

第一届国际钛铸造讨论会议文集

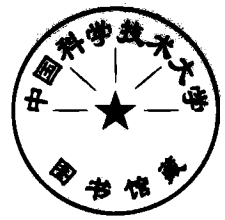


国外航空编辑部

1978. 2

第一届国际钛铸造讨论会议文集

1974年9月于伦敦



前 言

第一届国际钛铸造讨论会议于1974年9月9日至10日于伦敦举行。这次会议的发起者是美国TiTech国际公司。会议内容分四个方面，共有12篇报告。这些报告概况地叙述了近14年来，铸造钛合金的技术发展，成本合理性以及质量控制等问题。

本资料译自这次会议的报告文集，对于讨论部分的内容做了删节。

本资料由谢燮揆同志和六二一所十五室翻译，由六二一所十五室及卢运模同志校对。

目 录

前 言

第一部分 钛的冶金和工程性能

Ti—6Al—4V 铸件的冶金特性	(1)
英国航空公司(军用飞机部)的钛铸造生产经验	(5)
钛铸件的研究	(23)
罗耳斯、罗伊斯公司的航空发动机用钛铸件	(26)

第二部分 钛铸件的设计和用途

法国 Messier 铸造厂的钛铸件	(27)
钛铸件的设计和使用经验	(31)
钛铸件设计新水平	(40)
第一阶段报告讨论	(43)

第三部分 成本合理性

重量和成本的合理性	(46)
钛铸件的工程价值	(47)
钛铸件的成本效果	(54)

第四部分 质量控制

高速蒸气除盐压缩机的铸钛叶轮的质量控制	(58)
钛铸件的历来质量保证	(66)
第二阶段报告讨论	(70)

前 言

第一届国际钛铸造讨论会议于1974年9月9日至10日于伦敦举行。这次会议的发起者是美国TiTech国际公司。会议内容分四个方面，共有12篇报告。这些报告概况地叙述了近14年来，铸造钛合金的技术发展，成本合理性以及质量控制等问题。

本资料译自这次会议的报告文集，对于讨论部分的内容做了删节。

本资料由谢燮揆同志和六二一所十五室翻译，由六二一所十五室及卢运模同志校对。

Ti-6Al-4V铸件的冶金特性

〔美〕 A.L.Donlevy (TiTech国际公司总冶金师)

前 言

为了鉴定铸造钛合金的许多冶金参数，钛铸件的用户和承制厂正在不断地进行工作。从历史的观点来看，铸钛的耐腐蚀性与同样纯度的同一种牌号的变形钛制品是难以区别的。而且，通常为腐蚀性能而选择的合金往往是不实用的，它们也不在高应力下经过广泛的试验，因此人为的性能试验就无关紧要了。

Ti-6Al-4V铸造合金占美国生产的有强度要求的钛合金铸件90%以上。

为了排除不同合金中的许多变量，本文仅涉及Ti-6Al-4V系合金研制的有关数据和参数以及耐蚀性以外的有关性能。

化学分析

计算机对1000个以上炉号铸钛的研究表明〔1〕，在预期性能与化学成分相互关系方面，没有发现出乎意外的同生效应（Synergetic effect）或偏差。说明书上合金元素范围是十分宽的，采用专门的计算公式，就可以得到铸件的化学成分与名义6Al-4V成分的偏差以及对物理性能的影响。

因为要涉及到控制困难问题，在工业上采用合金元素偏差还没有实行。间隙元素的控制，特别是氧在一个极限值内使用。在控制范围内，氧含量将会影响到塑性参数。然而，铸件质量对由试棒测定的机械性能亦有很大的影响，并且有一种说法认为，间隙元素控制的实际影响很难精确地测定。

偏 析

Ti-6Al-4V铸造合金的宏观偏析或微观偏析都没有报导。这种特殊的合金甚至在生产铸锭时亦不呈现出微观偏析的偏向〔2〕，这是不足为怪的。宏观偏析往往被归因于缓慢凝固和通常的自耗电极熔炼工艺可能产生的区域的精炼作用，宏观偏析在离心浇注时可以消除。在任何一种凝壳熔炼的情况下，过热是困难的，而铸钛的经验是它的凝固速度十分快。

组织结构

Ti-6Al-4V合金铸件中有转变的 β 相组织，通常称为编蓝状组织或魏德曼氏体组织。“魏德曼氏 α 相”和“针状 α 相”组织一般是互相通用术语。铸造组织一般在原始的 β 晶粒边界上有 α 相的痕迹（见图1）。



