



وزارة الطيران المدني  
الإدارة المركزية للحوادث

\*\*\*\*\*

### التقرير الفني

عن واقعة انفصال قلابات الهواء FLAPS عن الجناح الايسر للطائرة  
المسجلة SU-BMK من طراز COMMANDER 114B التابعة للتابعة لأكاديمية  
المصرية لعلوم الطيران خلال اجراء اختبار جوى للطائرة بمطار ٦ اكتوبر

يوم ٢٠١٢/١٢/٢

\*\*\*\*\*

### ١- المعلومات الوقائية

=====

#### ١-١- تاريخ الرحلة

=====

- فى حوالى الساعة ١٦٠٠ محلى يوم ٢٠١٢/١٢/٢ خرجت الطائرة المسجلة SU-BMK من طراز COMMANDER 114B التابعة للكلية المصرية لعلوم الطيران من هجر الصيانة التابع للكلية بمطار ٦ اكتوبر بعد عمل الكشف السنوى Annual Inspection بغرض القيام باختبار جوى Flight Test
- قام الطيار / [REDACTED] ، والطيار / [REDACTED] باستلام الطائرة بعد قيام مهندس الصيانة التابع للكلية المصرية لعلوم الطيران بعمل الاختبارات اللازمة للطائرة لموضوع الواقعة التى اصبحت صالحة للطيران للقيام بعمل الإختبار جوى .
- قام الطيار والطيار المساعد بمراجعة اوراق الطائرة ثم تنفيذ اجراءات التفتيش على الطائرة قبل القيام بطعة الاختبار .
- تمت ادارة محركات الطائرة ومراجعة القراءات بالعدادات والدرج بالطائرة بصورة طبيعية .
- وصلت الطائرة الى اول الممر 01/19 بمطار ٦ اكتوبر ثم اقلعت فى حوالى الساعة 1620
- بعد الاقلاع وعند القيام بلم عجلات الطائرة الثلاث لم تستجيب للرفع (L/G Refuse To Retract).
- قام قائد الطائرة باعادة ذراع التحكم لاسفل مرة اخرى وقام بعمل الإجراءات المنصوص عليها فى حالة عدم استجابة عجل الطائرة للرفع فلم يستجيب العجل للرفع ايضا فى المحاولة الثانية .
- قام باخذ القرار بعمل دورة CIRCUIT فوق مطار ٦ اكتوبر استعداد للنزول وفقا للاجراءات المنصوص عليها فى هذه الحالة .
- قام قائد الطائرة بمد EXTEND القلابات كاملة للخارج FULL FLAPS .

- ثم قام قائد الطائرة بانزال القلابات على مرحلتين فى الاولى كانت الاستجابة طبيعية وفى الثانية حدث للطائرة SPIRAL وعلى الفور قام بارجاع القلابات مرة اخرى لوضعها الطبيعى للخروج من وضع الـ SPIRAL .
- استطاع قائد الطائرة الهبوط على الممر 01/19 بمطار ٦ اكتوبر .
- بعد الهبوط واخلع الممر تلاحظ انفصال القلابات الايسر Left Flap عن موضوع تثبيته بجناح الطائرة

#### ١-٢- الاصابات عن الأفراد

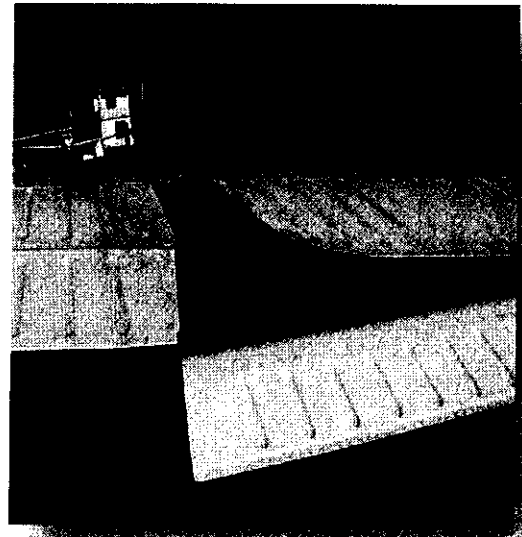
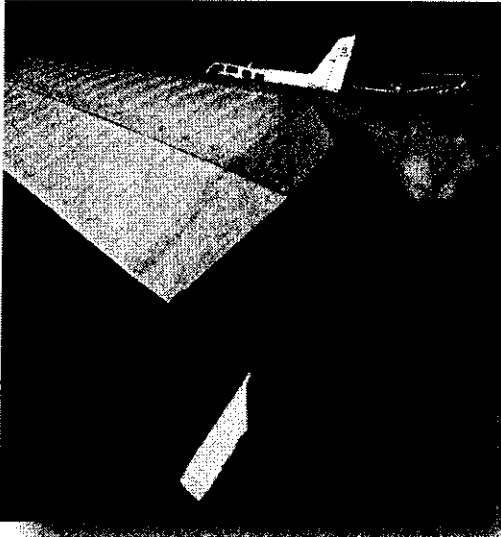
=====

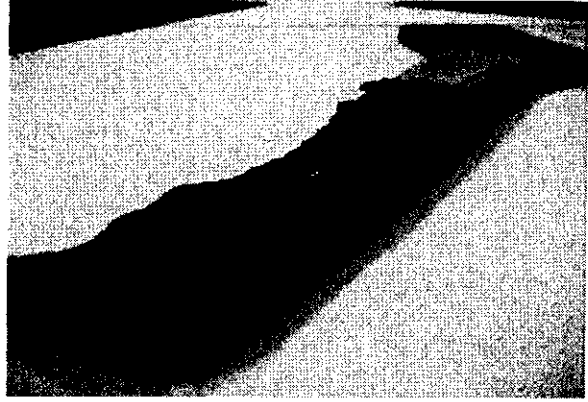
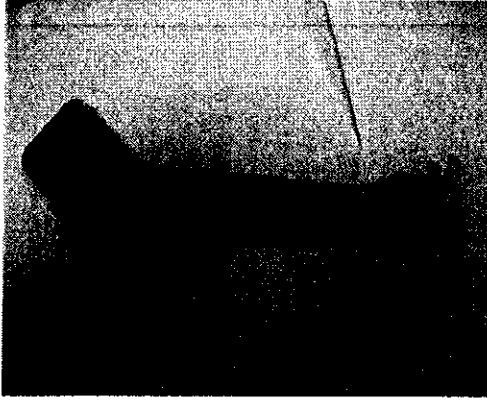
- لم تحدث اى اصابات بالافراد من جراء حدوث الواقعة .

#### ١-٣-التلفيات فى الطائرة

=====

- بعد الواقعة تم الكشف على الطائرة فتلاحظ مايلى :-
- انفصال FLAP الايسر عن الجناح من التثبيت الخارجى .
- انثناء FLAP الايسر فى اتجاه جسم الطائرة واصبح عموديا على الجناح (فى وضع راسى) .
- تاكل الجزء الخاص بتثبيت جسم FLAP بالجناح الايسر .





#### ١-٤- التفتيات الأخرى

• لا يوجد •

#### ١-٥- معلومات عن الأفراد

##### ١-٥-١ قائد الطائرة / [REDACTED]

- يبلغ من العمر ٥٩ سنة
- الجنسية مصرى
- يحمل اجازة طيار خط جوى رقم ٩٤٧ صادرة عن سلطة الطيران المدنى المصرى بتاريخ ٢٠١٢/٩/٢٧ حتى تاريخ ٢٠١٢/٤/٤
- حاصل على الطرازات الاتية •

1. COMMANDER 114B
2. CESSNA 172
3. CESSNA 152
4. CESSNA 510
5. BONANZA F33

#### جاء فى أقواله :

- تم تكليفه من قبل ادارة الكلية هو والطيار/ [REDACTED] بالقيام بطلعة اختبار للطائرة موضوع الواقعة لتجديد صلاحية الطيران للطائرة .
- قام بمراجعة اوراق الطائرة ثم تنفيذ اجراءات التفتيش قبل القيام بالطلعة .
- قام بادارة المحركات ومراجعة القراءات الخاصة بالعدادات .
- قام بعمل الدرج بصورة طبيعية الى ان وصل بالطائرة الى اول الممر .

- قام بعمل الاختبارات اللازمة قبل الإقلاع بالطائرة .
- قام بالإقلاع وكان يجلس فى المقعد الايسر والكابتن مجدى سويلم فى المقعد الايمن .
- عند القيام برفع عجلات الطائرة لم تستجب للرفع .
- قام باعادة ذراع التحكم لاسفل مرة اخرى .
- قام بعمل الخطوات المنصوص عليها فى حالة عدم رفع العجل فلم يستجب العجل للرفع .
- قام باتخاذ قرار بعمل دورة CIRCUIT فوق مطار ٦ اكتوبر استعدادا للنزول وفقا للاجراءات المنصوص عليها للتأكد من نزول العجل .
- قام بمد EXTEND القلابات FULL FLAPS كاملة الى الخارج .
- كانت الطائرة فى هذا التوقيت على ارتفاع ١٠٠٠ قدم .
- قام بانزال القلابات FLAPS على مرحلتين فى الاولى لم يكن هناك مشكلة وفى الثانية حدث للطائرة SPIRAL فقام على الفور بارجاع القلابات مرة اخرى لوضعها الطبيعى .
- قام بالهبوط بالطائرة على الممر 01/19 بمطار ٦ اكتوبر .
- بعد الهبوط لاحظ ان FLAP الشمال انفصلت فى وضع راسى على الجناح .

