

# TC11钛合金叶片及材料的 振动疲劳特性

北京航空材料研究所 侯静泳 郑森 黄新跃

本文针对涡喷型发动机的TC11钛合金压气机三级叶片,进行了应力分布的测定及有限元计算。在两者结果对比的基础上进行了叶片及材料的室温、高温振动疲劳试验并研究了热暴露、平均应力对TC11材料振动疲劳特性的影响。

## The Vibration Fatigue Behaviour of Blades and Samples of Titanium Alloy TC11

Hou Jingyong Zheng Sen Huang Xinyue

(Institute of Aeronautical Materials, Beijing)

The measurement of stress distribution and finite element computation on the third stage compressor blades of a new type of WP engine made from titanium alloy TC11 have been performed. Based on comparing with two results, the vibration fatigue test of blades and samples have been done at room and elevated temperature, and the effects of heat exposure and average stress on vibration fatigue behaviour have been studied.

### 一、引言

钛合金因比强度和耐腐蚀性能优越而成为现代航空工业中十分理想的结构材料。国外新型飞机为使结构轻盈、机动性好,对钛合金的使用约占飞机总重的20%。近年来,我国钛合金工业虽然发展较快,但尚未获得广泛使用,其原因除价格昂贵外,主要由于缺乏全面可靠的性能数据,尤其航空工业中动强度及疲劳断裂数据相当缺少,这对新机设计选材、服役机种的定寿、延寿极为不利。为此,我部根据航空工业钛合金应用重点研究课题规划会议精神,将涡喷型发动机的三大重点材料之一,TC11钛合金及其叶片的振动疲劳特性研究列入预研课题。

叶片是发动机主要零件之一,它的重量、数量和价格在很大程度上决定着整台发动机的命运,据Alliang保险系统报道<sup>[1]</sup>,转子叶片的失效在燃气涡轮中约占42%,"The Factory Mutual System"发现<sup>[2]</sup>,如按10年为一周期统计叶片在燃气涡轮失效中占35%,在相应的轴流式压气机中占69%。大多数涡轮和压气机叶片裂纹的起始,尽管可以由腐蚀、载

荷的变动、应力的迭加、热疲劳或其它原因造成,如蠕变损伤可以加速涡轮叶片裂纹的生成,但几乎在所有情况下,失速颤振或由于其它原因的振动过大造成的彻底破坏是叶片失效的主要特征。在英、美、法的文献资料中曾以高频疲劳强度除以弹性模量E作为叶片的设计准则;美军用规范MIL-E-5007D中振动已作为缺一不可的试验项目。美国空军研究机构也曾宣称:"如钛合金要保持在未来的竞争能力,必须改善高周疲劳性能和降低其分散度"<sup>[2]</sup>。

### 二、三级压气机叶片应力 分布的测定及有限元计算

#### 1. 室温和350℃下应力分布的测定

动态下应力分布的测定以电测技术为主。室温和350℃分别在不同的三级叶片上贴片和标定。试验在悬臂梁式电磁振动台上进行,测量仪器为YJD-3A和八线及十六线示波器并用。

从静强度设计和最大动负荷设计所提供的数据来看,最大应力值大致在IV-IV截面附近,因此,室温下应力分布的测定,应变片排列在叶高的1/2以内,

高温下考虑了温度场的分布, 应变片排列在叶高的2/3以内。

测量结果表明, 室温下对应于每毫米叶尖振幅的最大应变值  $\epsilon_{\max}$  为  $296.2 \mu\epsilon$ , 在叶背中部距叶根25.6mm处。350℃下的  $\epsilon_{\max}$  为  $297.3 \mu\epsilon$ , 在叶背中部距叶根37.4mm处。其所对应的应力值室温为25.77MPa, 350℃下为25.09MPa。这两个数据比较接近, 说明TC11具有较好的热强性。

在数据处理过程中, 考虑到由于应变片较大, 而且在350℃片更大, 在高应变梯度区域中, 为减少误差, 使以后大量的振动疲劳数据准确可靠, 则采用文献<sup>(3)</sup>的方法。首先将实测结果进行线性回归, 用泰勒级数展开式求取应变函数关系式, 解三阶非齐次线性方程组, 再通过求函数极值的原理求得最大应力点的位置以及  $\epsilon_{\max}$ , 然后按虎克定律确定叶片振幅与最大应力的关系方程式。