图1 具有 α 晶粒边界的Ti-6Al-4V合金的铸造显微组织

铸造组织一般认为是“粗大的”，并且在组织上明显地与 β 锻造的Ti-6Al-4V合金的组织相似。

退火对显微组织的影响很小，仅仅从显微组织上不能区别退火组织和铸造组织。

Ti-6Al-4V铸件具有固溶处理和时效处理效应。但是，很少报导固溶处理和时效处理的铸造材料的性能是有效用的，在一般的工业用途上不采用这种热处理方法。

机械性能

在大部分工程材料中，机械性能列入材料的研究之中。如果研究一种铸铝合金，这种合金就要与其它的铸铝合金加以比较；如果研究一种铸钢，这种钢就要与其它的铸造合金加以比较。钛看来是一种例外的情况。铸钛往往与变形钛做比较。钛是一种没有专门的铸造合金体系的材料，钛铸件是由与变形材料同样成分的合金制造的。

拉伸性能

图2所示为从连续390炉次离心铸造的Ti-6Al-4V合金的铸造试棒获得的拉伸性能。退火的变形Ti-6Al-4V合金的强度技术要求在铸件上也能达到。铸造的塑性测量结果低于变形合金的规范要求。

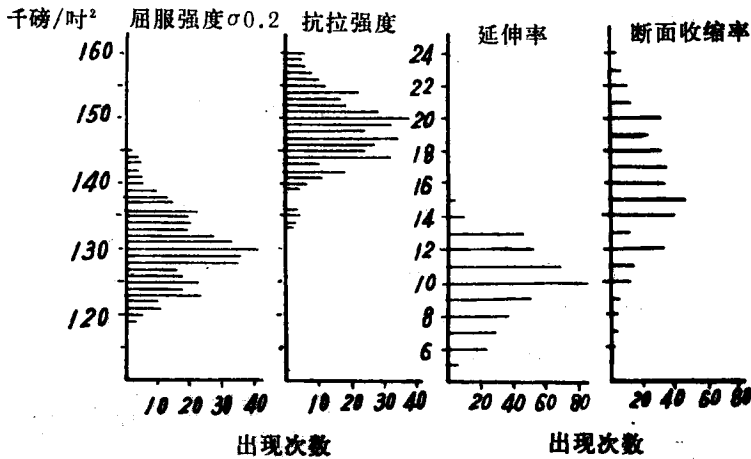


图2 TiTech国际公司390炉次Ti-6Al-4V合金的机械性能频率分布

疲劳性能

对于设计人员而言，疲劳试验是很重要的。遗憾的是，完善的疲劳试验是十分费钱的。所有的铸件具有内部缺口，并且必须考虑到在每个铸造试棒中的某个部位，最尖锐的缺口位于最不利的位置。设计人员亦必须承认由于机械加工缺陷或在加工中的划痕，缺口试棒的数据必然会影设计标准，特殊情况例外。有这种想法时，如果研制设计允许的铸件与变形材料相比较，则应该考虑仅带缺口试棒的数据。

图3所示为来自于各种文献的不同缺口试棒的疲劳性能数据。其中亦包括各种变形材料的试验数据分散带〔3、4、5、6、7、8〕。

有理由认为，在 10^4 周期之前铸造钛合金的疲劳性能落在变形钛合金的分散带内，在 10^6 周期内，铸造钛合金接近变形钛合金的下限。超过了 10^6 周期，则铸造钛合金的疲劳强度比变形钛合金低10%，然而在此范围内仅完成了有限的试验。

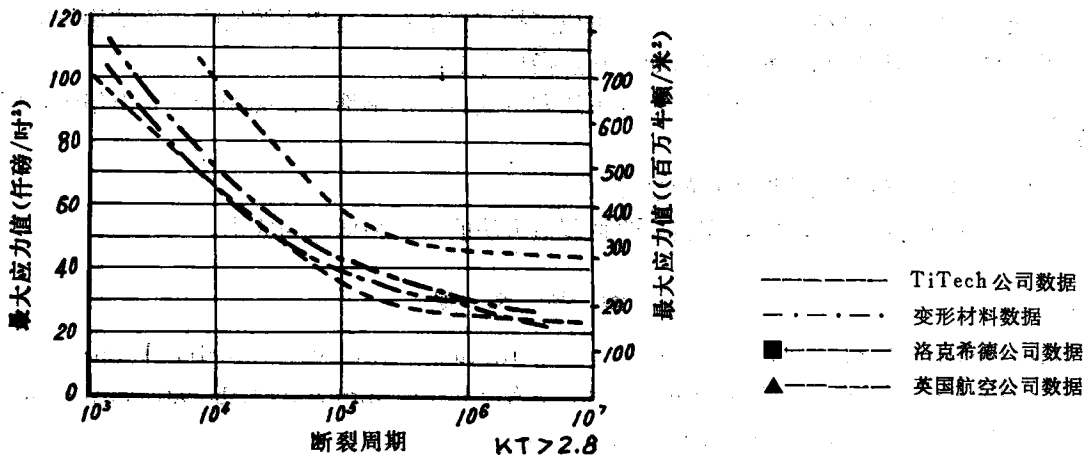


图3 钛铸件缺口试棒拉伸疲劳试验

蠕变强度

铸造钛合金的蠕变强度可与同样成分的退火变形钛合金相比较。在蠕变强度上，铸造钛合金的使用是受限制的，除了偶尔温度为 427°C 承载的飞机扭管外，没有报导它的其它方面应用。