#### ١-٥-٢ - مهندس صيانة الطائرة /

- يبلغ من العمر : ٥٨ سنة
- الجنسية : مصرى
- يعمل مهندس هيكل ومحرك بالكلية المصرية لعلوم الطيران
- يحمل اجازة مهندس صيانة طائرات رقم ٢٠٦٦ صادرة من سلطة الطيران المدنى المصرى بتاريخ ٢٠١٢/٧/٢٦ وساريه من تاريخ ٢٠١٢/٧/٢٦ الى ٢٠١٣/٨/٨ .
- حاصل على الطرازات الاتية :-

١ . الطائرة BEECH CRAFT BARON-58

٢ . الطائرة اليونانزا BEECH CRAFT BONANZA F33

٣ . سسنا CESSNA 172 R

٤ . كوماندور COMMANDER 114 B

#### جاء فى أقواله :-

- كانت الطائرة تحت التفتيش السنوى ANNUAL INSPECTION .
- قام بعمل الاجراءات الكاملة حسب MAINTENANCE PROG MANUAL وعمل الاختبارات اللازمة للطائرة داخل هجر الصيانة واصبحت الطائرة صالحة للطيران .
- بعد الاختبارات التى اجريت على الطائرة وتفتيش مهندس سلطة الطيران المدنى المصرى على الطائرة عقب القيام بالكشف السنوى للطائرة ANNUAL INSP تم التصريح للطائرة بعمل FLIGHT TEST .

- تم اقلاع الطائرة بقيادة الطيار/ [REDACTED] والطيار/ [REDACTED] وذلك فى الساعة ١٦٠٠ يوم ٢٠١٣/١٢/٢ .
- بعد الاقلاع بحوالى ٢٠ دقيقة علم ان الطائرة لم تستجب لامر لم العجل RETRACTION . LANDING GEAR .
- قام قائد الطائرة بعمل دائرة فوق مطار ٦ أكتوبر والهبوط بالطائرة دون اصابات بالافراد .
- حدث انهيار كامل لقلابات الهواء اليسرى LEFT FLAP ومجرى التثبيت الخاص بها .

#### ٦-١ - معلومات عن الطائرة

- الطائرة المسجلة SU-BMR من طراز COMMONDER 114 B .
- صنع شركة كوماندور الامريكية .
- رقمها المسلسل ١٤٦٤٤ .
- مملوكة للكلية المصرية لعلوم الطيران بمطار ٦ أكتوبر .
- تحمل شهادة تسجيل رقم ٩٨٠ بتاريخ ٢٠٠٩/١٢/٢٠ بالسجلات المصرية .
- تحمل تصريح طيران رقم ٥٢ لسنة ٢٠١٢ صادر عن سلطة الطيران المدنى المصرى بتاريخ ٢٠١٢/١/٥ سارى من تاريخ ٢٠١٢/١/١ تاريخ ٢٠١٣/٣/٦ .
- يبلغ اجمالى ساعات طيرانها حتى يوم الواقعة ٩ دقائق و٣٢٦٧ ساعة .
- كان اخر كشف اجرى على الطائرة هو كشف ١٠٠ ساعة بتاريخ ٢٠١١/٩/٢٠ بواسطة مهندس الصيانه التابع للكلية المصرية لعلوم الطيران بمطار ٦ أكتوبر .
- مركب عليها محرك طراز TO-540 T4B5 صنع بتاريخ ٢٠٠٣/٦/٢٣ واول استخدام للمحرك بتاريخ ٢٠٠٤/٣/٢٢ .

#### ٧-١ - معلومات عن الارصاد الجوية

- كانت سرعة الرياح واتجاهها عند الاقلاع المبلغه لقائد الطائرة 002908KTS
- بينما كانت باقى عناصر تقرير ارصاد مطار ٦ أكتوبر فى الساعة ١٤٠٠ محلى يوم ٢٠١٢/١٢/٢ كما يلى :-

٢٠ درجة مئوية	- درجة الحرارة
١٠ كيلو متر	- الرؤية
FINE	- حالة الجو
١٠١٧ هيكتوبسكال	- الضغط الجوى
٠١ درجة مئوية	- نقطة الندى

#### ٨-١ - المساعدات الملاحية

- ليس لها علاقة بحدوث الواقعة .

٩-١ الاتصالات

تم تفريغ الاتصالات بين الطائرة موضوع الواقعة و برج مطار ٦ أكتوبر وكانت كمايلي :-

TIME	SPEAKER	STATEMENT
1403	BMK	OCT TWR MK
	TWR	STAND BY MK QV GO AHEAD
	QV	10 NM FL 060
	TWR	ROGER QV QNH 1017 RW01 NEXT CALL RELEASE FROM CAIRO
	QV	ROGER
	BMK	OCT TWR MK
	TWR	MK STAND BY I'LL CALL YOU
	RN	FINAL
1404	BMK	يا كابتن أنا عاوز أقول لحضرتك لو الطائرة اللى على ال LOWER SIGHT "CROSS COUNTRY" أنا ممكن أعمل ١٨٠° وادخل من "B"
	TWR	MK أتفضل أتفضل
	RN	FINAL
	TWR	CONTINUE APPROACH
	RN	ROGER
	QV	RELEASE FROM CAIRO
	TWR	QV MAINTAIN 060 STAND BY FOR FURTHER DESCEND
QV	ROGER	
180° (تشويش)		
	RN	SHORT FINAL
	TWR	RN CLEARED TO LAND S/W 360/10 KNTS
1405	BMK	AM I CLEARED FOR 180°
	TWR	RK HOLD POSITION MK CLEARED 180° HOLD SHORT VIA "B"
	BMK	VIA "B" مشكور
	BRL	REQUEST REJOIN
	TWR	RL CLEARED TO OCT DESCEND TO 2500 FEET REPORT LEFT D/W RWY 01
1406	BMK	PERMISSION FOR LINE UP ON "B"
	TWR	STAND BY
	QV	5 NM IN BOUND MAINTAIN 060 LONG FINAL REQUEST DESCEND
	TWR	STAND BY RL PASSING ALTITUDE
	RL	3500 FEET
	TWR	RL REPORT LEFT D/W DESCEND TO CIRCUIT ALTITUDE

	<b>RL</b>	<b>ROGER</b>
	<b>TWR</b>	<b>QV DESCEND TO 3500 F REPORT 5 NM</b>
	<b>QV</b>	<b>NOW 5NM</b>
1407	<b>TWR</b>	<b>QV ROGER REPORT OVER HEAD</b>
	<b>QV</b>	<b>STRAIGHT IN APP ممكن يا كابتن تنزل</b>
	<b>MK</b>	<b>LINE UP</b>
	<b>TWR</b>	<b>QV NEGATIVE</b>
	<b>QV</b>	<b>ROGER WILL REPORT OVER HEAD 3500 F</b>
	<b>MK</b>	<b>LINE UP</b>
	<b>TWR</b>	<b>STAND BY EXPECT DEPARTURE AFTER 10 MIN</b>
	<b>MK</b>	<b>10 MIN</b>
	<b>TWR</b>	<b>ان شاء الله يا افندم</b>
	<b>MK</b>	<b>يا افندم انا حاعمل "ONE CIRCUIT" وراجع مش حاعمل اى حاجة تاني</b>
	<b>TWR</b>	<b>STAND BY وكي يا افندم RL POSITION NOW</b>
	<b>RL</b>	<b>3 MILS</b>
	<b>TWR</b>	<b>RL "NOI" REPORT FINAL 01</b>
	<b>RL</b>	<b>ROGER</b>
	<b>BMK</b>	<b>MK كتنوير</b>
	<b>TWR</b>	<b>MK تفضل</b>
	<b>BMK</b>	<b>ممکن أعمل "DEPARTURE" قبل ما الـ "RL" يدخل الـ "SHORT FINAL"</b>
	<b>TWR</b>	<b>حضرتك شايقة يا افندم</b>
	<b>BMK</b>	<b>ايوة يا افندم شايقة وهو "OUT" بالنسبة لـ "SHORT FINAL".</b>
	<b>TWR</b>	<b>RL POSITION</b>
	<b>RL</b>	<b>طلعه ما فيش مشكلة يا كابتن</b>
	<b>TWR</b>	<b>حضرتك مكانك فين</b>
	<b>RL</b>	<b>LONG FINAL لسة</b>
1408	<b>TWR</b>	<b>MK LEFT TURN MAINTAIN OWN SEPERATION S/W 360/10 KNTS CLEARED FOR TAKE OFF RW01</b>
	<b>BMK</b>	<b>360/10 KNTS CLEARED FOR TAKE OFF WILL REPORT LEFT D/W MK</b>
	<b>QV</b>	<b>OVER HEAD 3500 F</b>
	<b>RL</b>	<b>PASSING NOW CIRCUIT MINIMA AND OF LEFT BASE</b>
	<b>TWR</b>	<b>ROGER RL DESCEND TO 1500</b>

