

# GH33、GH33A的低循环疲劳和 循环应力-应变性能

谢济洲 杨瑞璋 宁友连

镍基高温合金GH33曾用作新涡喷发动机的涡轮盘，经工厂试车后出现大批伸长变形故障，其中一级盘尤为突出。按专用技术条件B-30的要求来鉴定，发现工厂生产的发动机，经试车后超差的就达半数之多，严重影响产品质量<sup>[1]</sup>。

为了克服这一故障，经有关厂、所商议，决定研制新合金，并采用微调GH33合金的化学成份，添加少量合金元素以提高其屈服强度的方案。经反复几个周期的试验证明，提高Al+Ti(1%+3%)，添加1.2~1.8%Nb，大幅度地提高了合金的室温和高温屈服强度，其余性能指标也均不低于GH33合金水平，经改进后的这种新合金叫GH33A。

根据喷气发动机重要受力件涡轮盘的工作受力情况，对其所用材料除了通常所要求的高温下的强度极限、屈服强度、蠕变、高循环疲劳等常规力学性能外，还要求综合条件下的使用性能。高温低循环疲劳性能就是其中之一，并认为它是涡轮盘选材的限制因素<sup>[2]</sup>。为此，本文对这两种合金的高温低循环疲劳及其循环应力-应变性能进行了研究，并作了对比，以便为设计选材和寿命估算提供数据。

## 一、实验方法

GH33、GH33A合金的高温低循环疲劳试样从该发动机涡轮盘坯的弦向切取。原材料经化学分析和常规机械性能检验，符合技术条件规定，如表1所示。

试验时选用控制轴向应变的等截面光滑试样，其工作部份的直径为5毫米，标距长20毫米，详见图1。

试验在改装的、最大容量为±2吨、能作应变或载荷控制的拉压低循环疲劳机上进行。控制应变试验时采用轴向应变引伸计<sup>[3]</sup>，以线性可调差动变压器作为测量敏感元件，经整流放大后的电信号输给伺服控制器，驱使电磁阀

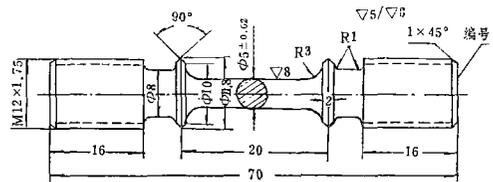


图1 高温轴向光滑试样

表1 合金的主要化学成份和力学性能

合金	主要化学成份, %						试验温度 C°	主要力学性能			
	C	Cr	Ti	Al	Nb	Ni		$\sigma_b$ 公斤/毫米 <sup>2</sup>	$\sigma_{0.2}$ 公斤/毫米 <sup>2</sup>	$\psi$ %	持久强度 750°C 35公斤/毫米 <sup>2</sup>
GH33	0.06	19.0~	2.3~	0.55~		基	600	88~95	58~65	25~40	≥50小时
		22.0	2.7	0.95			700	80~90	55~62	20~30	
GH33A	0.03~ 0.04	20.0~	2.6~	0.95~	1.28~	基	600	108~109	72	30	≥50小时
		22.0	2.8	1.03	1.54		700	105~106	75	26	

按给定要求进行控制。此信号同时输给X-Y记录仪，与从载荷传感器来的力值信号一起，记录整个试验过程中的应力-应变回线。

试验温度为600、700℃，总应变范围 $\Delta\epsilon_t$ 从0.4至1.5%，全部试验在应变比 $R = -1$ 的全反复拉压应变循环下进行，波形为三角形波，所有试验的应变速率 $\dot{\epsilon}$ 保持恒定，约为 $5 \times 10^{-4}$ /秒。试样采用对开式电阻炉加热，在试样标距长度上的温度梯度不大于5℃，温度波动范围 $\pm 2^\circ\text{C}$ 。

## 二、低循环疲劳性能

两种合金在600和700℃下，总应变范围 $\Delta\epsilon_t$ 从0.4至1.5%时，测得的疲劳寿命 $N_f$ 和稳定应力范围数据如表2和表3所示。

根据这些数据，在双对数坐标上得到的总应变范围 $\Delta\epsilon_t$ -疲劳寿命 $N_f$ 的关系曲线如图2和3所示。其结果表明于以下三种情况中。