裂纹扩展

铸造钛合金的抗疲劳裂纹增长的能力超过了退火的变形板材〔9〕。这种结果可从金相组织和它与“韧性的β锻造”材料的组织的相似性来预计。

缺口断裂

铸造钛合金需要满足象变形钛合金所要求承担的“缺口断裂试验”。这里再次指出，铸造钛合金和β锻造钛合金由于它们的显微组织在这项试验中具有类似的反应。

断面尺寸影响

关于变形钛合金的断面尺寸影响已有充分的研究和报导，甚至已编入公开出版的规范之中〔10〕。由厚板或坯料经大量机械加工生产的飞机零件时，这种断面尺寸影响是十分重要的。

在铸造钛合金方面，过去对断面尺寸影响没有广泛的研究。通常是将钛铸件制成接近最后的厚度，并且在飞机上没有发现厚度过大的铸件。有限的可用数据表明，在 2—50 毫米范围内，没有显示出断面尺寸影响；而这种范围已包括了大部分飞机用铸件厚度。在断面尺寸影响方面正在进行着补充研究。

焊接区

无论是补焊铸件缺陷还是装配零部件，在设计铸件时必须考虑焊接。

铸造材料补焊研究表明，焊缝实际上增加了疲劳强度〔11〕。另外，补焊对蠕变强度的影响研究表明，补焊适当的话，应该认为它是不降低基体材料性能的有效方法〔12〕。

合适的焊接接头设计，合理的选择电极和合适的焊接技术可以形成金相上完善的组织，其物理性能将与基体金属一致。

结论

钛是一种在飞机结构中其铸造合金可以直接与变形钛合金相比较的唯一的结构材料。为了做到最有效的比较和判断,提出如下几点指导方针:

1. 对冶金性能而言,铸造钛合金可以与带缺口的 β 锻造的退火变形钛合金组织进行比较。
2. 铸件应设计到接近实用的最终尺寸。
3. 在进行成本比较时,应包括两种制造方法的刀具和切屑的成本。

参 考 文 献

1. Quality Standards for Production Titanium Castings, Interim Engineering Progress Report of November 1973, Air Force Materials Laboratory, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio
2. Brody, H.D. and S.A. David, Application of Solidification Theory to Titanium Alloys, The Science, Technology and Application of Titanium, R.I. Jaffee, Editor, Pergamon Press, 1970, pp21-34.
3. Metals Handbook, American Society for Metals, Vol 1, 8th Edition, p.530
4. Mechanical Property Data on Ti-6Al-4V Castings, Boeing Aircraft Co. Internal Report T6-3606, prepared 1/6/69.
5. Summary of Fatigue Information on Ti-6Al-4V Alloy, Defense Metals Information Center, DMIC Technical Note, October 5, 1967
6. S.W. McClaren et al, Processing, Evaluation, and Standardization of Titanium Alloy Castings, Technical Report AFML-TR-68-264, April 1969.
7. G. Miller, Fatigue Properties of TiTech Ti-6Al-4V Alloy Castings, Internal Company Report, 9/17/70.
8. Private Communication, Lockheed California Company, June 18, 1974.
9. Amateau, M.F., Mechanism of Fatigue Crack Growth in Titanium Alloys, International Conference on Mechanical Behavior of Materials, Kyoto, Japan, August 15-20, 1971.
10. AMS 2249, Aerospace Material Specifications, Society of Automotive Engineers.
11. G. Miller, Fatigue Properties of Weld Repaired TiTech Castings, Internal Company Report 139, 1/31/72.
12. W.C. Harrigan, Jr., Creep Fracture Characteristics of Weld-Repaired Cast Ti-6Al-4V, Metallurgical Transactions, Volume 5, March 1974, pp.565-572.

英国航空公司（军用飞机部） 的钛铸造生产经验

〔英〕M.J.WYNNE和D.J.DUCKWORTH

前 言

由于钛的强度重量比高，近20年来英国航空公司（军用飞机部）使用了多种形式的钛合金。早期使用的钛合金大部分是板材，后来逐渐使用了形状近似的自由锻和模锻的变形棒材。正如产品形式增加一样，可供使用的合金数目也增加了，并且有时可得到的强度也提高了。使用钛愈来愈多的这一发展趋势的结果是，增加了机械加工任务。图1所示的襟翼导轨和板条导轨是英国航空公司近来生产的钛锻件。