2. 有限元法计算结果

计算时采用曲面等参元, 考虑了横向剪切力影响的八节点超参数壳体元, 整个叶片选择20个单元离散, 每个单元求出八个点的应力, 上、下表面各4个。因此, 对应每一阶共振频率均可求出叶背、叶盆上80个点的应力分量以及对应的主应力  $\sigma_1$ 、 $\sigma_2$ 、 $\sigma_3$  及其主方向, 且用双精度计算。计算在北航IBM-4341机上完成, 并在北航熊昌炳教授和孔瑞莲老师的指导下进行。得到的结果如下:

(1)全叶片上各点的相对应力分布见图1a和1b。

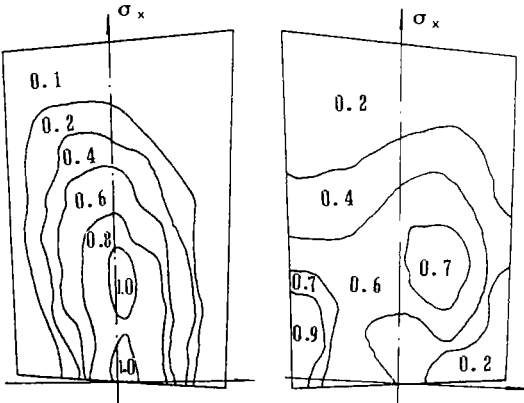


图1 叶片有限元计算的相对应力分布图

(2)求得各点主应力  $\sigma_1$  的方向和沿叶高的主轴方

向夹角为8~20°。

(3)求得叶片从一阶到五阶的共振频率如表1所示。

表1 三级叶片的各阶频率

叶片振型	一阶	二阶	三阶	四阶	五阶
频率,Hz	398.8	1397	1807	3188.2	3757.5

3. 实测、有限元计算、静强度理论计算值比较 (静强度计算值由设计所提供)

(1)一阶共振频率实测和计算值吻合较好, 在室温和350℃下频率误差均为1.1%。

(2)叶片中部沿叶高方向, 其叶盆和叶背的应力分布实测值和有限元计算结果均比较吻合, 如图2所示。

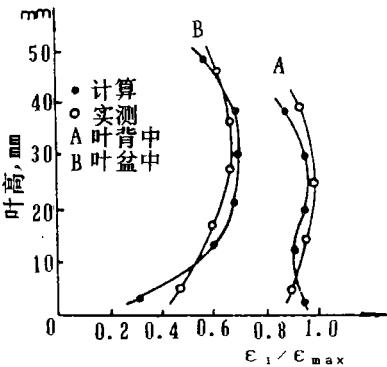


图2 实测和有限元计算结果比较

(3)从静强度设计值看, 叶盆应力值普遍比叶背应力值要高。而有限元计算与动态下的实际测量值则叶背比叶盆要高, 这与新叶片的实际破断规律是一致的。

三、振动疲劳试验结果及分析

1. TC11钛合金材料的振动疲劳强度

TC11系Ti-Al-Mo-Zr-Si系变形热强钛合金, 为马氏体型的  $\alpha + \beta$  两相合金。其化学成分如表2所示。

原材料为  $\phi 20$  棒压扁至5mm厚, 其锻造工艺与叶片相仿, 其工艺为  $940 \pm 10^\circ\text{C}$  保温15分钟后开锻, 两次预锻一次终锻。模子预热温度为  $250 \sim 300^\circ\text{C}$ , 将棒多次压扁至5mm, 最后进行双重退火:  $950^\circ\text{C}$  1小时空冷 +  $530^\circ\text{C}$  6小时空冷。得到的拉伸性能如表3所示。

表2 TC11合金的化学成分, wt%

Al	Mo	Si	Zr	Fe	N	H	C	O
6.5	3.41	0.23	1.76	0.045	0.008	0.0062	0.0007	0.114

表3 TC11钛合金的拉伸性能

项目	E	$\sigma_{0.2}$	$\sigma_b$	$\delta$	$\psi$
温度, °C	GPa	MPa		%	
室温	108.1	1035.9	1134.8	13.9	33.7
350	93.6	660.2	865.0	15.8	52.7
500	83.5	610.1	806.5	21.2	62.7