表2 GH33和GH33A在600℃下  
高温低循环疲劳性能

GH 33				
试样号	总应变范围 $\Delta\epsilon_t$ %	频率 次/分	稳定拉应力 公斤/毫米 <sup>2</sup>	断裂循环数 $N_f$
5-1	1.5	2	79.0	57
4-1	1.2	2.5	75.0	202
4-3	1.2	2.5	75.0	323
5-2	1.0	3	72.3	274
4-2	0.8	4	68.3	706
5-3	0.6	5	63.0	900
7-2	0.4	7	56.0	7377

GH33A				
试样号	总应变范围 $\Delta\epsilon_t$ %	频率 次/分	稳定拉应力 公斤/毫米 <sup>2</sup>	断裂循环数 $N_f$
A5-1	1.5	2	98.85	60
A4-1	1.2	2.5	97.75	259
A5-2	1.0	3	81.51	510
A6-1	0.8	4	79.98	1127
A6-2	0.6	5	67.24	3600
A4-2	0.4	7	56.0	20826
A9-1	0.4	7	56.0	>23870

表3 GH33、GH33A在700℃下  
高温低循环疲劳性能

GH 33				
试样号	总应变范围 $\Delta\epsilon_t$ %	频率 次/分	稳定拉应力 公斤/毫米 <sup>2</sup>	断裂循环数 $N_f$
7-1	1.0	3	73.3	73
7-3	0.8	4	67.2	300
6-1	0.8	4	67.2	540
6-3	0.6	5	65.2	486
6-2	0.4	7	56.0	3090

GH33A				
试样号	总应变范围 $\Delta\epsilon_t$ %	频率 次/分	稳定拉应力 公斤/毫米 <sup>2</sup>	断裂循环数 $N_f$
A8-2	1.0	3	90.7	79
A8-1	0.8	4	81.09	303
A7-1	0.6	5	67.2	3374
A7-2	0.4	7	56.0	14666

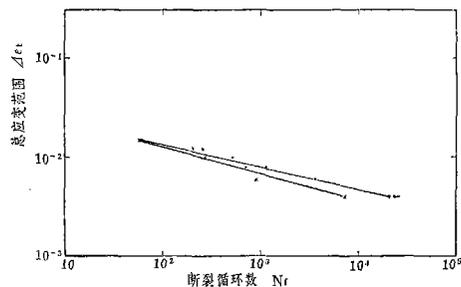


图2 GH33、GH33A合金600℃下 $\Delta\epsilon_t$ - $N_f$ 曲线图 ·—GH33A; ×—GH33

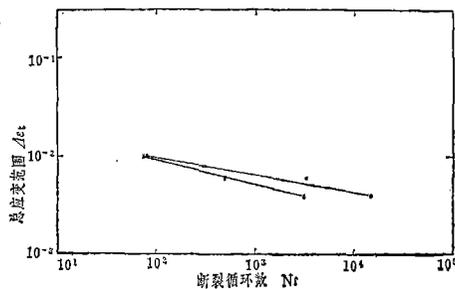


图3 GH33、GH33A合金700℃下 $\Delta\epsilon_t$ - $N_f$ 曲线图 ·—GH33A; ×—GH33

### 1. 两种合金疲劳寿命的比较

在这两种试验温度下，除600℃、 $\Delta\epsilon_t = 1.5\%$ 和700℃、 $\Delta\epsilon_t = 1.0\%$ 时两种合金的寿命 $N_f$ 相当接近外，无论是高应变范围还是低应变范围，GH33A合金的全部数据都比

GH33合金好。而且，随着 $\Delta\epsilon_t$ 的降低，两者的疲劳寿命 $N_f$ 相差越来越悬殊，特别是当 $\Delta\epsilon_t = 0.4\%$ 时，相差更为明显，即在600℃情况下，GH33A合金的 $N_f$ 达20000次以上，而GH33合金仅7000多次，前者约为后者的三倍；在700℃情况下，GH33A合金的 $N_f$ 为14000多次，而GH33合金仅3000多次，前者约为后者的四倍之多。

## 2. 温度对疲劳性能的影响

两种合金的低循环疲劳性能都随试验温度的提高而下降，特别是在高的 $\Delta\epsilon_t$ 时，温度的影响较为明显。

## 3. $\Delta\epsilon_t-N_f$ 曲线的性质

对于这两种合金，发现其总应变范围与断裂循环数，在双对数坐标上近似线性关系，其曲线的斜率GH33A合金要比GH33合金小些。

根据这些数据和规律可以看出，虽然GH33A合金添加了少量强化元素后提高了屈服强度，但其高温塑性并没有明显下降（见表1），同时比GH33合金具有较好的高温低循环疲劳强度。如果设计时许用应变取0.6%或