		<b>F QV REPORT 2500 F NO 3 IN SEQUENCE NO 1 JUST ROLLING NOW RWY 01 REPORT TRAFFIC IN SIGHT</b>
	<b>QV</b>	<b>IN SIGHT يا كابتن</b>
	<b>TWR</b>	<b>JOINING D/W ممكن عمل</b>
	<b>TWR</b>	<b>BEHIND TRAFFIC JUST AIRBORN FROM RWY 01 ان شاء الله</b>
	<b>RK</b>	<b>PERMISSION FOR IMMEDIATE TAKE OFF</b>
	<b>TWR</b>	<b>STAND BY</b>
	<b>RL</b>	<b>ممكن يا كابتن الـ QV تطلع</b>
	<b>TWR</b>	<b>NEGATIVE RL POSITION</b>
	<b>RL</b>	<b>FINAL</b>
	<b>TWR</b>	<b>CONTINUE APP MK NO2 IN SEQUENCE REPORT D/W – QV NO 3 AFTER MK</b>
	<b>RL</b>	<b>TOUTCH AND GO</b>
	<b>TWR</b>	<b>CLEARED FOR TOUCH AND GO NO3 IN SEQUENCE NO2 IN D/W</b>
	<b>RL</b>	<b>TRAFFIC IN SIGHT</b>
<b>1412</b>	<b>TWR</b>	<b>MK POSITION</b>
	<b>BMK</b>	<b>D/W</b>
	<b>TWR</b>	<b>NO1 REPORT FINAL</b>
	<b>BMK</b>	<b>NO1 REPORT FINAL</b>
	<b>RK</b>	<b>PERMISSION FOR LINE UP AND IMMEDIATE TAKE OFF</b>
<b>1413</b>	<b>TWR</b>	<b>RK STAND BY MK IN SIGHT BY TWR SIW 360110 CLEARED TO LAND</b>
	<b>BMK</b>	<b>360110 CLEARED TO LAND MK</b>
<b>1415</b>	<b>TWR</b>	<b>MK ON GROUND CLEAR RW VIA "C"</b>
	<b>BMK</b>	<b>REQUEST VIA "D" TO HUNGER</b>
	<b>TWR</b>	<b>MK اتفضل</b>
<b>1417</b>	<b>BMK</b>	<b>OCT REQUEST BACK TARMIC</b>
	<b>TWR</b>	<b>ROGER CLEARED</b>
<b>1427</b>	<b>BMK</b>	<b>TWR MK ان شاء الله</b>
		<b>BACK TO HUNGER لو سمحت</b>



	TWR	CLEARED MK
--	-----	------------

١٠-١- معلومات عن المطار

=====

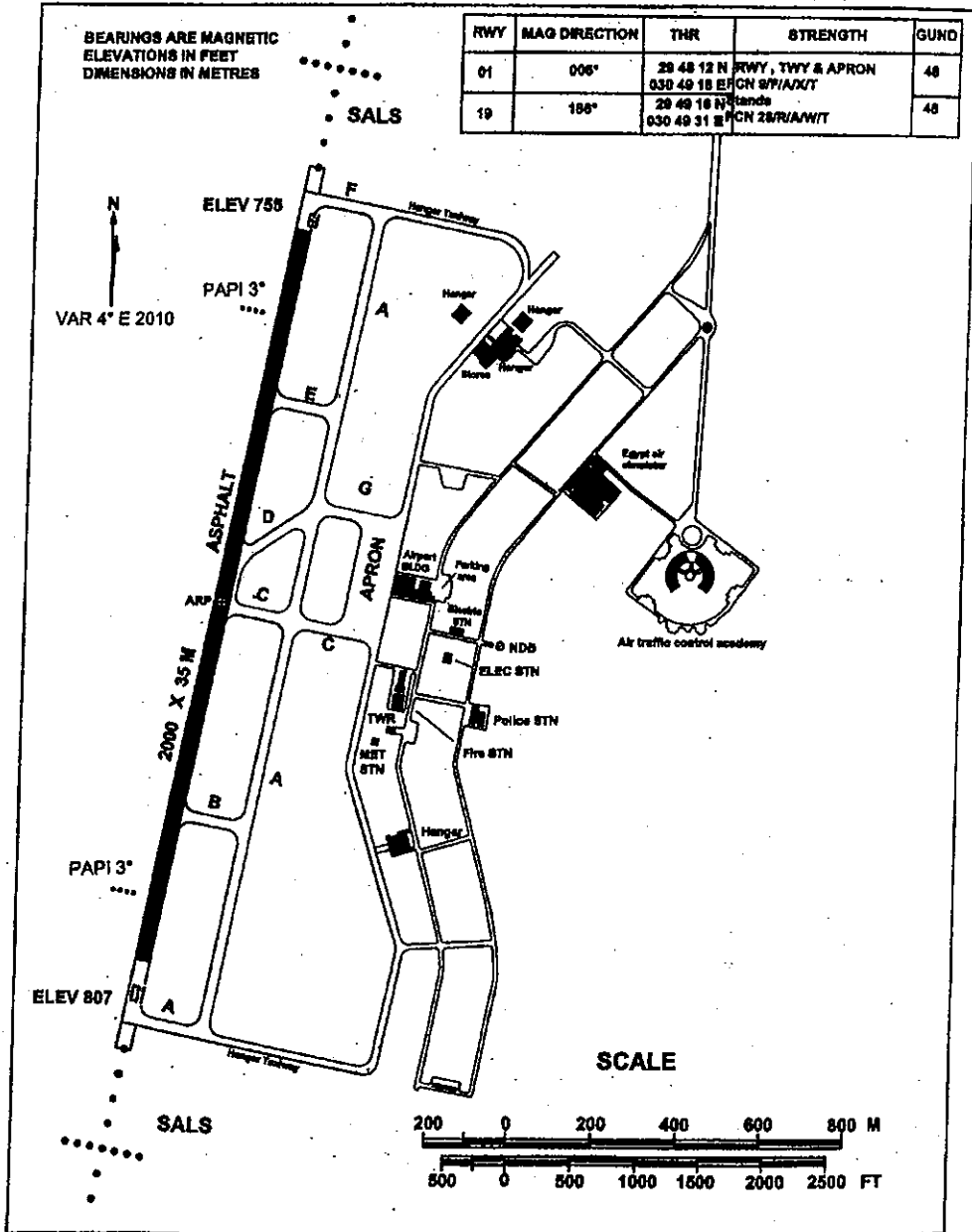
- الممر 01/19 المستخدم في هبوط الطائرات طوله ٢٠٠٠ متر وعرضه ٣٥ متر .
- مرصوف بالاسفلت وتبلغ قوة الرصف 55/B/B/W/U .
- يبلغ منسوب عتبه الممر ١٢١ قدم .
- كانت حالة الممر 01 صالحة لاقلاع وهبوط الطائرات .

AERODROME CHART-ICAO 29 48 44 N  
 030 49 24 E

ELEV 807 FT

TWR 118.5  
 GND. 121.9

8th OF OCTOBER /  
**OCTOBER**



## ١١-١ - مسجلات الرحلة

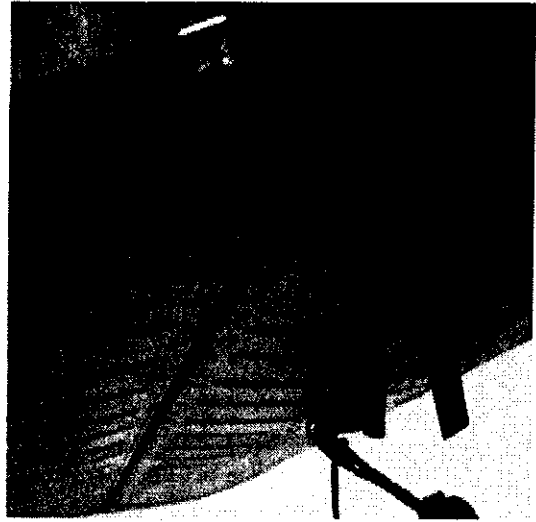
=====

- كانت الطائرة غير مزودة بآية مسجلات للرحلة .

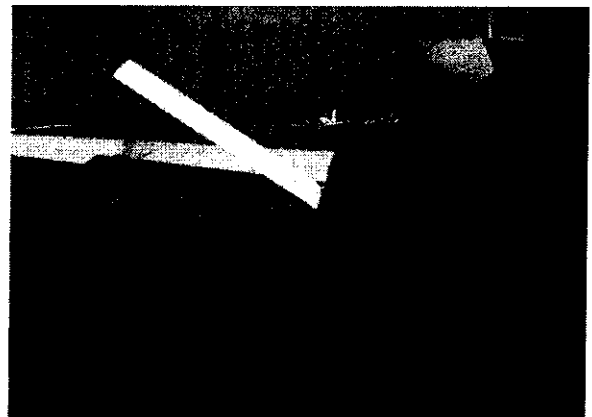
## ١٢-١ - المعاينة الفنية

=====

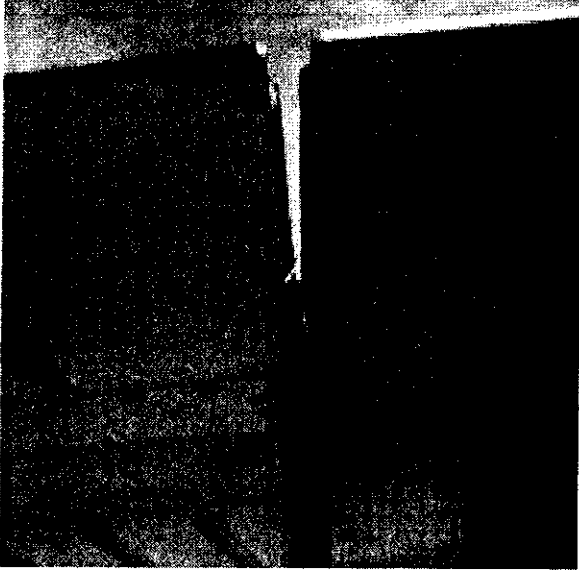
- تم معاينة الطائرة داخل هجر الصيانة بمطار ٦ أكتوبر وقد تلاحظ مايلي:
- انهيار كامل لقلاب الهواء الايسر *LEFT FLAP* ومجرى التثبيت الخاص بـ *TRACK FITTING*



- انفصال القلابة اليسرى عن الجناح نفسة من تثبيتها الخارجى .