试验机和试样的受力方式与叶片的完全相同, 试验排列按升降法进行, 最终求得循环数在 $1 \times 10^7$ 下的平均疲劳强度 $\bar{\sigma}_{-1}$ 如表4。

表4 TC11钛合金的振动疲劳强度

温度, °C	室温	350	500
频率, Hz	225~234	203~216	200~207
$\bar{\sigma}_{-1}$ , MPa	657.4	475.8	352.6

## 2. TC11三级叶片的振动疲劳强度

试验前随机抽样检查了叶片加工后表面残余应力状况, 证实了新叶片表面全部处于压应力状态, 则对叶片的抗疲劳有良好影响。

试验程序按升降法原理排列, 所得的平均疲劳强度列于表5。

表5 TC11三级叶片的疲劳试验结果

温度, °C	室温	350
频率, Hz	378~408	353~376
$\bar{\sigma}_{-1}$ , MPa	547.7	444.0

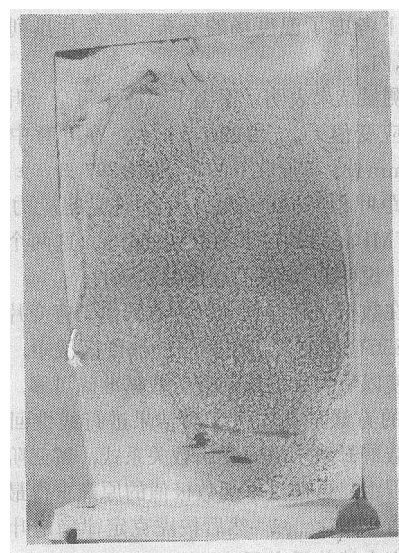
共进行29个叶片除6个数据无效外, 其中12个疲劳寿命大于 $1 \times 10^7$ 循环, 其余11个断裂, 其断裂位置全部处在最大和次大应力区, 如图3所示。

比较叶片和试样在各温度下的振动疲劳强度可以看出, 结构件实物由于几何形状, 尺寸因素的影响, 其疲劳强度一般要比试样的低, 但值得注意的是两者的差别随试验温度的提高而降低。室温下材料的疲劳强度比叶片的高出109.7MPa, 约差16.7%; 而在350°C下则高31.8MPa, 仅差6.7%, 可以预计, 500°C下差别还会小些。

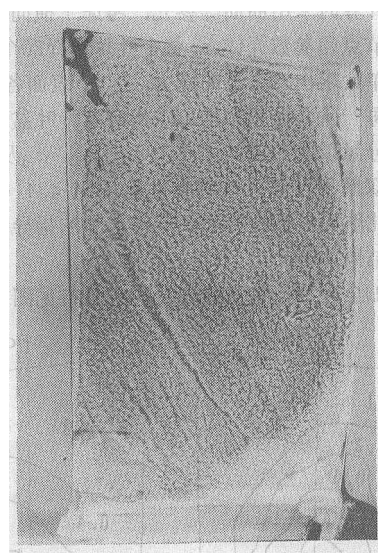
## 3. 经热暴露材料的振动试验

由于涡喷系用于新机种, 叶片的寿命估算只能从摸透材料的失效规律着手, 即将材料置于其本身所允许的最高使用温度500°C下进行热暴露, 其暴露时间的长短, 可被粗略地看作叶片的服役寿命, 以便寻求在不同寿命期疲劳强度的变化规律。

热暴露时间定为500、1000小时。试验时由于试



(a)叶背中部最大应力区



(b)叶盆次大应力区

图3 叶片断裂位置

样的数量有限, 不能进行疲劳强度的对比研究, 而是在选定的某一应力水平下作疲劳寿命的对比。其结果见表6。

对上述结果分析表明, 热暴露时间的长短对材料失效规律有明显的影响:

(1)在相同受力情况下, 热暴露时间越长疲劳寿命越短, 这是一般规律, 但室温下这种规律特别明显, 350°C下次之, 如图4所示。

(2)500°C下的疲劳结果表明, 热暴露时间的长短似乎对相同应力下的疲劳寿命影响不太明显。

以上分析说明, 这种热强钛合金在500℃下使用,

动和轴向疲劳数据画成古特曼图, 见图6。

表6 经和未经热暴露试样疲劳寿命对比

试验温度	应力 MPa	未经热暴露 $N_f \times 10^5$	热暴露500h $N_f \times 10^5$	热暴露1000h $N_f \times 10^5$
室温	658.6	>100, >100, 1.2, >100	1.1, 1.8, 1.7	0.28, 0.42, 0.28, 0.28
350℃	487.6	>100, 66, 13, 27.09	3.52, 1.04, 0.64	0.77, 0.77, 1.16, 1.34
500℃	350.4	55, 18, >100, >100	2.76, 5.22, 13.4	70, 14, 9.42, 1.27, 1.12