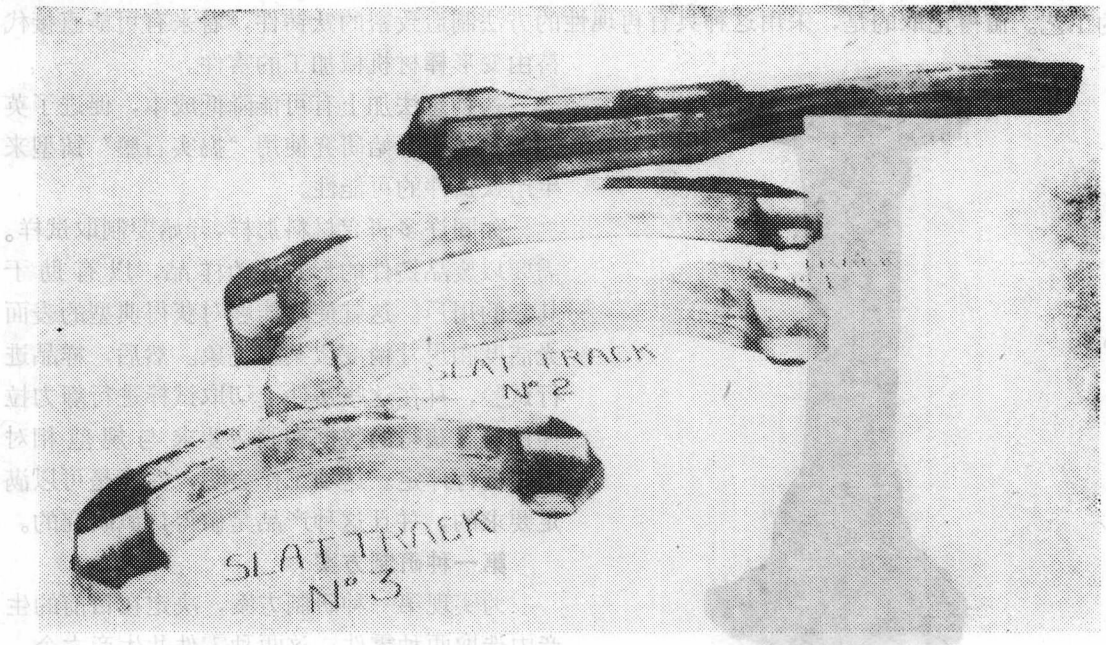


图1 英国航空公司目前采用的典型钛锻件

钛及其合金不是最容易加工的金属，其结果是刀具的磨损率很高，在大批生产时产生大量切屑废料。这两者就构成了变形钛合金产品成本高的原因。开始时，钛制品是一种昂贵的产品。

早在1960年英国在生产钛铸件方面作出了努力，试图引进便宜的钛制品，但是据说，没有真正应用于飞机结构。

由于这些因素，英国航空公司准备在几年中发展接近零件尺寸的毛坯件。

精锻钛件的发展比较缓慢，因此我们的意见是转向发展钛铸件，象所报导铸件应用在一些美国飞机和苏联飞机上那样。我们要特别说明这些想法，因为我们认为这里要涉及铸造方法。毫无疑问，铸件这一概念反应在许多设计人员和强度计算人员的心目的是，外观不好，气孔多，依靠加大尺寸来保证零件的寿命，而使零件肥头大耳。诚然，在某些不适宜的场合下，在我们的洗涤机或汽车上很可能看到这种铸件。所以，铸造工作者为飞机设计师设计的产品而奋斗是不足为奇的。

在六十年代的中期和后期，我们可以见到钛熔模铸件的早期样品。这些样品在美国采用传统的失蜡法生产的。由于钛和常用的铸型材料具有很大的亲和力，为了保持零件合格的表面光洁度，铸型需要采用特殊的钼涂层。当时，我们曾将这种样品的成本和本国用变形棒材机械加工的零件进行了比较。因此，感兴趣的程度并不很大。大约在1969年，我们看到了关于用“捣实石墨”作为造型材料的廉价生产钛铸件方法。这种方法与砂型铸造方法相似，并且排斥了费钱的精密熔模铸造。样件看来很令人满意，再次引起我们对钛铸件的兴趣。

在过去二十多年中，所有钛合金中，使用最广泛的是 α - β 相的Ti-6Al-4V合金。所以，英国航空公司选用这种众所周知的合金与现行的设计作比较看来是合理的。通过使用这种相当简单的合金，可使铸件的任何未知影响减少到最小。另一个使我们感兴趣的因素是，采用捣实石墨工艺生产的钛铸件可进行离心浇注。运用离心作用来改善铸件质量，这是大家均知的工艺。值得记取的是，采用这种具有再现性的方法制造致密的钛铸件，看来有可能直接代替由变形棒材机械加工的零件。

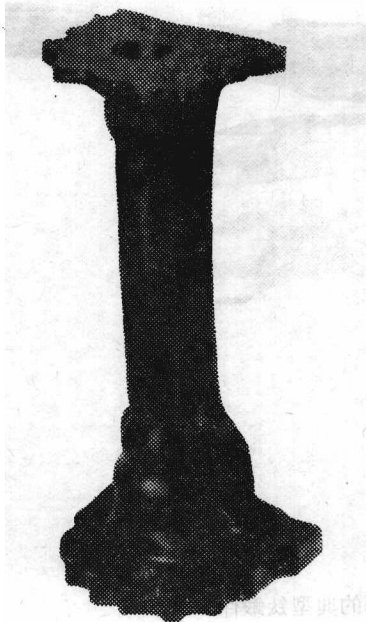


图2 发动机升降管

这种想法加上有可能降低成本，促进了英国航空公司开始研究使用“捣实石墨”铸型来生产钛铸件的可能性。

如同许多研究材料那样，开始要制取试样。需要以废品铸件的形式作为样品，以有助于其它的用戶。这就使人能够对获得典型的表面光洁度和尺寸精度以某些迹象。然后，样品进行试验，并在这些铸件上切取试棒进行静力拉伸试验。获得的数据和制造要求与规范相对照，进行评定。这项工作表明，性能是可以满足要求的，并且这种产品是值得认真研究的。