更低一些，那么GH33A的疲劳寿命可大大地高于GH33合金。当使用温度从600℃提高到700℃时更显示出其优越性。

按照S.S.Manson<sup>[4]</sup>等人提出的估算低循环疲劳寿命的关系式：

$$\Delta\epsilon_t = \Delta\epsilon_e + \Delta\epsilon_p = \frac{\sigma_f'}{E} N_f^b + \epsilon_f' N_f^\alpha \quad (1)$$

式中： $\Delta\epsilon_e$ -弹性应变范围；

$\Delta\epsilon_p$ -塑性应变范围；

$\sigma_f'$ -疲劳强度系数；

E-弹性模量；

b-疲劳强度指数；

$\epsilon_f'$ -疲劳塑性系数；

$\alpha$ -疲劳塑性指数。

我们把以上数据处理成 $\Delta\epsilon_t$ 、 $\Delta\epsilon_e$ 、 $\Delta\epsilon_p-N_f$ 曲线，如图4至7所示。根据这些关系曲线就可方便地计算出这两种合金在所用温度下的与上述Manson方程有关的各种系数和指数，应用这些参数就可预测其低循环疲劳寿命。另外，从图中还可看出，在600和700℃时，这两种合金的弹性线与塑性线的交点，即所谓“过渡疲

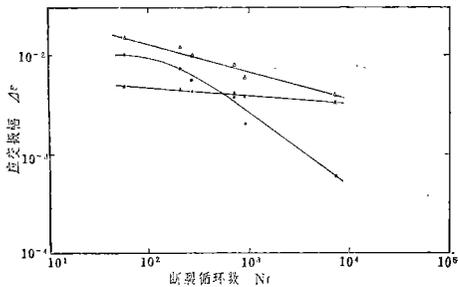


图4 GH33合金600℃下 $\Delta\epsilon_t$ 、 $\Delta\epsilon_e$ 、 $\Delta\epsilon_p-N_f$ 曲线图  $\Delta-\Delta\epsilon_t$ ； $\times-\Delta\epsilon_e$ ； $\cdot-\Delta\epsilon_p$

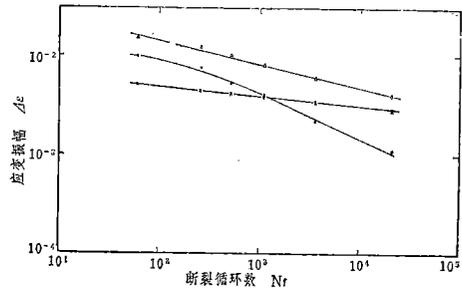


图6 GH33A合金600℃下 $\Delta\epsilon_t$ 、 $\Delta\epsilon_e$ 、 $\Delta\epsilon_p-N_f$ 曲线图  $\Delta-\Delta\epsilon_t$ ； $\times-\Delta\epsilon_e$ ； $\cdot-\Delta\epsilon_p$

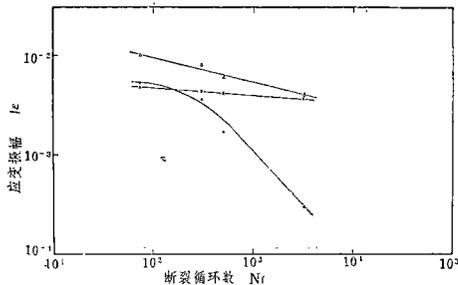


图5 GH33合金700℃下 $\Delta\epsilon_t$ 、 $\Delta\epsilon_e$ 、 $\Delta\epsilon_p-N_f$ 曲线图  $\Delta-\Delta\epsilon_t$ ； $\times-\Delta\epsilon_e$ ； $\cdot-\Delta\epsilon_p$

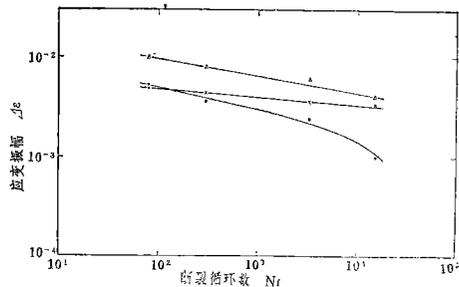


图7 GH33A合金700℃下 $\Delta\epsilon_t$ 、 $\Delta\epsilon_e$ 、 $\Delta\epsilon_p-N_f$ 曲线图  $\Delta-\Delta\epsilon_t$ ； $\times-\Delta\epsilon_e$ ； $\cdot-\Delta\epsilon_p$

