



CAAC
适 航 指 令

AIRWORTHINESS DIRECTIVE

本指令根据中国民用航空规章《民用航空器适航指令规定》(CCAR-39) 颁发，内容涉及飞行安全，是强制性措施。如不按规定完成，有关航空器将不再适航。

编号：CAD2009-AT3T-01

修正案号：39-6315

一. 标题： 检查、修复翼梁缘条裂纹

二. 适用范围：

本适航指令适用于某些AT-400/401/401B/402/402A/402B型飞机。
下述第（1）段适用于未加装和从未加装Marburger小翼（winglets）的飞机；第（3）段适用于经改装后安装件号（P/N）21058-1和21058-2下翼梁缘条（lower spar caps）的飞机；第（4）段适用于加装或已经加装Marburger小翼的某些序号的AT-401/401B/402/402A/402B型飞机。

（1）表1给出了未加装和从未加装Marburger小翼的受影响型号和序号飞机的安全寿命（以小时为单位表示在役时间TIS）。

表1：未加装和从未加装Marburger小翼的飞机的安全寿命

型号	序号（SN）	下翼梁缘条安全寿命（小时TIS）
AT-400	自0416起所有	13, 300
AT-401	0662至0951	10, 757
AT-401B	0952至1020， 不含1015	6, 948

AT-401B	1015、1021至1182	7,777
AT-402	0694至0951	7,440
AT-402A	0738至0951	7,440
AT-402A	0952至1020	2,000
AT-402A	1021至1182	2,300
AT-402B	0966至1020, 不含1015	2,000
AT-402B	1015、1021至1182	2,300

(2) 如果是由活塞发动机改装为涡轮发动机的飞机, 则必须遵守适用于相应序列号涡轮动力飞机的限制要求。

(3) 如果飞机经改装后安装了件号 (P/N) 21058-1和21058-2的下翼梁缘条, 其安全寿命为9800小时 (TIS), 到此寿命前无检查要求。

(i) 序号1183起且经改装后安装件号 (P/N) 21058-1和21058-2翼梁缘条的飞机, 不能加装补充型号合格证 (STC) No. SA00490LA小翼。

(ii) 如果飞机已安装有小翼和件号 (P/N) 21058-1和21058-2的翼梁缘条, 则必须在下一次飞行前拆除小翼, 并与飞机制造厂联系获取FAA给定的新安全寿命限制。

(4) 下表适用于依据补充型号合格证 (STC) No. SA00490LA加装或已经加装Marburger小翼的飞机。使用表2的小翼使用系数、表1的安全寿命及表5的说明, 确定加装或已加装Marburger小翼飞机的新安全寿命。

表2: 计算飞机安全寿命的小翼使用系数

型号	序号	小翼使用系数
AT-401	0662至0951	1.6
AT-401B	0952至1020, 不含1015	1.1
AT-401B	1015、1021至1182	1.1
AT-402	0694至0951	1.6
AT-402A	0738至0951	1.6

AT-402A	0952至1020	1.1
AT-402A	1021至1182	1.1
AT-402B	0966至1020, 不含1015	1.1
AT-402B	1015、1021至1182	1.1

三. 参考文件:

1.FAA AD2006-08-08R1, 39-15849, 2009 年 3 月 27 日

四. 原因、措施和规定

由于在中央拼合接头外侧安装孔(center splice joint outboard fastener hole)附近发现下翼梁缘条存在疲劳裂纹。这些裂纹会引起下翼梁缘条失效, 进而导致机翼分离及飞机失控。颁发本适航指令旨在检查、修复翼梁缘条裂纹。

除非事先已完成, 必须完成以下工作:

1、安全寿命记录: 依据本指令所给出的下翼梁缘条安全寿命修改所有受影响飞机履历记录。(使用本适航指令中第二条和表5的相关内容, 如适用)。

(1) 将下列信息补充到飞机履历本: “根据本适航指令, 下翼梁缘条寿命为____小时(TIS)”。依据本适航指令第二条和表5的相关内容计算出适用的安全寿命并记录在履历本中。

(2) 翼梁更换: 对所有受影响的飞机, 在累计达到本适航指令第四条1(1)给出的安全寿命或2006年4月21日后50小时(TIS)内更换翼梁缘条, 以后到为准, 依据Snow Engineering Drawing Number 21088 (2004 年11月3日) 更换翼梁缘条。此项更换工作必须由有资质的人员完成。

2、检查要求：对所有受影响的飞机，但不包括序号0952至1182的AT-402A型飞机和序号0966至1182的AT-402B型飞机，依据 Snow Engineering Co. Process Specification 197第1页（2002年6月4日修订）、第2-4页（2001年2月23日）、第5页（2002年5月3日），按照表3给出的翼梁缘条检查时间表对外侧两个下翼梁缘条安装孔进行初次检查。初次检查后，使用与首次检查的相同的程序，依据表3给出的重复检查间隔进行重复性检查。如果没有完成检查，依据Snow Engineering 服务信函202第3页（2000年10月16日）做首次检查，安装接近口盖。