第一种研制方案

为实现第一种研制方案，决定在目前的生产中选取两种零件，这两种零件共生产六个。

被选定的零件是：

1. 一个作为钢铸生产的发动机升降管。

图2所示为该铸件。

2. 一个目前作为钛锻件生产的小型襟翼导轨。图3所示为该铸件。

选择钢铸件主要是因为过去几年中生产有困难，其中包括在热处理时裂纹，翘曲和缩孔等问题。选择襟翼导轨是因为它是一种典型的大型钛锻件，机械加工时需要许多时间。在订货前，英国航空公司除了根据本公司要求外，又综合了许多承制厂的国家技术条件，提出

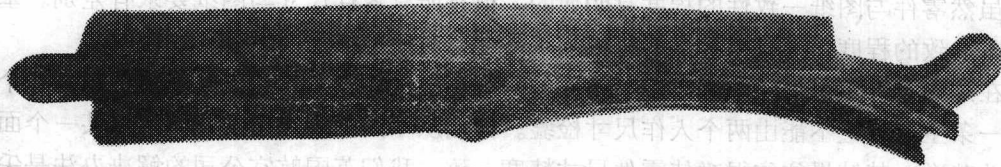
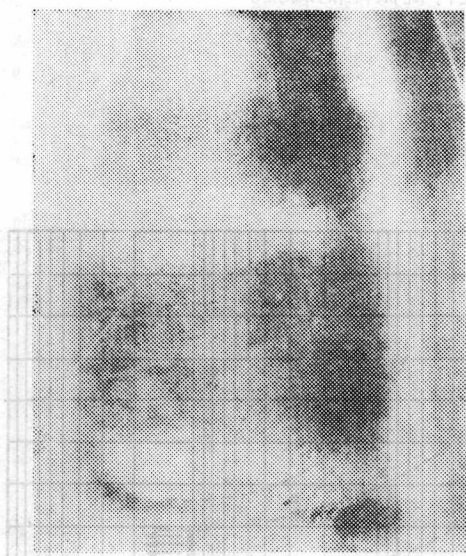


图3 4号铸造襟翼导轨

了自己的Ti-6Al-4V钛合金的技术条件。这个技术条件按通常的方式递交到飞机质量委员会批准。订货后，铸造厂在“尽最大努力的基础上”提供铸件。

在验收的铸件上，我们对它的外观感到满意，虽然第一个发动机升降管在一处或两处的表面状况较差。在高面积上出现高度的表面疏松。这种疏松对生产零件来说，我们认为是不合格的。但是，后来的样件有明显的改善，虽然它们仍然有一些表面疏松，如图4所示。



最初不合格的铸件表面（左）



改善后的铸件表面（右）

图4 发动机升降管的铸件表面

在X射线照片上，我们认为升降管满足了我们的技术要求，并且与现用的ASTM-E-192 X射线标准照片相比较，它比MIL-C-6021表4中的C级优越。当还没有X射线参考照片供使用时，我们的意见是在ASTM-E-192中所示钢铸件的缺陷比较接近于钛铸件中观察到的缺陷类型。我们注意到有一些铸造厂按铝合金和镁合金的X射线参考照片资料ASTM-E155来执行。但是，我们采用的参考资料是ASTM-E-192，其理由前面已经叙述了。襟翼导轨的X射线照片质量不完全和升降管的质量相同，并且出现了几种常见的铸造缺陷，如缩孔和气孔。对于这种几何形状的零件来说，可以预料在凸沿和蹼板相交处这些缺陷有聚集倾向。显然，如果要消除这些缺陷，就需要采用不同的补缩方法。这种情况在后来研制几何形状相似但尺寸较大的襟翼导轨工作中得到证实。

尺寸检验

虽然零件与图纸一致性的程度是明显的，但是所有零件尺寸与图纸要求有差别。基于这种基本一致的程度，为获得标准的机械加工零件，对模型仅需要做最小的修改。

在这一点上值得提及的是，检验铸件的困难还很大。我们比过去几年更认识到一个铸件在同一条生产线上不能由两个人作尺寸检验。他们从不同的观点出发，假定以某一个面或平面作为基准，其结果往往很难使零件尺寸精度一致。我们英国航空公司的解决办法是采用美国的基准面和工具点系统(Too Ling Point sysfem)来保证所有零件的同一部位测量。