- انثناء القلابة اليسرى فى اتجاة جسم الطائرة واصبحت عمودية تقريبا على الجناح نفسة .
- وجود قطع فى الجزء الخاص بتثبيت جسم القلابة اليسرى *LEFT FLAP* يساوى ثلث دائرة وقد تلاحظ به تآكل شديد .



- وجود صدا في نقطة تثبيت البلية الخاصة FLAPS بمادى الى كسرهما عند تحميل القوى الهوائية المضادة اثناء الطيران.
- الحالة العامة للجسم الخارجى للطائرة تدل على عدم الإستعداد للقيام بطلعة جوية آمنة.

#### 1-13- المعلومات الطبية والبياثولوجية MEDICAL & PATHOLOGICAL Information

- لا يوجد .

#### 1-14- الحريق Fire

- لا يوجد .

#### 1-15- عوامل النجاة Survival Aspects

- لم تحدث أية اصابات بالافراد من جراء حدوث الواقعة .

#### 1-16- الاختبارات والابحاث Tests and Research

- تم اخضاع الجزء المنفصل عن القلابات DAMAGED FLAPARM للفحص بمركز بحوث وتطوير الفلزات التابع لوزارة البحث العلمى وقد ورد تقرير بذلك الى الادارة كما يلى :-



CENTRAL METALLURGICAL RESEARCH AND DEVELOPMENT INSTITUTE,

الإدارة المركزية لبحوث الطيران
117
رقم الملف: 18/211
التاريخ: 1/11/2012

**Report on**  
**Failure (damage) analyses**  
of a Flap arm (Part No. 42263-3) of the aircraft C114B  
belonged to the Egyptian academy for navigation science

The report is submitted to Central directorate of aircraft accident investigation

**Introduction**

The left wing flap arm of the aircraft (SU-BMK) model C114B has been failed on December 2, 2012 during a test of the aircraft in the 6<sup>th</sup> of October airport. The damaged flap arm was submitted to CMRDI by the Central directorate of aircraft accident investigation for a possible failure analysis. Fig. 1 shows a photo of the as received damaged flap arm.

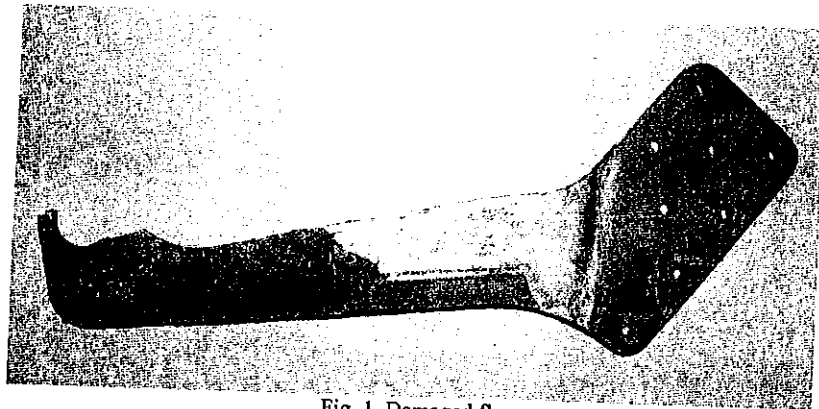


Fig. 1 Damaged flap arm

Professor Dr. Eng. Taher A. El Bitar  
Consultant Engineer  
In Metal Forming & Heat Treatment  
Cairo, Egypt

P.O.Box: 87 Helwan - Cairo - Egypt Tel.: 25010642 - 25010643  
Info&cmrdi.sci.eg www.cmrdi.sci.eg

Fax: 25010639 - 25011185  
Cairo, Egypt



**CENTRAL METALLURGICAL RESEARCH  
AND DEVELOPMENT INSTITUTE,**

**Material under investigation**

**1. Chemical Analysis**

The Chemical analysis was carried out by spectro analytical instrument. The following table represents the chemical composition and mean value of 3 sparks for the received flap arm

Element	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Al
1	0.048	0.097	4.8	0.64	1.49	0.005	92.88
2	0.048	0.1	4.66	0.64	1.46	0.006	93.05
3	0.048	0.096	4.62	0.65	1.43	0.006	93.12
Mean value	0.048	0.097	4.69	0.64	1.46	0.006	93.02

The chemical composition of the flap arm under investigation coincides with Al-alloy series 2000 and satisfies the specification of alloy 2124.

**2. Photographic and Stereoscopic investigation**

Fig. 2 shows photos of the failed part of the flap arm. It is clearly noticed that thinning is more pronounced at the joint part of the flap arm indicating higher fragmentation rate at the joint part.

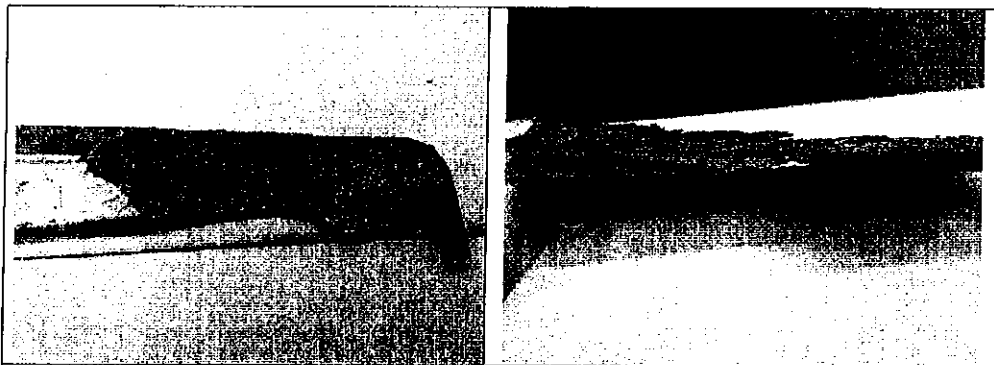


Fig 2 Photos of the failed (fragmented) part of the flap arm

P.O.Box: 87 Helwan - Cairo - Egypt  
Info&cmrdi.sci.eg

Tel.: 25010642 - 25010643  
www.cmrddi.sci.eg

Professor Dr. Eng. Taher A. El B  
Consultant Engineer  
Head of Metals Technology Department  
Central Metallurgical R&D Institute, E



**CENTRAL METALLURGICAL RESEARCH  
AND DEVELOPMENT INSTITUTE,**

Focusing on the fragmented surface of the flap arm has been done using the stereomicroscope. Photos are shown in Fig.3. The exfoliated surface of the failed part indicates that it is a severe corrosion problem, and we have to look for the main reason(s) that created such damage.

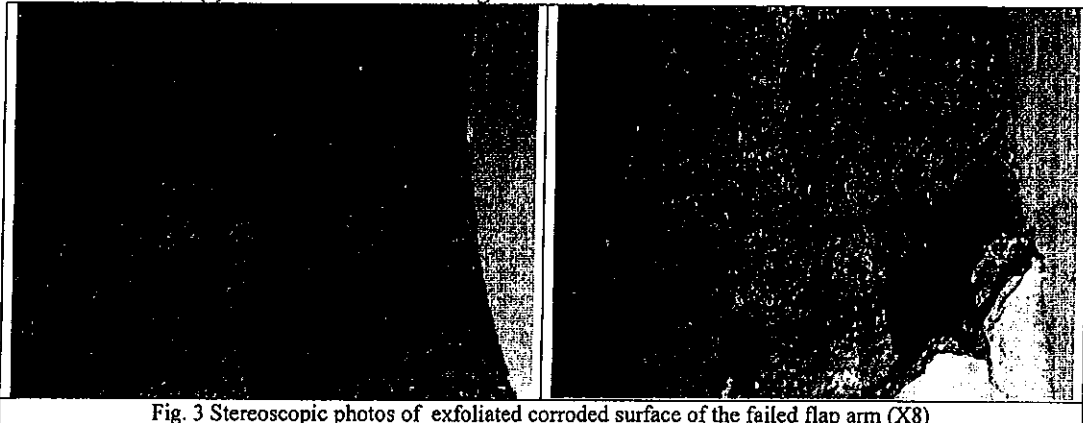


Fig. 3 Stereoscopic photos of exfoliated corroded surface of the failed flap arm (X8)

**3. Light Microscopic Metallography**

Metallography is considered as a powerful facility to learn more about the material under investigation. Fig. 4 shows cross-sectional microstructure at magnifications 200X and 500X respectively.