注：下表中，“下一个___小时TIS内”是指2006年4月21日起下一个___小时TIS内。

表3：检查时限

型号	序号	翼梁缘条安全时限（TIS小时）	首次检查	重复检查间隔（小时）
AT-400	0416起所有	大于7750	在下一个50小时(TIS)内或累积8000小时(TIS)，后到为准	900
AT-401	0662-0951	大于6250	在下一个50小时(TIS)内或累积6500小时(TIS)，后到为准	700
AT-401	0662-0951	大于4350，但小于等于6250	在下一个250小时(TIS)或累积4850小时(TIS)内，后到为准	700
AT-401	0662-0951	大于2750，但小于等于4350	在下一个500小时(TIS)内	700
AT-401	0662-0951	小于等于2750	累积3250小时(TIS)	700
AT-401B	0952-1020 不含1015	大于3,950	在下一个50小时(TIS)内或累积4200小时(TIS)，后到为准	600
AT-401B	0952-1020	大于2650，但小	在下一个250小时(TIS)内	600

	不含1015	于等于3950	或累积3150小时 (TIS), 后到为准	
AT-401B	0952-1020 不含1015	大于1600, 但小 于等于2650	在下一个500小时 (TIS) 内	600
AT-401B	0952-1020 不含1015	小于等于1600	累积2100小时 (TIS)	600
AT-401B	1015、 1021-1124	大于4450	在下一个50小时 (TIS) 内或 累积4700小时 (TIS), 后到 为准	600
AT-401B	1015、 1021-1124	大于3000, 但小 于等于4450	在下一个250小时 (TIS) 内 或累积3500小时 (TIS), 后到为准	600
AT-401B	1015、 1021-1124	大于1850, 但小 于等于3000	在下一个500小时 (TIS) 内	600
AT-401B	1015、 1021-1124	小于或等于1850	累积2350小时 (TIS)	600
AT-401B	1125-1182	大于4450	在下一个50小时 (TIS) 内或 累积4700小时 (TIS), 后到 为准	1000
AT-401B	1125-1182	大于3000, 但小 于等于4450	在下一个250小时 (TIS) 内 或累积3500小时 (TIS), 后到为准	1000
AT-401B	1125-1182	大于1850, 但小 于等于3000	在下一个500小时 (TIS) 内	1000
AT-401B	1125-1182	小于等于1850	累积2350小时 (TIS)	1000
AT-402/ AT-402A	0694-0951	大于4250	在下一个50小时 (TIS) 内或 累积4500小时 (TIS), 后到 为准	700
AT-402/ AT-402A	0694-0951	大于2850, 但小 于等于4250	在下一个250小时 (TIS) 内 或累积3350小时 (TIS), 后到为准	700
AT-402/ AT-402A	0694-0951	大于1750, 但小 于等于2850	在下一个500小时 (TIS) 内	700
AT-402/ AT-402A	0694-0951	小于等于1750	累积2250小时 (TIS)	700

AT-402A				
---------	--	--	--	--

3、对于所有受影响的飞机，如检查发现裂纹，在下一次飞行前，应依据Snow Engineering Drawing Number 21088（2004年11月3日）更换出现裂纹的下翼梁缘条。

4、对于序号0952至1182的AT-400/401/401B/402型飞机，在完成本适航指令要求的检查中，如检查发现任何裂纹，应按表4的要求在10日内将检查结果报告适航部门。

表4：CAD2009-AT3T-01检查报告表

CAD2009-AT3T-01检查报告表	
1. 检查实施单位：	2. 电话：
3. 飞机型号：	4. 飞机序号：
5. 发动机型号：	6. 飞机总在役时间：
7. 机翼总在役时间：	8. 下翼梁缘条在役时间：
9. 以前下翼梁缘条是否进行过检查？ （涡流、着色渗透、磁粉、超声波） ☐ 是 ☐ 否	9a. 如果是， 日期：_____ 检查方法： _____ 下翼梁缘条在役时间：_____ 是否发现裂纹？ ☐ 是 ☐ 否
10. 是否对翼梁缘条进行过重要修理和改动？ ☐ 是 ☐ 否	10a. 如果是，详细说明（说明过程和 在役时间）
11. 执行本适航指令检查日期：	
12. 检查结果：（注：仅报告是否发现裂纹）	12a. ☐ 左侧 ☐ 右侧
12b. 裂纹长度：	12c. 是否使用钻削，扩大孔，消除裂纹痕迹？ ☐ 是 ☐ 否
12d. 已采取的纠正措施：	