在这种尺寸系统中，所有的尺寸与三个相互垂直面有关，并且工具点系统提供了一致性，而且清楚地规定了所有制造检验和机械加工开始工序的基础。这就保证了铸造人员和检验人员从同一点进行所有工作和减少铸造平面位置的困难。它亦能使用允差保证机械加工前的铸件清理并有助于使这种公差减至最小。我们所有的铸件其中包括钛铸件在内都采用这种系统。

机械性能

对于研究方案要求，大部分另件要切取试样进行机械性能试验。

机械性能项目是：

1. 静力强度
2. 断裂韧性

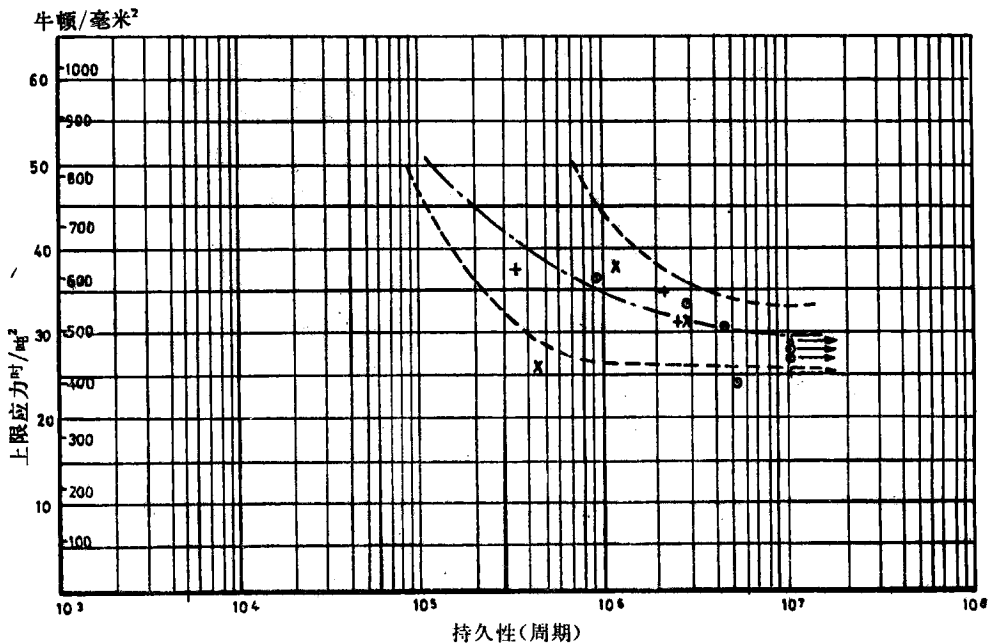


图 5 A 升降管铸件的疲劳断裂结果

— · — · — TiTech公司公布的结果

+ 4号升降管

O 5号升降管

x 6号升降管

-----IMI-318(6A1-4V)板材的范围

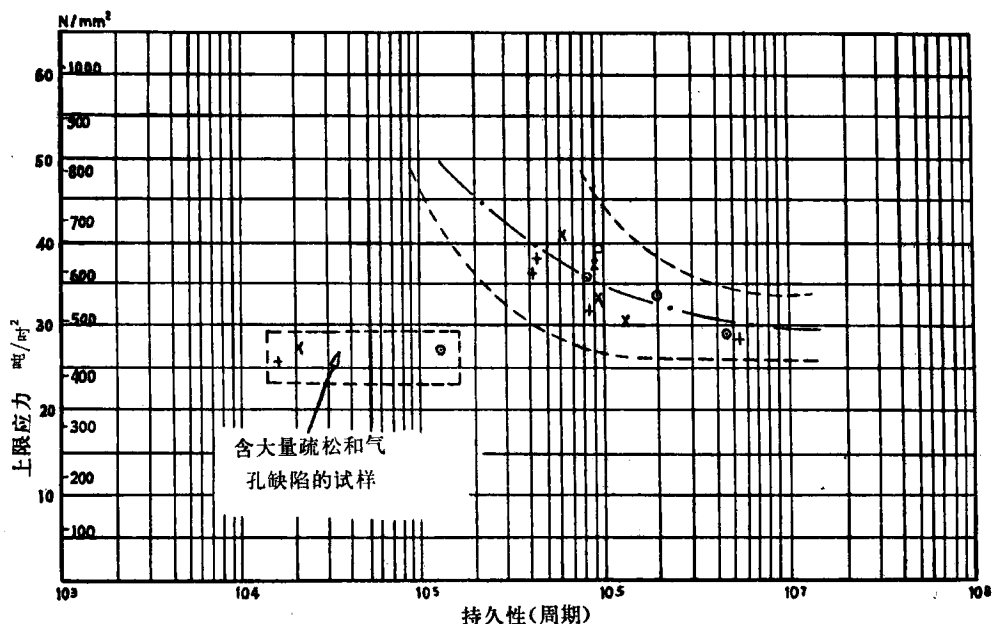


图 5 B 襟翼导轨铸件的疲劳断裂结果

— · — · — TiTech公司公布的结果

+ 4号襟翼导轨

○ 5号襟翼导轨

× 1号襟翼导轨

----- IMI-318(6AL-4V)板材的范围

3. 疲劳性能

从其它用户试验所得的裂纹扩展数据和我们自己在Ti-6Al-4V板材上获得的数据进行了比较。

表 1 说明从升降管和襟翼导轨上切取的试样的静力机械性能的一致性。由表 1 可以看出，与变形的Ti-6Al-4V合金棒材或锻件静力机械性能相比较，它们全部技术条件性能都是十分理想的。