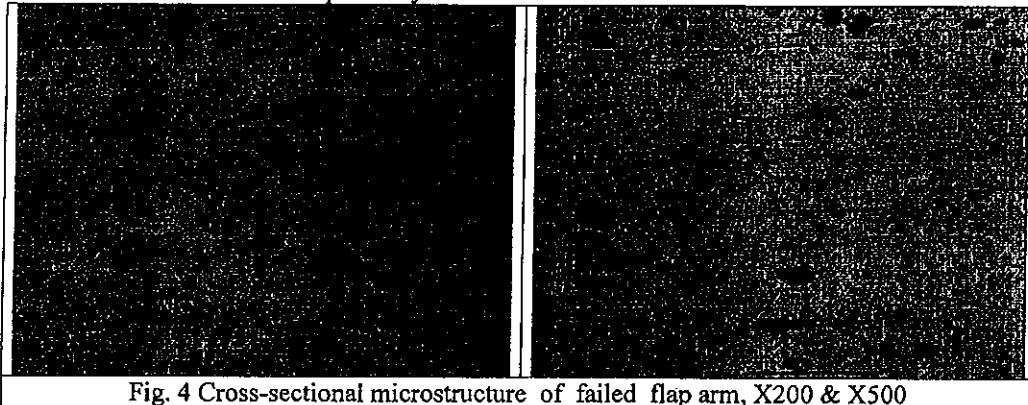


Fig. 4 Cross-sectional microstructure of failed flap arm, X200 & X500

P.O.Box: 87 Helwan - Cairo - Egypt  
Info&cmrdi.sci.eg

Tel.: 25010642 - 25010643  
www.cmrdi.sci.eg

Professor Dr. Eng. Taher A. El B<sup>h</sup>  
Consultant Engineer  
in Field of Metallurgy & Heat Treat  
Metals Technology  
Central Metallurgical R&D Inst

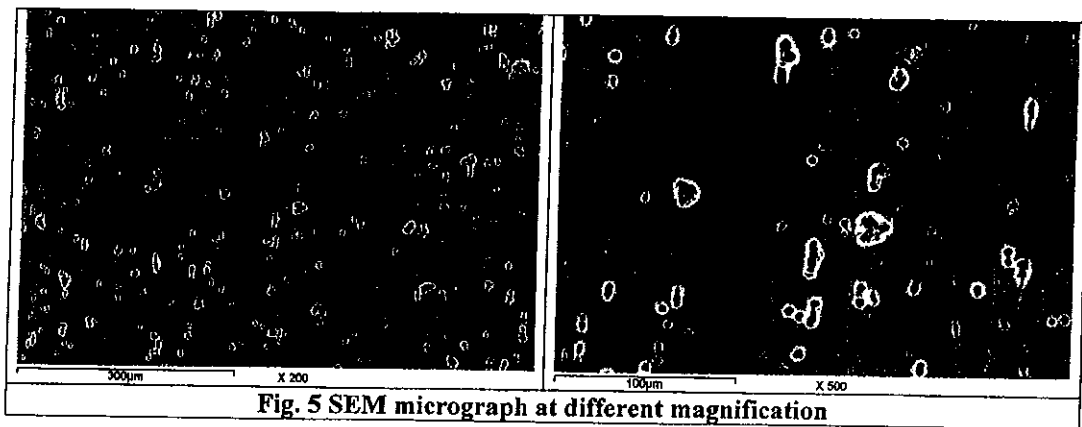


**CENTRAL METALLURGICAL RESEARCH  
AND DEVELOPMENT INSTITUTE,**

The microstructure on Fig. 4 reveals elongated matrix grains due to flat rolling and stretching during alloy processing. Moreover, the microstructure contains non-metallic particulates to subsidize the strength and increase stiffness of the matrix alloy.

**4. Scanning Electron Microscope (SEM) investigation**

Scanning Electron microscope (SEM) was used to clarify the quality and distribution of the particulates. Fig. 5 shows particulates shape and distribution at magnifications X200 and X500 respectively. The particulates could be either graphite or alumina particles.



**Fig. 5 SEM micrograph at different magnification**

Fig. 6 contains a micrograph focuses on one of the particulates at high magnification (X5000). The particulate contains sharp edged corrugated surface resulting during matrix deformation. Sharp edged corrugated surface particulates are frequently alumina rather than graphite. Furthermore, the particulate is surrounded by a thin envelop (white) stress field.

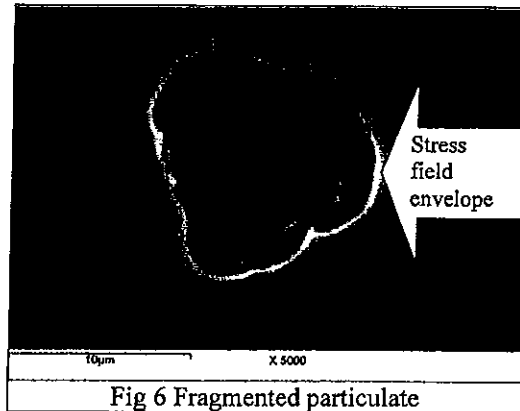
Professor Mohamed Maher A. El Bazar  
Consultant Engineer  
In Metal Forming & Heat Treatment  
Faculty of Metallurgical Engineering Department  
Cairo University, Helwan, Egypt

P.O.Box: 87 Helwan - Cairo - Egypt Tel.: 25010642 - 25010643 Fax : 25010639 - 25011185  
Info&cmrdi.sci.eg www.cmrdi.sci.eg





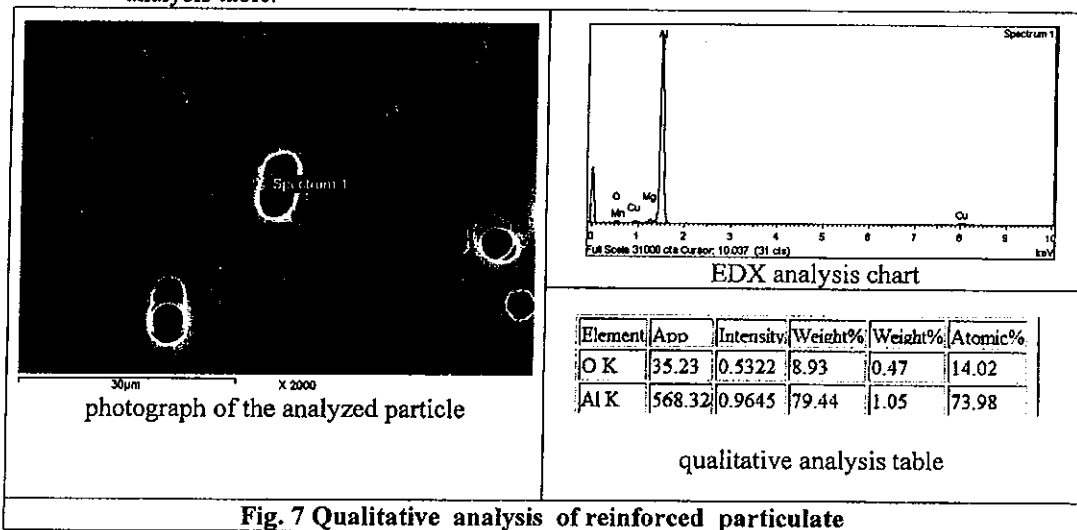
**CENTRAL METALLURGICAL RESEARCH  
AND DEVELOPMENT INSTITUTE,**



**Fig 6 Fragmented particulate**

**5. Particulate qualitative analysis**

A qualitative analysis has been done by the x-ray (EDX) provided by the scanning electron microscope (SEM) on some selective particles. Fig. 7 shows a photograph of the analyzed particle and the EDX analysis chart provided with a qualitative analysis table.



**Fig. 7 Qualitative analysis of reinforced particulate**

P.O.Box: 87 Helwan - Cairo - Egypt  
Info&cmrdi.sci.eg

Tel.: 25010642 - 25010643  
www.cmrdi.sci.eg

**Professor Dr. Eng. Taher A. El Ghar**  
Consulting Engineer  
In Metal Forming & Heat Treatment  
Head of Metals Technology Department  
Central Metallurgical R&D Institute, EGYPT



**CENTRAL METALLURGICAL RESEARCH  
AND DEVELOPMENT INSTITUTE,**

The qualitative analysis emphasizes that the reinforced particulates are mainly Alumina ( $Al_2O_3$ ) particles.

**6. Assessment of Particulate Volume Fraction**

An identifying microscope was also used to assess the volume fraction of the reinforced particulate. Fig. 8 shows two slices original microstructure and filtered ones. The computer identifies on slice #1 about 6.2% volume fraction particulates with a size 20  $\mu m$ , while in slice #2, the computer identifies about 2.8% volume fraction particulates with a size 27  $\mu m$ . As an average, the metal matrix contains about 4.5% volume fraction  $Al_2O_3$  particulates.


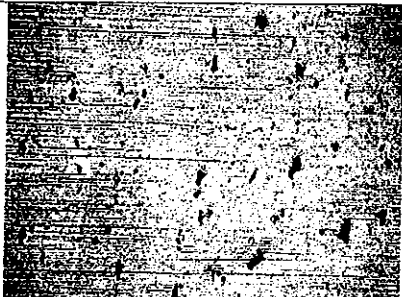
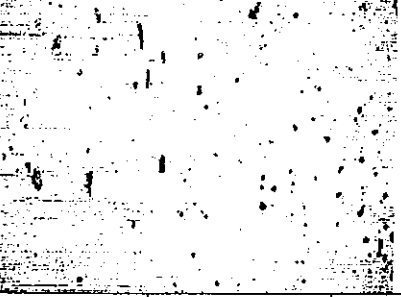
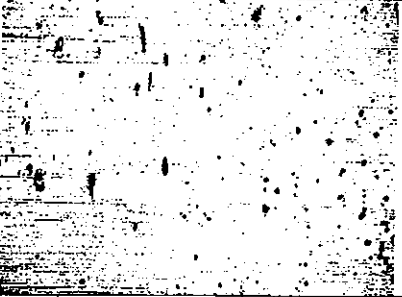
Original		Filtered		
				
				
Slice #	Count	Total Area	Average Size, $\mu m$	%Area
1	21250	441149	20.76	6.233
2	7404	199442	26.937	2.818

Fig. 8 Original and filtered microstructure of two areas

P.O.Box: 87 Helwan - Cairo - Egypt  
Info&cmrdi.sci.eg

Tel.: 25010642 - 25010643, Fax: 25010639, 25011185,  
www.cmrdi.sci.eg

Professor Dr. Eng. Taher A. El Ghar  
Materials Technology Department  
Central Metallurgical R&D Institute, Egypt



**CENTRAL METALLURGICAL RESEARCH  
AND DEVELOPMENT INSTITUTE,**

**7. Investigation on the corrosion reasons:**

Al-alloys are usually protected by electrochemical coating that converting Al metal into  $Al_2O_3$  by adding an external current in an acid electrolyte. The oxide film consists of a thin, continuous barrier layer with about 7-15  $\mu m$  thickness providing a fairly hard surface.