寿命”  $N_t$ ，基本上在  $10^2 \sim 10^3$  之间，并随试验温度的升高（从600到700℃），交点向左移， $N_t$ 降低。Coffin<sup>[5]</sup>认为 $N_t$ 是低循环疲劳的关键指标之一，如果设计的疲劳寿命 $N_d$ 小于 $N_t$ ，那么对于设计来说就需要低循环疲劳数据及其弹-塑性解。若 $N_d$ 比 $N_t$ 大得多，那么高循环疲劳数据和弹性应力分析是比较吻合的。在这种情况下，温度足够的低，应力没有松弛，零件中原有的残余应力对疲劳寿命就有影响，如喷丸强化提高疲劳寿命等。然而，在高温高应变下，超过材料的屈服极限，也可能发生蠕变，这时残余应力将松弛而不起作用。更进一步来说，如果根据裂纹扩展率 $da/dN$ ，取 $N_d$ 为设计寿命，那么对于 $N_d < N_t$ 时，就要求以总应变裂纹扩展率来估算；反之，对于 $N_d \gg N_t$ 时，控制弹性应变或应力的裂纹扩展率就可以采用。

### 三、循环应力-应变性能

材料循环应力-应变性能的研究，是低循环疲劳研究中的一个重要方面。众所周知，绝大多数工程材料，当它承受反复的循环塑性变形时，会不同程度地表现出循环硬化或软化。因此，导致材料性能指标的变化。先进的精确的飞机、发动机设计就必须考虑这一使用性能，例如，循环硬化材料，在使用过程中它的屈服

强度就要提高。若按原来的瞬时性能指标来设计，其结果是偏于保守，影响整机的先进性；反之，如果是循环软化，在使用过程中其屈服强度必然下降，若按原瞬时性能指标设计，势必会导致过早失效，影响整机的安全使用。本文测定了这两种合金在600和700℃下的循环应力-应变性能，在不同的恒定总应变下测得的应力范围  $\Delta\sigma$  和疲劳寿命循环数  $N$  的关系曲线分别如图8至11所示。其循环应力-应变曲线如图12和13所示。

