

复合材料在新机垂尾上随机飞行试用情况

六〇一所 丁桂珍 陈绍杰

复合材料的研究和应用日益受到各有关方面的重视和关注。由六二一所、一一二厂和六〇一所等单位经过共同努力将两个复合材料制件，即一段垂尾前缘和垂直安定面前部一块壁板，于1978年装机试用。当时共改装了三架份飞机，六个制件。在随机试用过程中按时进行了检查和观测，并作了记录。迄今，制件已随机飞行了五年，获得了一些有益的经验 and 认识，本文拟对有关情况初步总结和报导。

一、装机件随机飞行情况

自1978年我们改装了三架份飞机，截至前一段时间的统计每架飞机都飞行了100多个起落，累计100多个飞行小时。其中最多的一架已飞行200多个起落，累计200多个飞行小时。该装机件随机参加了起落航线、高空大M数、低空大表速、升限、空中试炮、复杂特技、复杂气象等各种科目的飞行。制件装机后适逢新机设计定型，飞行频繁，科目全面，使复合材料制件随之受到了全面的考验，其中包括较严重的翼面振动、气动加热和较恶劣环境条件的考验。随机飞行五年后表明，制件基本经受住了这些比较苛刻的考验。

二、装机件随机飞行后的检查情况

在制件随机飞行期间，对装机件进行了几次检查，并作了较详细的记录。鉴于当时还没有完好的外场无损检验手段，故只能用一些宏观的方法进行检测，同时作了些照像记录。

现将检查中见到的几个问题叙述如下。

1. 制件边角处分层

制件的边角处是易于产生分层的地方。一般讲若制件生产、加工中充分注意到此问题，

使用中无撞击损伤，则轻易不会造成边角处的分层。装机件的几处边角分层是由于当时无特制刀具，加工工艺研究不充分造成的。使用中发现分层扩展不快，加之采用机械连接后情况会有改善，影响不大。值得注意的是应加强机加工艺研究，尽量减少加工时的初缺陷，并在使用维护中杜绝非正常的敲打和撞击。

2. 壁板上加筋在端头处开裂

3块装机的加筋壁板采用了两种加筋与蒙皮板的连接形式，其中一种设计上不合理，加筋与板连接的端头处刚度有突变，造成开裂并有扩展。这说明使用复合材料时结构设计上要多加注意，必须适应该材料的结构特性。国外的加筋和板除胶接外还有机械连接或其他连接加以补充，看来这是值得注意的。

3. 接触腐蚀

为防止接触腐蚀，在复合材料制件和铝合金骨架接触面上粘贴了玻璃布，试用五年后未见任何腐蚀，实践证明该方法简便有效，为以后大面积使用复合材料提供了良好的借鉴。装机时机械加工沿接合边缘及螺钉孔处均用环氧锌黄底漆 H06—2 加以封闭，试用中检查发现只是在连接件（合金钢材料）与复合材料接触的表面出现了较轻微的腐蚀现象，目前不影响使用。这也与该装机件系可卸零件、多次拆卸造成漆层损伤有关。但以后大面积使用复合材料，连接件数量剧增，钉孔处用何种方法、何种材料防腐，既施工简便又行之有效，目前仍是一个迫切需要解决的问题。

4. 表面防护

装机时制件由六二一所有关同志负责进行了表面防护工作，试用后检查中发现个别制件表面漆层有被冲刷的顺纤维方向的细小裂纹，

（下转第30页）

2. 硼对DZ3合金组织稳定性的影响

当K3合金中的成分偏上限时, 则 N_v 值>2.25, 有可能出 σ 相, 此外工艺不当也会出现 σ 相^[8]。

本试验证明, 当钎焊工艺和热处理制度不合理时, 则会在钎焊接头的DZ3基体上出现针状组织的 σ 相, 见图4。

硼的 N_v 值及高硼对高温合金形成 σ 相的影响, 未见到系统的研究资料。但有的资料^[9]认为: K18合金中含硼大于0.5%时会出现 σ 相。

本试验表明, 当采用所推荐的工艺时, 接头中不会出现 σ 相, 而且经850℃、220小时持久试验后的接头中, 也未出现 σ 相(见图6), 从而证明钎焊接头的组织是稳定的。

六、结 论

1. 采用较高温长时间的钎焊和扩散处理, 是消除硼化物、获得优质镍基高温合金钎焊接头的工艺方法。

2. 当钎料中的硼等元素扩散到DZ3合金基体中较小的范围内时, 会引起 σ 相出现, 但按推荐的工艺钎焊时, 可以防止 σ 相的产生。

本题目的主要协作单位为国营四一〇厂。在题目研究过程中得到孙传琪、李永祚、方玲、李丽珍等同志及有关单位的帮助, 深表感谢。

主要参考资料

- [1] 张家福等, 金属学报, 18卷, No.6, 1982, P645。
- [2] 高温合金手册, 冶金工业出版社, 1972, P314。
- [3] 冶军等, 美国高温合金手册, 冶金工业出版社, 1978, P3~5。
- [4] 镍基合金的典型组织, 航空材料专集(1), 航空材料编辑部, 1977年5月, P47~52。
- [5] E. Lugscheider, Hochtemperaturloten-stand und Entwicklungstendenzen, 第34届国际焊接年会资料。
- [6] Р.А. Мусин и другие, Диффузионная сварка жаропрочных сплавов Металлургия, 1979, Москва, P168。
- [7] 恩沢忠男等, Inco713CTLP连接, 溶接学会志, 1978, No.3, P35。
- [8] 郝秋民、陈荣章, 航空材料, 1981, No.4,

P11。

[9] 丁立平等, 焊接学报, 1982年第3卷, No.3, P89。

(上接第8页)

可见对复合材料制件采取有效的表面防护措施是必要的。据知对这方面的工作六二一所有关同志已作了更深入的研究。

5. 使用中的修补

试用中也碰到了有关修补的问题。一个前缘蒙皮制作中有较严重的初缺陷, 我们在现场条件下进行了修补, 使用中未见任何异常, 说明基本是成功的。另有一段前缘蒙皮因检查拆卸时重力敲击造成端部分层, 我们曾采用常温胶以注射法在机场进行了修补, 宏观检查粘接情况良好, 但还有待进一步的飞行考察。使用中遇到的问题是初步的, 修补办法也是初步的, 但实践告诉我们, 有缺陷或损伤通过适当的修补是可以继续使用的。

6. 复合材料壁板与金属骨架并用

复合材料壁板与金属骨架并用, 我们考虑主要有两个问题: 一个是接触腐蚀问题, 这个问题易于解决, 已见前述; 另一个问题是金属和复合材料热胀系数不一致, 温度变化较大时会产生热应力, 引起一系列的问题。前缘位于垂尾飞行温度最高区, 试用中并未发现有何严重问题出现或因热应力引起制件变形等。我们认为, 表面的气动加热并不能立即传给骨架, 复合材料并非热的良导体。因此骨架温度会低于表面温度, 特别是当引起最高表面温度的飞行状态持续时间短时, 问题的严重性将大为降低。当然, 当大面积使用复合材料后该问题还有必要作进一步的论证和研究。

这些装机制件经受了五年试飞考验, 可以认为基本上是成功的。

虽然制件数量不多, 面积不大, 但毕竟是在高速歼击机上第一次试用复合材料, 也是国内目前仅有的几个在飞行中经受较长时间考验的复合材料制件。尚须解决的一些技术问题正在继续研究, 前景是良好的。