The flap arm under investigation is subjected to two types of corrosion mechanisms as follows:

- 1- stress corrosion cracking (due to repeated high frequency vibration);
- 2- galvanic cell corrosion (due to matrix/particulate cell formation)

The flap arm is normally working in severe conditions, where it works to draw the flap to resist air flow resulting in high frequency vibration. Repeated vibration during the life time of the flap arm is leading to crack initiation and then propagation in the anodized hard coat of  $Al_2O_3$ .

High stiffness of the present Al-composite provides the alloy good properties to withstand air flow resistant without any permanent deformation. However, stresses are accumulated internally at the interface layer between matrix and particulates forming envelopes of stress fields around particulates. Consequently, stress corrosion cracking begins to be created.

Furthermore, after the anodized film cracking and in presence of either humidity or chlorine ions (near the sea coast), galvanic cell corrosion is initiated between the matrix and particulates resulting in erosion and fragmentation (exfoliating) of the outer arm surface followed by the inner ones.

Damage (fragmentation) is more pronounced causing thinning near the joint of the arm, where concentration of the internal stresses is higher than at the rest of the arm.

P.O.Box: 87 Helwan - Cairo - Egypt  
Info&cmrdi.sci.eg

Tel.: 25010642 - 25010643  
www.cmrdi.sci.eg

Professor Dr. Eng. Taher A. El Bitar  
Consultant Engineer

In Metallurgical Research Department  
Central Metallurgical Research and Development Institute, Egypt



**CENTRAL METALLURGICAL RESEARCH  
AND DEVELOPMENT INSTITUTE,**

**Conclusions**

1. The flap arm is processed of 2124 Al-alloy composite with about 4.5% volume fraction  $Al_2O_3$  particulates.
2. Stress corrosion cracking as well as galvanic cell corrosion are the predominant mechanisms.
3. Corrosion starts after cracking of the thin anodized layer, due to repeated high frequency vibrations.
4. Damage (fragmentation) is more pronounced causing thinning near the joint of the arm.

**Research team from CMRDI**

**Professor Taher A. El-Bitar**

*Taher El-Bitar*

Plastic Deformation Department

Consultant Engineer on Metal Forming & Heat treatment

*Eman Hassan El-Shenawy*

**Dr. Eng. Eman H. El-Shenawy**

Plastic Deformation Department

*Maha Refaat El-meligy*

**Dr. Eng. Maha R. El-meligy**

Plastic Deformation Department

**Professor Dr. Eng. Taher A. El Bitar**  
Consultant Engineer  
In Metal Forming & Heat Treatment  
Head of Metals Technology Department  
Central Metallurgical R&D Institute, Egypt

17 معلومات تنظيمية وإدارية Organization and Management

- لا يوجد

1-18-1 - معلومات إضافية

تقرير الطيار/ [Redacted] عن طلعة الاختبار الجوي على الطائرة SU-BMK من طراز Commander 114B يوم 2012/12/2 يوم الواقعة .

٢٠١٢/١٢/٢

السيد/ عميد الكلية للطيران

كفر عن طاعة أختبار جوي على  
الطائرة SU-BMK - كوماندر

تم تلقيه والتاسية أخصر بعد جعل أختبار جوي للطائرة الكوماندر SU-BMK لعمود حياض على الطيار  
توجهت لوظيفة الطيار وقت بالقتيب وظاهرا على الطائرة تم التفتيش برافق طبقا للإجراءات ماثلين للطيران  
بعد مناقشة محرك الطائرة الذي تم بتجزئتها وتمت بأختبار تولد معلومات قصيرة عليها بنيت .  
تمت هذا في البيانات كمل الحرك سليمة بعد مراجعت مع الكابتن أخصر بعد وصلنا على طراز الودج  
سريع الراحبة ولحوظ وأنا الذي تمت بعد التخرج أنه سطر بعدك السيد أخصر بعد ريار للحفظ  
على أجهه الطائرة وحده ذلك بالوظيفة تسمى لم تكن مؤثرة في أدار طيار .  
وصلنا على أوت الينكر وتم بالاطلاع بشكل طبيعي .

عشر رفع العيون لم تحدث استجابة - تراجع التاسية صديقه لطيران التفتيش من لمرية السفلى  
تم أتمال الراحة في الحرك - فلم تحدث أي أسارة في تفسير أحدات الليات وبعد رفع  
مؤاخر تم أتمال مره أخرى فلم تحدث أي استجابة .

حزرت إلفار بطلة وعن داره تم التزلز وه أطرا وطبقت منه الراحبة لإلان بالهدوء  
وأشار التوجه من الودرات الثالث إلى الودرات الثلاث - تمت بأتمال الليات كالمعتاد  
للإجراءات التزلز وعشر تزلز في الودج Landing قامت بالطيرة نجاه جعل Roll جوي بيان  
تم انقطاعه للأسفل وبيات بطاير في فقد ارتفاع كسر يد - ولان سببه هذا الفصل معروف  
لدى كمدس فتمت ربتوضيفه الله لم يبرخ بطيرات فورا لوضع UP وثبتت يد على حركتها  
بعد طرقت الطائرة من وضع الارتفاعها وتم إسقاطها على بعد توقف Roll وقت  
بيل الإهداء آسره والمجرب .

بعد إظهار المر فوجبت أشار مراجعة وضع الليات يتم القوية إيمان منفصلة عن مكان  
وضوحه لتعلق من أجهه جسم الطائرة - توجهت لوظيفة الطيار وتم أتمال الطائرة بعد إجراءات  
الليات - وعند إحصائه الملاحظ بنفسه للجد التفتيش وجد أنه منقطع لشد إحصاء به وأتمال  
سارته المتحله وكان الحريد أجهه في شكل رعاد .  
تم أكتفت لإجراءات المترجمه على هذا الودج حسب المعروف .

[Redacted] كالمعتاد

- e. Adjust the turnbuckle, located aft of the main spar to obtain the correct tension of 30 pounds ( $\pm 5$  pounds) on each cable.

**NOTE**

Tension readings should be taken close to the mid-span point in a cable run. Readings should be avoided at less than 6 inches from a terminal or 18 inches from a pulley or fairlead.

**NOTE**

Do not apply more than one pound pressure trailing edge of aileron when measuring free play.

- f. Remove the bellcrank rig pin from both ailerons and remove the control wheel lock from the control column.
- g. Rotate the control wheels clockwise to deflect the right aileron up and the left down. Adjust the right aileron stop to position the right aileron at the  $23.5(\pm 3.5)$  degrees up position. Left aileron should be at the  $9(\pm 2)$  degrees down position. Tighten the aileron-stop checknut.
- h. Rotate control wheels counterclockwise to deflect the left aileron up and the right aileron down. Adjust the left aileron stop to obtain a  $23.5(\pm 3.5)$  degrees up position on left aileron. Right aileron should be at the  $9(\pm 2)$  degrees down position.
- i. Check the difference between the left and right ailerons in the up position. There shall not be more than four degrees difference. Tighten the aileron-stop checknut.
- j. Adjust the aileron down stops to contact the bellcrank while the up stop on the opposite side of the aircraft is in contact with the bellcrank. Tighten the aileron-stop checknut.
- k. Be sure all the turn buckle safety clips are installed, all cables and cable guards are properly installed and all jam nuts are tightened, then replace all parts removed for access.
- l. Check the aileron system for friction. If excessive friction is apparent, check for the following:
1. Frozen, defective or dry bearings.
  2. Control surfaces improperly aligned with matching surfaces.
  3. Pulleys frozen or cables rubbing.
- m. Install the control wheel lock. Check aileron trailing edge free play at inboard end of aileron with aileron in zero degree rigging position. Check that free play does not exceed 0.12-inch.

- n. Test fly the aircraft and correct any tendency for the aircraft to fly with one wing low condition by adjusting the ground adjustable trim tab. See information under Aileron Trim Tab.

**AILERON TRIM TAB**

A fixed-position trim tab is attached to the left aileron. A left wing high attitude may be corrected by bending the trim tab down. Bending the tab up will correct a left wing low attitude. Use forming block when bending tab, and do not bend more than 0.50-inch tab deflection in either direction.

**WING FLAPS**

An all-metal wing flap installed on each wing is attached to the aft wing spar and extends outboard from the fuselage to the ailerons. The wing flaps are electrically operated and controlled by a switch located on the lower right side of the instrument panel. Power from an electric motor is transmitted to the flaps through a jackscrew connected to a torque tube, and from the torque tube to the flaps with push-pull rods.

**REMOVAL AND INSTALLATION OF WING FLAPS**

- a. Disconnect flap push-pull rod at flap. Do not change position of rod end on push-pull rod.
- b. Remove flap hinge bolts.
- c. Remove flap from aircraft.

Installation of the flap is the reverse of the removal procedure. In the event push-pull rod length has been altered, the flap will have to be completely rerigged.