疲劳试验在一台Vibrophone试验机上使用拉一拉负荷进行，与变形材料相比疲劳性能也是良好的，见图5A和图5B。

表 2 列举了平面应变断裂韧性试验的结果并和变形钛合金进行了比较（见图 5）。值得注意的是从襟翼导轨上切取的断裂韧性试样上有缺陷存在（见图 6）。这就暗示着在一个铸件中气孔存在可以阻止裂纹扩展。运用断裂韧性曲线可以整理出在升降管和襟翼导轨两种铸件上允许存在的缺陷尺寸。由试验的目的所作的假定是，在产品不验收的部位和允许存在缺陷的圆滑的边缘存在类似尖角和裂纹之类的缺陷，但结果都不理想。表 3 所示为试验结果。

表 1

静 拉 伸 结 果

零 件	试 样 编 号	0. %屈服强度 牛顿/毫米 ²	强 度 极 限 牛顿/毫米 ²	延 伸 率 ⁽¹⁾ %	断面收缩率 ⁽²⁾ %
4 号升降管	10	最小818 平均854 (35.5) 最大889	914 969 (55.6) 1025	8.7	16.3
5 号升降管	11	最小820 平均863 (43.2) 最大906	937 984 (47.9) 1032	9.5	18.1
6 号升降管	11	最小830 平均869 (38.6) 最大908	933 978 (44.8) 1020	8.2	17.5
1 号襟翼导轨	17	最小897 平均917 (20.2) 最大937	987 1026 (23.2) 1049	11.2	20.1
4 号襟翼导轨	17	最小807 平均848 (40.2) 最大888	99.2 992 1015 (23.2) 1038	11.1	18.5
5 号襟翼导轨	17	最小885 平均925 (40.2) 最大964	986 1020 (40.2) 1065	9.4	16.2
试 棒 (升降管)	18	最小795 平均866 (24.7) 最大897	934 995 (29.3) 1038	9.7	18.6
试 棒 (襟翼导轨)	4	最小842 平均859 (21.6) 最大887	944 962 (15.4) 989	10.3	15.7
BACM.115 (规范最小值)	1	827	930	6.0	12.0

注：(1)和(2)延伸率和断面收缩率是平均值，不包括标准误差，因为有几个试棒断在标距之外，故测量结果数据减少。

$$\text{平均值 } (\bar{X}) = \sum_{i=1}^n X_i / n$$

表中括号内的数据是标准误差：

$$S = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (X_i - \bar{X})^2}{n-1}}$$

最大0.2%屈服强度不一定发生在强度极限最大值的试样上。

表 2

断 裂 初 性 值

零 件	切取的试样数	K _{Ic}		平 均 值 ($\bar{X}$)	
		百万牛顿·米 ^{-3/2}	千磅/时 ^{3/2} √吋	百万牛顿·米 ^{-3/2}	千磅/时 ^{3/2} √吋
4°升降管	2	82.3 77.9	75.1 71.1	78.6	71.7
5°升降管	2	73.8 75.0	67.4 68.4		
6°升降管	2	81.0 80.9	74.4 73.8		
1°襟翼导轨	1	73.0	66.5	73.9	67.2
4°襟翼导轨	1	73.4	66.8		
5°襟翼导轨	1	74.9	68.2		
试 棒 (襟翼导轨)	3	78.5 79.0 78.7	71.8 72.0 71.7	78.7	71.8
典型的IMI-318 (6Al-4V) 板材		79	72	—	—

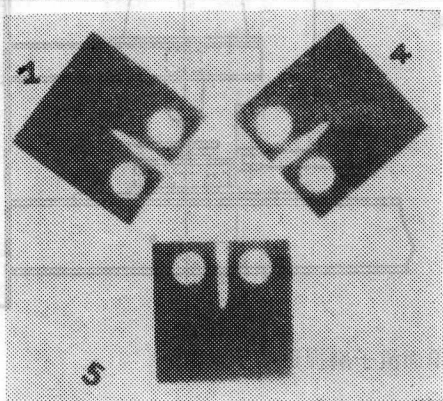


图 6 在襟翼导轨上切取的断裂韧性试样上发现的 X 射线照片典型缺陷 (缺口顶部的白色部分)