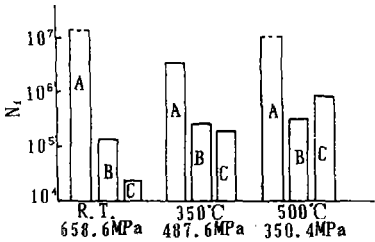


图4 未经和经热暴露试样的疲劳寿命对比图

A—未经热暴露; B—500℃、500小时热暴露

C—500℃、1000小时热暴露

更能发挥材料的优势, 尤其在长时间使用中其疲劳性能仍较稳定。

#### 4. 平均应力对材料疲劳强度的影响

压气机叶片是在离心力和振动力的复合作用下工作, 固然在多数情况下压气机叶片的彻底失效是由于共振引起的大振幅下的高频疲劳破坏, 但在正常运转情况下, 叶片上所承受的离心力要远大于弯曲振动力, 且随转速的提高而增加。为估计其疲劳寿命, 如用常规的S-N曲线就不能令人满意。当前国内外普遍采用的是把离心力视为恒定的平均应力<sup>(4)</sup>, 作出持久极限图, 即Goodman (古特曼) 图, 对其寿命加以修正。

设计部门提供的三级压气机叶片的离心应力最大为215.6~245MPa, 本文选择了215.6和294MPa两级平均应力。试验在Amsler-10吨轴向高频疲劳机上进行, 频率125Hz。将所得结果绘制于图5。由图5可知, 当平均应力 $\sigma_m$ 从215.6增至294MPa时, 在 $10^7$ 寿命下的疲劳极限降低100MPa之多。而 $\sigma_m$ 由零增至215.6MPa时, 仅降低30MPa, 可见叶片承受的离心力越大, 其疲劳强度降低越显著。

将常温下TC11材料和三级压气机叶片的有关振

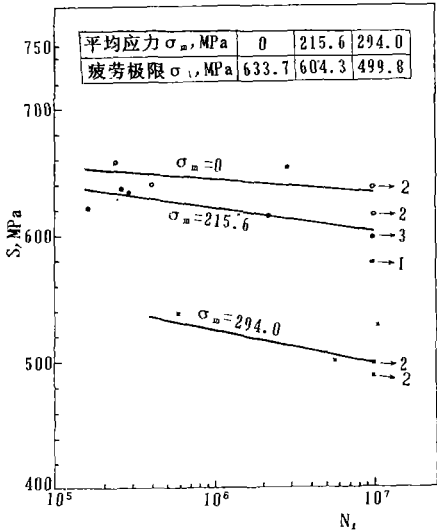


图5 不同平均应力下的S-N曲线

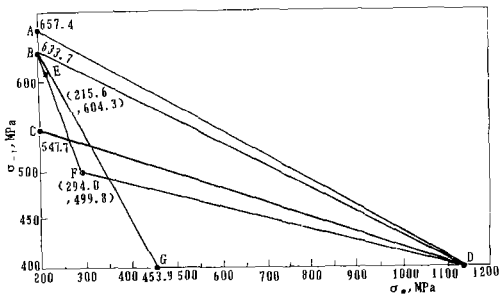


图6 TC11的古特曼图

- 图中 A点—材料的振动疲劳极限;  
B点—材料在 $\sigma_m=0$ 的对称循环轴向疲劳极限;  
C点—三级压气机叶片的振动疲劳极限;  
D点—材料室温拉伸强度;  
E点—材料在 $\sigma_m=215.6$ MPa的轴向疲劳极限;  
F点—材料在 $\sigma_m=294.0$ MPa的轴向疲劳极限;  
G点—材料在 $\sigma_m=0.4\sigma_b$ 的点。