从这些图中可以看出，这两种合金在所试温度下的循环硬化、软化规律基本一致，除在

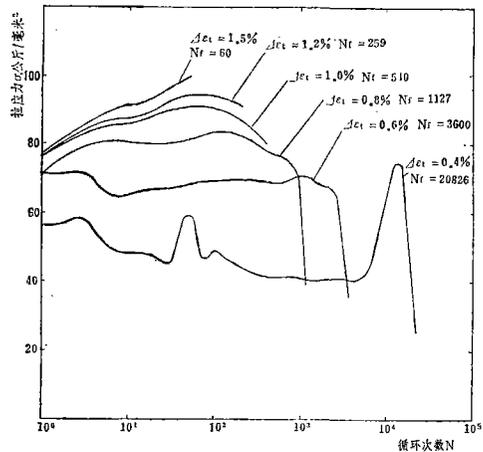


图9 GH33A合金600℃不同应变的应力-寿命曲线

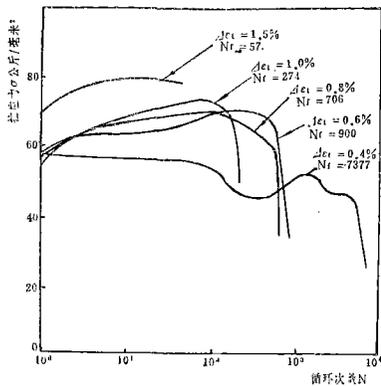


图8 GH33合金600℃不同应变的应力-寿命曲线

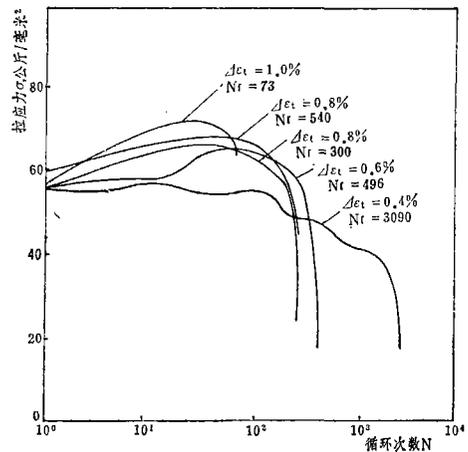


图10 GH33合金700℃不同应变的应力-寿命曲线

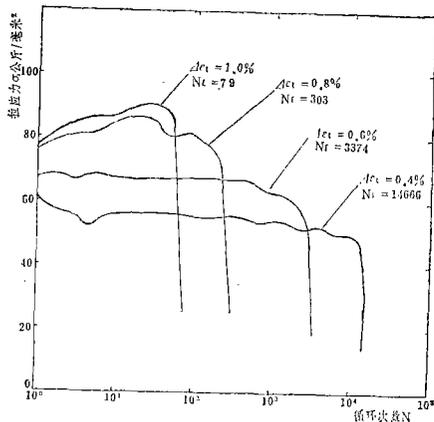


图 11 GH33A 合金 700°C 不同应变的应力-寿命曲线

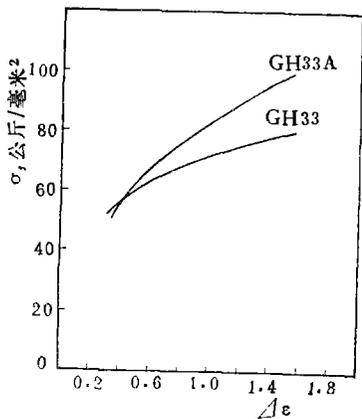


图 12 GH33、GH33A 合金在 600°C 下循环应力-应变曲线  
---GH33A; ×—GH33.

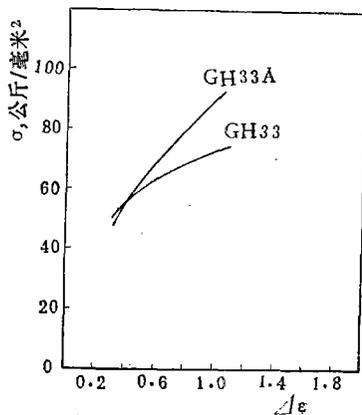


图 13 GH33、GH33A 合金在 700°C 下循环应力-应变曲线

低应变, 即  $\Delta\epsilon_t = 0.4\%$  时, 出现几次反复的循环软化和硬化交替作用外, 其余的均表现为循环硬化, 其循环硬化的程度 GH33A 合金要比 GH33 合金更为显著, 同时随着试验温度从 600 升高到 700°C, GH33A 合金的循环硬化程度增长, 而 GH33 合金则略有下降 (图 12 和 13)。这一点, 由图 14 和 15 也得到证实, 600°C 时 GH33 合金的循环应变硬化指数  $n'$  为 0.12, GH33A 为 0.22; 700°C 时 GH33 的  $n'$  为 0.11, 而 GH33A 合金为 0.26。这说明 GH33A 合金的循环应力-应变性能稍优于 GH33 合金。

图 14 和 15 的  $\Delta\sigma$  (应力范围) -  $\Delta\epsilon_p$  (塑性应变范围) 曲线在双对数坐标中是一条清晰的直线, 这与熟知的如下关系式<sup>[6]</sup>是一致的, 即

$$\Delta\sigma = A \Delta\epsilon_p^n \quad (2)$$

式中  $n$  为循环应变硬化指数,  $A$  为疲劳强度系数, 即  $\sigma_r'$ 。

循环应力-应变性能和低循环疲劳结果之

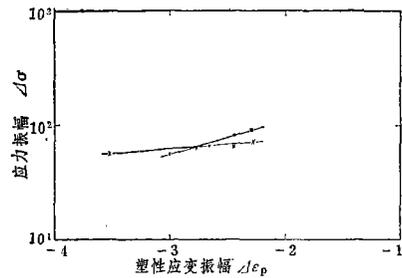


图 14 GH33、GH33A 合金 600°C 下循环应变硬化指数  
---GH33A; ×—GH33.

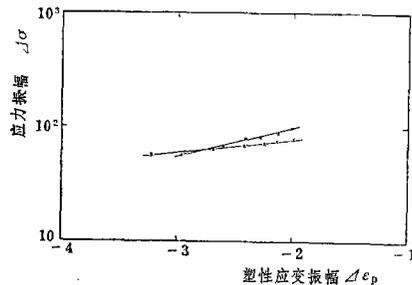


图 15 GH33、GH33A 合金 700°C 下循环应变硬化指数  
---GH33A; ×—GH33.