表格5：加装或已加装补充型号合格证（STC）No. SA00490LA小翼的
AT-401/401B/402/402A/402B型飞机安全寿命说明

（1）如在2006年4月21日之前或之后，拆除Marburger小翼的情况： ①通过查询飞机履历本飞机确定加装STC No. SA00490LA小翼的在役时间。包括当前加装小翼在役时间和以前加装小翼（安装后又拆除的情况）在役时间。 例如：查询飞机履历本发现，自加装STC No. SA00490LA小翼起，累积350小时在役时间。以前加装小翼（安装后又拆除的情况）在役时间150小时。因此，小翼在役时间500小时。 对于从未加装STC No. SA00490LA小翼的飞机，其安全寿命在表1中列出。今后需加装小翼的飞机必须符合本说明，缩短安全寿命。 ②从本适航指令表1中，确定未加装小翼飞机的安全寿命。 例如：序号1022的AT-401B型飞机，从表1查出，未加装小翼飞机的安全寿命为7777小时。 ③从本适航指令表2中，确定小翼使用系数。 例如：序号1022的AT-401B型飞机，从表2中查出，小翼使用系数为1.1。 ④以小翼使用系数修正小翼在役时间。小翼在役时间（上述第①步结果）乘以小翼使用系数（上述第③步结果）。 例如：小翼在役时间（500小时）×小翼使用系数（1.1）=修正小翼在役时间（550小时）。 ⑤计算小翼使用损失。修正小翼在役时间（第④步结果）减去小翼在役时间（第①步结果）。 例如：修正小翼在役时间（550小时）－小翼在役时间（500小时）=小翼使用损失（50小时）。 ⑥以小翼使用损失修正飞机安全寿命。未加装小翼飞机的安全寿命（第②步结果）减去小翼使用损失（第⑤步结果）。 例如：飞机未加装小翼的安全寿命（7777小时）－小翼使用损失（50小时）=修正飞机安全寿命（7727小时）。 ⑦如果在下一次飞行前拆除小翼或不再加装小翼，飞机的安全寿命为修正的安全寿命（第⑥步结果）。将修正安全寿命填入飞机履历本中。
（2）如在2006年4月21日前已经加装Marburger小翼，并不拆

除小翼计划继续营运飞机的情况：

①查询飞机履历本确定飞机未加装小翼的在役时间。

例如：查询飞机履历本显示飞机累积了1500小时在役时间，包括带小翼在役时间500小时。因此，飞机未加装小翼的在役时间为1000小时。

②从本适航指令表1中，确定飞机未加装小翼的安全寿命。

例如：序号1022的AT-401B型飞机，从表1中查出，飞机未加装小翼的安全寿命7777小时TIS。

③从本适航指令表2中，确定小翼使用系数。

例如：序号1022的AT-401B型飞机，从表2中查出，小翼使用系数为1.1。

④确定飞机加装小翼潜在的在役时间。飞机未加装小翼的安全寿命（上述第②步结果）减去未加装小翼的在役时间（上述第①步结果）。

例如：飞机未加装小翼的安全寿命（7777小时）－飞机未加装小翼的在役时间（1000小时）＝飞机加装小翼潜在的在役时间（6777小时）。

⑤以小翼使用系数修正飞机加装小翼潜在的在役时间。加装小翼在役时间（上述第④步结果）除以小翼使用系数（上述第③步结果）。

例如：加装小翼潜在的在役时间（6777小时）÷小翼使用系数（1.1）＝修正加装小翼潜在的在役时间（6155小时）。

⑥计算小翼使用损失。飞机加装小翼在役时间（第④步结果）减去修正加装小翼潜在的在役时间（第⑤步结果）。

例如：加装小翼潜在的在役时间（6777小时）－修正加装小翼潜在的在役时间（6155小时）＝小翼使用损失（622小时）。

⑦修正飞机安全寿命。飞机未加装小翼的安全寿命（第②步结果）减去小翼使用损失（第⑥步结果）。

例如：飞机未加装小翼安全寿命（7777小时）－小翼使用损失（622小时）＝修正飞机安全寿命（7155小时）。

⑧将飞机修正安全寿命（第⑦步结果）填入飞机履历本中。

5、对于所有受影响的飞机，累计达到本适航指令第四条1（1）给出的安全寿命内或自2006年4月21日起50小时在役时间内，后到为准，依据Snow Engineering Drawing Number 21088（2004 年11月3日）更

换下翼梁缘条。

6、对于序号0952至1182的AT-402A型飞机和序号0966至1182的AT-402B型飞机，可以采用涡流检查和改装下翼梁缘条的方法满足本适航指令的要求，代替本适航指令给出的安全寿命。进行涡流检查的人员必须满足相应的培训和资质要求。

完成本适航指令可采取能保证安全的替代方法或调整完成的时间，但必须得到适航部门的批准。

五. 生效日期：2009年5月8日

六. 颁发日期：2009年5月8日

七. 联系人： 庄丽
民航新疆管理局适航处
0991-3801609