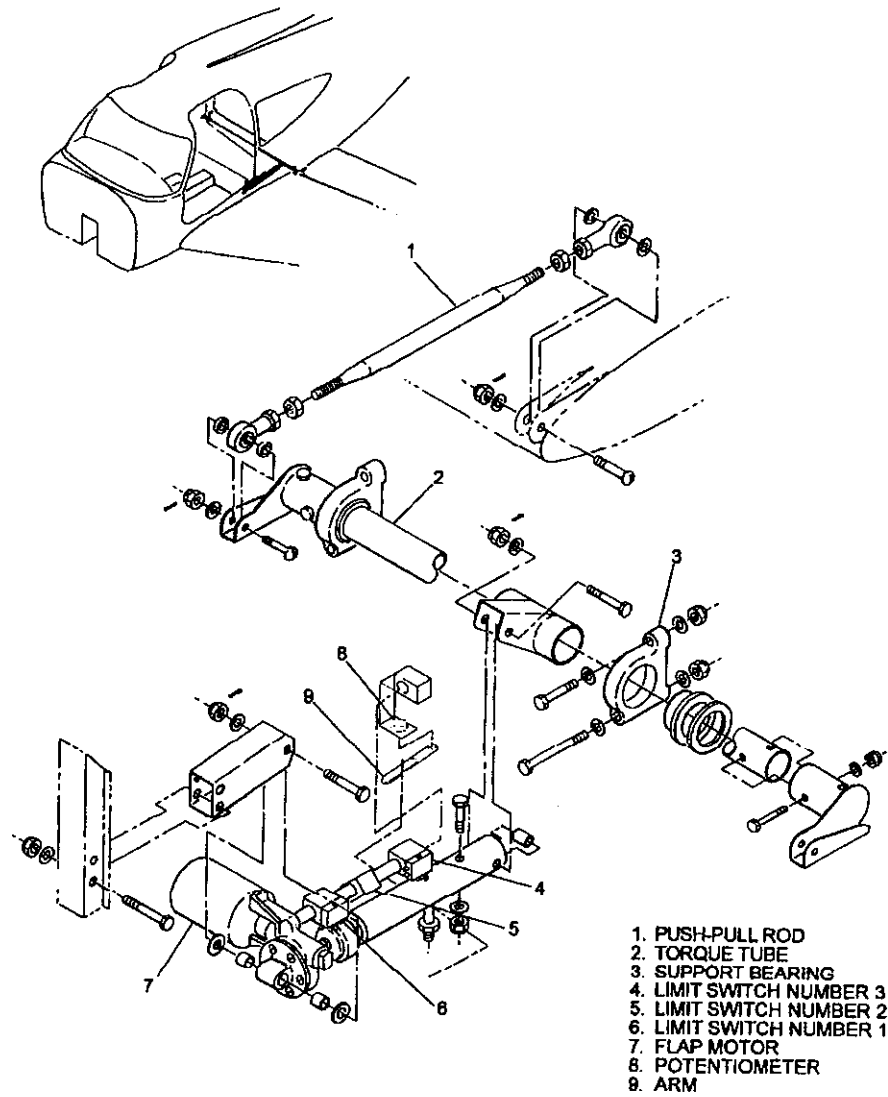


Figure 7-4. Flap Controls Installation

**REMOVAL AND INSTALLATION OF FLAP MOTOR ASSEMBLY**

- a. Remove rear seat and rear seat closeout assembly to gain access to the flap motor located aft of the main spar.
- b. Separate the two connector plugs on the flap assembly wire harness and disconnect the ground wires.
- c. Remove the hardware that attaches the flap motor jackscrew housing to the torque tube (see Figure 7-4).
- d. Remove the hardware that attaches the forward end of the flap motor assembly to the spar mount bracket.
- e. The flap motor assembly is now free for removal; to install, reverse this procedure.

- c. Note the three limit switches on the flap motor support rod. Refer to the forward switch as number one, the center switch as number two and the aft switch as number three (see Figure 7-5).
- d. Adjust switch number one so that the jackscrew collar has just actuated the switch lever. Tighten the setscrew.
- e. Lower the flaps to the fully extended position using the propeller protractor, 35° (+0°, -2°).
- f. Adjust switch number three so that the jackscrew collar has just actuated the switch lever. Tighten the setscrew.
- g. Position flaps 10° (± 2°) down using the protractor.
- h. Adjust the flap position sender to obtain a reading on the flap position indicator in the instrument panel. The reading should be within two degrees of the true flap position.
- i. Position flaps at 22.5° (± .5°) using flap position indicator reading.
- j. Retract the landing gear.
- k. Adjust switch number two so that the jackscrew collar has just actuated the switch lever (gear warning horn sounds). Tighten the setscrew.

**NOTE**

It is not necessary to remove the entire flap motor assembly if removing only the electric motor. The motor can be removed by removing the two bolts attaching the motor to the rest of the assembly.

**FLAP RIGGING**

Remove the rear seat and rear seat closeout assembly, and the inboard access plate located on the inboard under side of the wings.

**NOTE**

The left and right flaps to be rigged at the same time. The aircraft to be on jacks with landing gear clear of the ground.

- a. Position flap torque tube in flaps up position (64° (± 2°)) as shown in Figure 7-11.
- b. Place a propeller protractor 12 inches aft of the firewall on the bottom surface of the aircraft at the centerline. Zero the protractor. Position the propeller protractor on flap as shown in Figure 7-12, at 1.50 inches inboard from the outboard end of the flap. Adjust the push rods to obtain a reading of 11.5° (± 1°). Tighten the push rod check nuts. The flap is at 0° rigging position and all subsequent angles are to be read from this position.

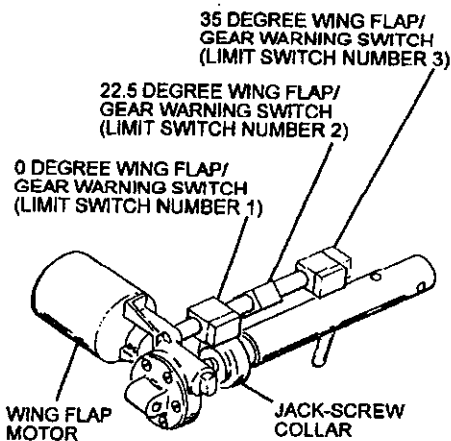


Figure 7-5. Wing Flap Warning Switch



- l. Position the flaps to 35°. Allow switch three to shutoff the flap motor. Check that gear warning horn continues to sound through the flap range from 22.5° ( $\pm 5^\circ$ ) to full down flap. Refer to Section 6 for adjustment of gear warning throttle switch.
- m. Check the flap position indicator reading. The indicator should read 35° ( $\pm 2^\circ$ ).
- n. Position flaps to 0°. Allow switch 1 to shut off the motor. Check that the gear warning horn stops sounding between 22° and 23° as read from the flap position indicator.
- o. Recheck the flap position indicator 0°, 22.5° ( $\pm 5^\circ$ ), and 35° readings.
- p. Lower landing gear.
- q. Make sure all jam nuts are tightened and all switches are secure, then replace all parts removed for access.
- g. Adjust the aileron push-pull rod to place the aileron in a 9° ( $\pm 2^\circ$ ) down position from neutral.
- h. Adjust the aileron stop to obtain a 23.5° ( $\pm 3.5^\circ$ ) up position on the aileron.
- i. Repeat steps f. through h. for the opposite aileron.
- j. Clamp a rigging bar to the aileron control wheels to neutralize the control wheels. Verify that the control wheels are level.
- k. Clamp the ailerons to the flaps.

**NOTE**

Use spacer blocks on the flaps if needed.

- l. Assure that the control column chain is located as depicted in Figure 7-3 and are even.
- m. Adjust the turnbuckle, located aft of the main spar, to obtain correct tension of 30 pounds ( $\pm 5$  pounds) on each cable.

**AILERON AND FLAP RIGGING (ALTERNATE METHOD)**

This alternate method of rigging ailerons and flaps is provided in the event problems are encountered while rigging by the standard method. The ailerons and flaps will have to be rigged simultaneously when using this procedure.

**CAUTION**

All cables should be tensioned evenly to prevent damage at clamping points. Cables should be tensioned within five pounds of each other.

- a. Place a protractor 12 inches aft of the firewall on bottom surface of the aircraft at the centerline (see Figure 7-12). Adjust the protractor so that it now reads 0°. Be certain the protractor doesn't get turned 180°. This could result in erroneous readings.
- b. Set the flaps in the fully retracted position and adjust the push rods to obtain a reading of 11.5° ( $\pm 1^\circ$ ).
- c. Set the protractor on the outboard edge of the flap and reset the index to zero. This will also be the zero or neutral position for the ailerons.
- d. Place the protractor on the aileron surface 1.50 inches outboard from the inboard edge of aileron normal to the trailing edge.
- e. Loosen the aileron control cables and place the ground adjustable aileron tab in the center position.
- f. Set the aileron bellcrank so that aileron push-pull rod is directly under the bellcrank pivot point, see Figure 7-12. Clamp or hold bellcrank in this position.
- n. Remove any clamps, holding fixtures or rigging bars.
- o. Assure all turnbuckle safety clips are installed, all cables and cable guards are properly installed, and all checknuts are tightened.
- p. Turn the control wheels clockwise to deflect right aileron up and left aileron down. Check right aileron for a 23.5° ( $\pm 3.5^\circ$ ) up position and the left aileron for a 9° ( $\pm 2^\circ$ ) down position.
- q. Adjust the aileron down stops to contact the bellcrank while the up stop on opposite side of aircraft is in contact with bellcrank. Tighten the aileron-stop checknut.
- r. Replace all parts removed for access.
- s. Check the aileron and flap systems for friction. If excessive friction is apparent, check for the following:
  1. Frozen, defective or dry bearings.
  2. Control surfaces improperly aligned with matching surfaces.
  3. Pulleys frozen or cables rubbing.