间的关系已被 Morrow 的研究<sup>[7]</sup>所统一, 合并上述关系式(2)和 Coffin - Manson\* 方程, 即得

$$\Delta \varepsilon_p = B N_f^{-m} \quad (3)$$

得到的应力范围  $\Delta \sigma$  和  $N_f$  之间的关系式为

$$\Delta \sigma = B' N_f^{-mn} \quad (4)$$

用弹性模量除以  $\Delta \sigma$ , 则得弹性应变范围

$$\Delta \varepsilon_e = B'' N_f^{-mn} \quad (5)$$

合并方程(3)和(5), 可得总应变范围

$$\Delta \varepsilon_t = B'' N_f^{-mn} + B N_f^{-m} \quad (6)$$

这就使弹性项和塑性项的指数与循环应变变化指数建立了简单的关系。很清楚, 方程(2)、(3)和(5)在双对数坐标上是三条直线。GH33A和GH33合金在所试的两种温度下, 其  $\Delta \varepsilon_e - N_f$  和  $\Delta \sigma - \Delta \varepsilon_p$  曲线都符合方程(2)和(5), 只有  $\Delta \varepsilon_p - N_f$  曲线与方程(3)有出入, 不是一条理想的直线, 这个规律与研究GH36和GH132合金时所得到的结果<sup>[3]</sup>相一致。

值得注意的是在 600°C 低应变范围时, 这两种合金都出现交替的循环软化与硬化现象, 其中 GH33A 合金更为突出。当试验温度升至 700°C 时这种现象逐渐减弱。近年来, 曾用透射电子显微镜, 从微观原子尺度对循环硬化或软化进行了观察, 认为范性变形是由于晶体结构中的位错运动产生的, 硬化被认为是晶体结构中原有的和新产生的位错的交互作用, 产生

了对位错进一步运动的障碍所引起的<sup>[8]</sup>, 软化被认为是原有的位错缠结和障碍, 在循环加载过程中逐渐遭到破坏所致。但对于这种交替出现的情况无法理解, 因此, 值得进一步研究。

### 参 考 资 料

- [1] GH33 合金涡轮盘伸长故障分析与 GH33A 合金的研制, 《涡轮发动机的故障分析》, 1978.5.
- [2] G. M. McRAE, Turbine jet engine disk life limits, P. & W. Aircraft.
- [3] 谢济洲、周瑞发, 两种涡轮盘合金的高温低循环疲劳性能及断裂研究, 《航空材料》1978.第五期.
- [4] T. V. Duggan, J. Byrne, Fatigue as A Design Criterion, MacMillan Press, 1977.
- [5] L. F. Coffin, Fatigue at high temperature, ASTM STP 520, 1973.
- [6] S. S. Manson, Metal Fatigue Damage-Mechanism, Detection, Avoidance and Repair, 1971.
- [7] JoDean Morrow, ASTM STP 378, 1965.
- [8] H. F. Merrick, Met. Trans., 1977. 4.

\*  $\Delta \varepsilon_p N_f^a = C$

### 航空透明材料技术座谈会

化工部二局于一九七九年七月五日至十日在苏州市召开了航空透明材料技术座谈会。参加座谈的有科研、生产、使用三方面的29个单位58名代表。座谈会回顾了我国航空透明材料的发展情况, 总结了研制工作中的经验和教训, 提出了今后研制工作的意见。

二十多年来, 我国航空透明材料从仿制到自行研制, 试制出了2号、3号、4号等有机玻璃, 基本上能满足航空工业发展需要, 还开展了5号、6号有机玻璃及聚碳酸酯玻璃的科研工作, 取得了一定成绩。但也

存在着一些急待解决的问题。

与会代表建议: 航空透明材料的研制工作, 近期应以攻克3号、4号定向有机玻璃及其所用的厚板的研制工作为重点。对5号、6号玻璃的研制工作, 可适时告一段落。为满足高M数飞机发展的需要, 应对耐热有机玻璃进行探索试验, 并发展夹层材料、聚碳酸酯玻璃的研制及对国外交联共聚等耐热有机玻璃样品的剖析工作; 积极开展透明材料老化性能的研究; 提高813胶片清晰度的研究; 加强情报资料的收集、交流及分析研究工作, 以加快航空透明材料的发展。

(钱瀛涛)