称之“极低破损”；当破损几率很小，甚至不产生破损时，称为“极不能破损”。

多年来，一直采用简单的分类系统把破损分为三级：

一级破损：很可能引起结构毁坏、人员伤亡或不容许的失灵。

二级破损：不包括在一级破损之内的高、中等应力零件的破坏。

三级破损：非承力件或低应力零件损坏（从适航性要求角度看，它们属于非关键零件）。

目前正在研究新的“分级”系统，在未来的应用中它将取代现行分类方法。根据新系统的分级规定，设计人员对“一级”之外的零件具有更大的选择自由（如选材、质量控制方案等），而把主要精力集中在关键零件上。

4. 设计原理细则

4.1 应力集中对应力水平的限制

大面积蒙皮通常由轧制的铝合金板材制成。薄板材采用纯铝包轧，以增强抗蚀性能。为了获得高结构效率，应减小孔处的应力水平。通常的办法是在孔周围增加补强带或选用厚板材蒙皮，然后用化学铣或切削加工减薄孔加强部位以外的金属材料。如果安全设计寿命为40000~60000次飞行，对于典型的铝合金，每次飞行孔处的拉伸应力峰值只允许出现一次，其值应限制在强度极限的大约25%的水平上。

4.2 整体加强结构

带加强肋的整体壁板是由厚板材数控加工制成。同分离式加强肋结构相比，整体壁板的装配夹具大为简化，但材料利用率只有12~15%。这种结构的厚度变化多，可适应载荷梯度要求；或

带有凸台，以减少孔应力集中的零件，特别是热应力高、重量要求轻的零件。整体加强肋结构取消了紧固孔，减少了结构内的裂纹源，在有脉动拉伸载荷或声载荷持续作用的部位，对其寿命有很大裨益。

4.3 材料和成形方法的选择

在飞机机体结构设计中，设计人员在材料种类、制造和组装方法上有广泛的选择余地，如：轧制、挤压和锻造坯料；冷拉、冲压、拉形、压制、锻造、铸造、切削、化学铣、焊接、铆接、栓接、粘接或钎接等方法。每种飞机可同时应用其中多种方法，每一种方法都有其独特优点和被选用的原因。但是，不论选择何种方法，均应满足前述大量要求，并在最后选定之前予以全面“审定”。铝合金结构和一些其它材料（金属和非金属）的结构，在应用可能还会延续多年，目前，非金属复合材料如碳纤维复合材料具有很大的吸引力，是未来飞机结构材料的潜在竞争者。

4.4 锻件

由于用实心毛坯切制的零件成本较高，所以现代飞机广泛采用锻件。这是因为锻造模具费用可由生产的大量零件共同分摊，如运输机上的机翼或机身壁板上有几十根桁条，可以选用标准锻件，只需根据结构要求加工出不同的桁条端接头和少量修改实缘宽度和角度即可。数控加工技术创造了新的制造方法，不论构件多复杂，都可直接用棒材、轧坯或板材经切削加工成形。不过，这种加工方法只适于小批量生产。对于批量较大的生产，锻件仍有竞争力。

当然，锻件也存在一些技术障碍，如普通模锻件毛边处横向性能差，有时还产生夹层缺陷，使其过早的疲劳、应力腐蚀破坏和降低其强度。典型的例子有：

(a) 受拉伸载荷的凸耳，因顶部带有锻造毛边，必须进行复杂的型面加工，才能达到所要求的形状，这就有损于模锻的使用优点。

(b) 大型起落架支柱锻件，其上有若干个用于安装抗扭臂

以及收放作动筒、操纵马达等的凸耳。因毛边位于凸耳处，必须加大凸耳尺寸，以降低工作应力水平，这样，增加了结构重量。

(c) 由于装配孔采用过盈配合衬套，凸耳会在毛边处产生破裂。这种因横向性能低而引起的应力腐蚀破坏现象，在传统的铝锌镁合金中特别普遍。

(d) 由于蒙皮载荷横向作用于T型材的顶板，这样会使毛边位于顶板中部的T型材的顶板遭受破坏。

引述上例的目的是要引起飞机生产时重视无毛边锻件或加强有关减少锻件毛边敏感性技术的研究。

对于关键承力锻件，应具有最佳的性能方向性，避免一般的有向性和各相同性。锻件应当是经过充分锻造的各向异性件，如用挤压棒料在锻模中轻微锻造而成的锻件作主要结构件，虽然加工经济性好，但可靠性差。

接近无余量的精密锻件在提高材料利用率和减少切削加工费用方面具有较大的经济效益。但是，在民用飞机生产中，因预先订货的时间间隔长，锻造工具要占用流动资金，故不宜采用精密锻造。然而，军用飞机的典型订货批量为400~800架，在试生产时可采用切削加工件，但转入批生产时，从制造成本考虑，应改用适当的锻件。生产上的需要一般有利于促进先进锻造技术的发展，而商业上的要求通常有利于采用铸件或轧制毛坯（如棒料和板材）。锻件的进一步发展可能改变这种状况，使其在未来得到更多应用。

表面质量对提高零件使用寿命具有重要意义。对于全切削加工件，表面光洁度在0.4微米（高拉伸应力集中区）到3微米（低拉伸应力或压应力区）之间变化。锻件的应力集中区，如内圆弧转接处、凸缘与主体的连接面、凸起部和凸耳根部连接面等，常会产生有害的凸起和皱纹。如果改进锻模设计和进行光整工序，可以消除这些缺陷并获得精密的尺寸公差，减少手工修整量。在制造工厂，手工修整不符合有效的质量控制和降低劳动强度的要求。

铝合金锻件 一般作结构用的铝合金锻件，应力腐蚀乃是主要故障源。虽然，这种合金的发展正在减少这种敏感性和采用更有效的保护处理，但是减少组件的内应力仍是非常重要的问题。产生内应力通常有三种原因：

1) 热处理应力

解决办法有：

(a) 改进热处理方法，如热水和开水淬火；乌康油(聚烯二醇)淬火；

(b) 采用冷压或预应力锻件。

2) 切削、成形或矫形后的热处理应力不平衡。解决办法：

(a) 正确设计终锻形状；

(b) 重新热处理或当切削余量剩下 1.5~3 毫米时进行热处理；

(c) 宁可增加切削加工费用，也要避免成形加工作为单独的主要工序；

(d) 要特别注意应用矫形技术。在互换性要求允许的部位，可采用垫片，以降低对几何形状精度的要求。

3) 装配应力。解决办法：

(a) 把构件同相邻的刚性结构连接，避免产生应变；

(b) 正确选配公差，避免错误配合；

(c) 正确选择紧固件，减少附带的有害应变。如：避免使用锥形螺栓和尺寸过大的蒙乃尔或钛合金铆钉；

(d) 慎重确定衬套的最大过盈量；

(e) 避免在叉头或凹槽部位夹紧；

(f) 若相邻结构的材料与锻件不同，而寿命期内的主要工作温度又同装配温度不一致，应考虑相邻结构的热膨胀系数。

钛和钢锻件 在高载荷集中点，如果受空间的限制不允许使用铝合金(典型合金是 DTD5024)，通常代之以钢(典型钢材为 S 99)。但钢的比强度较低，其强度同铝合金相比为 2.5，而密度比为 2.8。使用钛合金(典型材料为 TA11)可以弥补这种不