由图可知, 叶片实物的疲劳极限低于材料的疲劳极限, 轴向疲劳极限低于反复弯曲的疲劳极限。

根据Hiroshi, Rituro等人<sup>(4)</sup>在持久极限图上常把平均应力限制在 $0.4\sigma_b$ 以内, 对TC11而言应为453.9MPa, 则应力在BG线以下使用应该是可靠的。文中E、F点均在BG线以下。

在用累积损伤原理进行寿命估算过程中,当计入平均应力影响时,在S-N曲线上应用当量应力幅 $\sigma_{eq}$ 代替 $\sigma_a$

$$\text{则 } \sigma_{eq} = \frac{\sigma_a}{1 - \frac{\sigma_m}{\sigma_b}}$$

为安全起见,可将 $\sigma_b' = 0.4 \sigma_b$ 代入上式,

$$\text{则 } \sigma_{eq} = \frac{\sigma_a}{1 - \frac{\sigma_m}{\sigma_b'}}$$

## 四、结 论

1. 据资料报道,钛合金的疲劳强度与 $\sigma_b$ 的比为0.5~0.6,类似于钢<sup>[5]</sup>,本文为0.579,而三级叶片的疲劳强度与 $\sigma_b$ 之比为0.483。

2. TC11三级压气机叶片室温下的应力分布和频率,无论是实测、静强度设计值还是有限元计算三者都比较接近。一阶振型的频率实测与计算的相对误差约1.1%。最大应力区在叶背中部距叶根约1/4~1/3的叶高处。

3. 室温下TC11三级压气机叶片的振动疲劳强度比材料的降低了16.7%,而350℃下仅降低6.7%。

4. 材料在高温500℃下热暴露的时间越长,对于相同的受力情况,室温下的疲劳寿命越短;而在500℃下试验的疲劳寿命,热暴露时间的长短对它影响不大。这说明了TC11在高温下使用比在室温和低温下使用更能发挥其优势。

5. 对叶片进行寿命估算过程中,当计入离心力影响时,使用当量应力可在振动疲劳S-N曲线中进行累积损伤计算。当叶片上的应力条件处于古特曼图的BG线以下时可认为是安全的。

材料的热暴露试验工作由高扬同志主持,原材料得到了刘素莹工程师的全力支持,在此深表谢意。

## 参考文献

- [1] R.E.Dundas, "The Use of Performance Monitoring to Provent Compressor and Turbine Blade Failures", ASME 82-GT-66.
- [2] W.J.Crichlow and T.Lunde, "High Cycle Fatigue Properties of Titanium in Aircraft Application", Burbank, California 91503. Ohio 45433.
- [3] 侯静泳, "叶片及材料的振动疲劳试验方法", HB5277-84.
- [4] Hiroshi Nakamura, Rituro Umakeshi, "A Contribution to the Study of Rotating Blades", Mechanical Behaviour of Materials, 1974, Japan.
- [5] Dr. Klaus Rüdinger, "Recent Development in the Application of Titanium for Motorcars", Titanium Science and Technology, Vol. 1 (1975), p.185.



## 新型铝硅合金

日本轻金属公司成功地研制出了高强度、耐磨损的新型铝硅合金。这种合金除在铝中添加硅外,还添加其它特殊金属元素。特点是不仅具有优异的耐磨性,而且强度也极高,其中机械强度可与典型的飞机材料硬铝相媲美,耐蚀性比硬铝还优异。

原有的铝硅合金由于耐磨性优越,热膨胀率也低,用在引擎和滑动零部件上,但机械强度差,冷加工性也不好。该公司运用添加特殊的金属元素技术和优越的铸造、挤压技术,成功地研制出强度高、冷加工性好的铝硅合金。该合金除用于引擎、压缩机等汽缸之外,也可应用于齿轮、联轴节、皮带轮等广泛领域。

(吕学业摘译)

## 表面轮廓分析仪RM500

西德Rodenstock公司生产的RM500表面轮廓分析仪,是非接触式快速、准确并可实现工件表面形状偏差、波纹度和表面光洁度同时自动测量的新型仪器。由于工件表面形状偏差与该工件装配后的密封性、精密配合及平稳运转有关,波纹度则与噪声的产生、平稳运动以及润滑性能有关,光洁度与工件的耐磨性及服役寿命有关,所以,这些数据的准确测定对于凸轮轴、发动机阀杆、座圈以及齿轮轴一类工件的加工质量评定具有极重要的作用。该设备是机械行业不可缺少的检测装置。

刘立新