表 3

	最 大 缺 陷 尺 寸 (毫米)									
	内 部 (a/c=1.0)		内 部 (a/c=0.4)		内 部 (a/c=0.1)		表 面 (a/c=1.0)		表 面 (a/c=0.4)	
	2a	2c	2a	2c	2a	2c	2a	2c	2a	2c
发动机升降管 A区和C区 ($\delta=50\%$ 强度极限)	1.63	1.63	0.84	2.11	0.64	6.35	0.71	1.42	0.36	1.75
发动机升降管B区 ($\delta=33\%$ 强度极限)	3.81	3.81	2.06	5.08	1.55	15.49	1.63	3.30	0.84	4.32
襟 翼 导 轨 ($\delta=80\%$ 强度极限)	0.56	0.56	0.28	0.71	0.20	2.11	0.20	0.51	0.15	0.71

注：一般来说，以上缺陷的尺寸是适合于缺陷间距超过3倍的最大缺陷尺寸，例如表面裂纹 ($a/c=1.0$)。发动机升降管的A区和C区的距离为 8×0.056 吋 = 0.168 吋。

磨损试验

在磨损试验时选用襟翼滑轨作为一个试验件，主要是考虑当它和典型的襟翼滚子相接触时可以获得铸件的磨损数据。试验是采用目前锻件磨损试验用的同一种 S 136 (1% C-Cr) 钢滚子来完成的。

试验结果表明，在试验的设计负荷下，滚动磨擦系数十分令人满意。图 7 所示为滚子磨损试验的示意图。

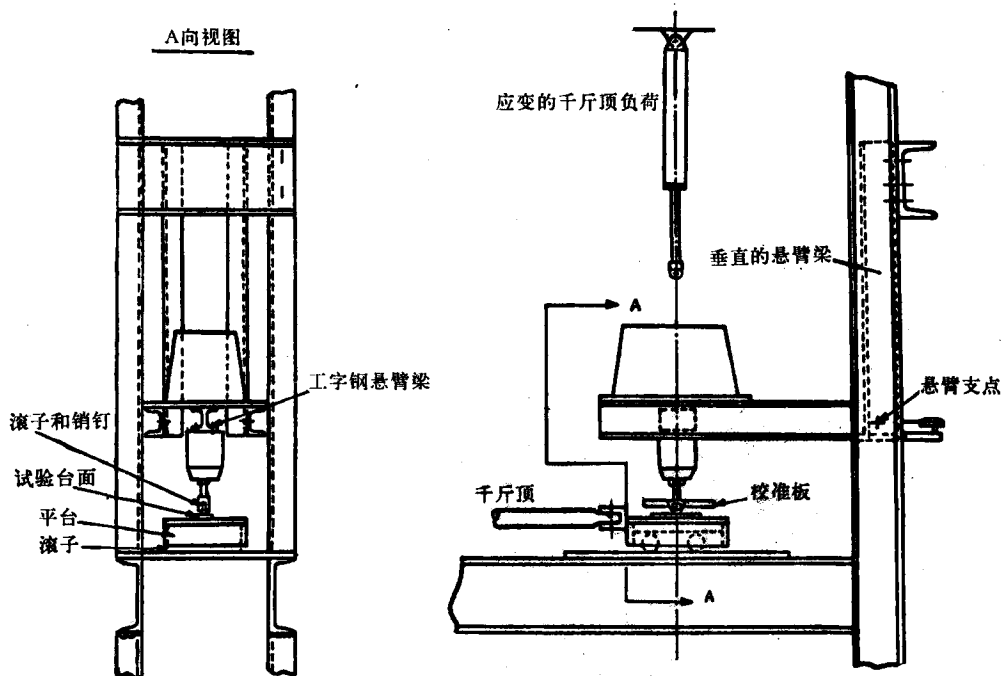


图 7 单面滚子磨损试验示意图

机械加工性

迄今为止，Ti-6Al-4V 铸造合金象变形钛合金一样是可以机械加工的。在某些情况下，据说比后者更易于加工。关于发动机升降管的机械加工效率，在中心孔几乎铸造到最终尺寸的情况下，零件的机械加工时间可以减少。以前进行的切取检验机械加工性能用零件的试验表明，在使机械加工量减至最小的情况下，还可以钻孔到最终尺寸。

在二个襟翼导轨上完成的试验和目前采用的制造方法相比较时，可以得出如下结论：

1. 减少完全由机械加工的零件所需要的总机械加工时间 24.25 小时/每台设备。
2. 刀具使用量减少 72%。
3. 提高材料利用率，对铸件而言从 17% 提高到 56%。

冶金性能

从发动机升降管和襟翼导轨试样上切取的显微试样的观察结果表明， α - β 相的显微组织晶粒尺寸很大，其典型的晶粒直径为 1.0 毫米。然而，晶粒尺寸的变化是值得注意的，但从整个铸件的厚度来看，这是不足为奇的。从变动系数的基础上获得 0.2% 屈服强度和强度极限曲线的最大变化为 4.9%。变动量小可能与试样显微组织中观察到的特征变化有关，即一方