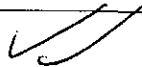
TROUBLE	PROBABLE CAUSE	REMEDY
<b>AILERON SYSTEM</b>		
Lost motion between control wheel and aileron.	Cable tension too low.	Adjust cable tension as shown in Figure 7-14.
	Broken pulley.	Replace pulley.
	Cables not in place on pulleys.	Install cables correctly. Check cable guards.
Resistance to control wheel rotation.	Pulleys binding or rubbing.	Replace binding pulleys. Allow for clearance if rubbing pulley brackets or cable guards.
	Control column chains too tight.	Recheck cable tension as shown in Figure 7-14. Check chain for lubrication, excessive wear and cleanliness.
	Cables not in place on pulleys.	Install cables correctly.
	Bent aileron.	Repair or replace aileron.
	Cable tension too tight.	Adjust cable tension in accordance with rigging procedures.
Control wheels not synchronized.	Incorrect control column rigging.	Rig in accordance with aileron rigging procedures.
Control wheels not horizontal when ailerons are neutral.	Incorrect aileron system rigging.	Rig in accordance with aileron rigging procedures.
Incorrect aileron travel.	Aileron push-pull rods out of rig.	Rig in accordance with aileron rigging procedures.
	Aileron bellcrank stops incorrectly adjusted.	Rig in accordance with aileron rigging procedures.
Correct aileron travel cannot be obtained by adjusting bellcrank stops.	Incorrect rigging of control cables and/or push-pull rods.	Rig in accordance with aileron rigging procedures.
	Incorrect rigging of bellcranks.	Rig in accordance with aileron rigging procedures.
<b>FLAP SYSTEM</b>		
Flaps do not extend (down) or retract (up).	BATT MASTER switch OFF.	Turn switch ON.
	Circuit breaker out.	Reset circuit breaker.

Figure 7-17. Trouble Shooting Flight Control System (Sheet 1 of 5)

TROUBLE	PROBABLE CAUSE	REMEDY
Flaps do not extend (down) or retract (up). (cont)	Defective flap switch.	Replace flap switch.
	Defective flap motor.	Replace flap motor.
	Defective electrical circuit	Replace defective wires.
	Stripped or broken jackscrew on flap motor.	Replace jackscrew assembly.
Flaps fail to retract (up) completely.	Up limit switch incorrectly adjusted.	Adjust in accordance with rigging procedures.
	Incorrect rigging of torque tube and/or incorrect adjustment of push-pull rods.	Rig in accordance with rigging procedures.
Flaps fail to extend (down) completely.	Down limit switch incorrectly adjusted.	Adjust in accordance with rigging procedures.
	Incorrect rigging of torque tube and/or incorrect adjustment of push-pull rods.	Adjust in accordance with rigging procedures.
Flaps not synchronized or fail to fit evenly when retracted (up).	Incorrect adjustment of push-pull rods.	Adjust in accordance with rigging procedures.
	Bent push-pull rods.	Straighten or replace.
	Bent flap.	Repair or replace flap.
Flaps on one side fail to operate.	Broken arm assembly on torque tube or broken push-pull rod.	Replace broken parts.
	Disconnected push-pull rod.	Connect push-pull rod, and recheck rigging procedures.
<b>RUDDER SYSTEM</b>		
Lost motion between rudder pedals and rudder.	Cable tension too low.	Adjust in accordance with rigging procedures.
	Broken pulley.	Replace pulley.
	Bolts attaching rudder horn weldment to rudder arm assembly loose.	Tighten bolts.
Excessive resistance to rudder pedal movement	Cable tension too high.	Adjust cables in accordance with rigging procedures

Figure 7-17. Trouble Shooting Flight Control System (Sheet 2 of 5)

Commander 114B  
100 Hrs inspection

A/C Reg. SU-	Station :	Date :	Sheet 3 of 4	RII
Item No.	Work to be carried out			
<b><u>Airframe Items (continue)</u></b>				
6	Check interior for condition and security.			
7	Lubricate all fittings.			
8	Aircraft structure.			
9	Electrical wiring condition.			
10	Control system pulleys, cables and turn buckles.			*
11	Ventilation system and controls			
12	Pilot-Static system.			
13	Stall warning system.			
14	Antenna installation.			
15	Flap system, tracks fittings, position switches, gear warning, flap actuated switch, flap motor and transmission.			
16	Rudder controls			*
17	Vacuum system filter.			
18	Control decals and labeling.			
19	Rudders trim assembly.			*

## ٢ - التحليل والنتائج

=====

### ٢-١ الطائرة

- كانت الطائرة فى طلعة اختبار بعد اجراء الكشف السنوى *ANNUAL INSPECTION*.
- اثناء الدرج لوحظ ان البدال الايمن يأخذ مشوارا اكبر من الايسر للحفاظ على اتجاه الطائرة .
- لحق بالطائرة عدة تلفيات من جراء حدوث الواقعة .

### ٢-٢ - الواقعة

- بعد قيام قائد الطائرة بعمل الأختبارات اللازمة للطائرة تم الدرج ثم الأقلع
- اثناء قيام قائد الطائرة بلم عجلات الطائرة لم تستجب للم .
- قام بإعادة ذراع التحكم لاسفل مرة أخرى وقام بعمل الخطوات المنصوص عليها فى حالة عدم رفع العجل ولم يستجب العجل للرفع أيضا فى المحاولة الثانية .
- قام قائد الطائرة بعمل دورة كاملة حول مطار ٦ أكتوبر استعدادا للنزول
- عند قيام قائد الطائرة ببدء اجراءات الهبوط قام بانزال القلابات لوضعها فى الوضع *FULL FLAPS*
- حدث انفصال تثبيت القلابات عن سطح الجناح فحدث للطائرة *SPIN* مفاجى
- قام قائد الطائرة بإرجاع القلابات لوضعها الطبيعي ثم هبط بالطائرة على الممر
- بعد الهبوط بالطائرة والوصول الى هنجر الصيانة التابع للكلية المصرية لعلوم الطيران بمطار ٦ أكتوبر
- وجد الجزء المثبت للقلابات مقطوع وعلية علامات الصدأ.

### ٢-٣ - قائد الطائرة

- كان قائد الطائرة يحمل أجازة طيار خط جوى ساريه المفعول ومؤهلا لقياده الطائرة طبقا للقواعد الساريه .
- كان له خبره طويلة على طراز *COMMANDER 114B*
- لم يشك بأى شئ غير عادى أثناء اختبار الطائرة قام بالدرج والأقلع أثناء قيامه بلم عجلات الطائرة لم يستجب العجل للم .
- كان حسن تصرف قائد الطائرة عاملا هاما فى خروج الطائرة من حالة *ROLL & STEEP DIVE* التى دخلت فيها عند اختياره لوضع *FLAPS EXTENTION*

### ٢-٤ - اجراءات الصيانة على الطائرة

- يتضمن اجراء الكشف السنوى طبقا لدليل الصيانة للطائرة *AMM* الكشف على تثبيت القلابات بالجناح الايسر .

- حدثت الواقعة بسبب انفصال تثبيت القلابات عن الجناح الايسر اثناء اجراءات الهبوط .
  - تلاحظ وجود تشققات بالذراع المثبت للقلابات بالجناح الايسر والمنفصل عقب الواقعة
- DAMAGED FLAPARM**
- اعزت الاختبارات التى اجريت على الذراع المثبت لقلاب الهواء **FLAP** ان سبب الانفصال هو تعرضة للصدأ **CORROISON**
  - لم يتم تنفيذ اجراءات الصيانة على الجزء المنفصل ونقاط تثبيت القلابات بصورة كاملة طبقا للكشف السنوى الصادر عن الصانع
  - حدوث الواقعة اثناء القيام باختبار جوى **FLIGHT TEST** عقب الكشف السنوى اعتمد اجراؤه مهندس سنطة الطيران المدنى المصرى يدل على قصور فى اجراءات الصيانة التى تمت على الطائرة .

### ٣ - سبب الواقعة

=====

ترى الإدارة العامة لتحقيق حوادث الطائرات ان سبب الواقعة المرجح يرجع الى حدوث انهيار في نراع تثبيت القلابات بالجناح الايسر للطائرة اثناء القيام بطلعة اختبار جوي Flight Test كنتيجة الاصابة بالصدا وعدم وصول اجراءات الصيانة التي اجريت على هذا الجزء بالكشف السنوي Annual Inspection الى تأمين الطائرة ومن عليها للقيام بالطلعة الجوية .

### ٤ - التوصيات المتعلقة بالسلامة

=====

توصى الإدارة العامة لتحقيق حوادث الطائرات بقيام سلطة الطيران المدني المصري بمايلي :-  
اولا :- اتخاذ اللازم لمراجعة اجراءات اعتماد اعمال الصيانة بالكشف السنوي للتأكد من التفيتش النقيي للوصول الى معايير السلامة وتجنباً لتعرض الطائرة ومن عليها للخطر اثناء القيام بالاختبار الجوي FLIGHT TEST عقب الكشف السنوي .

ثانيا :- قيام الكلية المصرية لعلوم الطيران بالاتي:-

١ . المراجعة الشاملة لمنظومة صيانة الطائرات بالكلية ومتابعتها وصولاً للمعايير القياسية لتأمين سلامة الطيران.

٢ . دراسة الاستمرار من عمدة في استخدام الطائرات من طراز الطائرة موضوع الواقعة  
COMMANDER العاملة بالكلية في ضوء حالة الطائرات وتوافر قطع الغيار .