

## تحسين وثوقية دارة التغذية للنظام الضوئي لمنع التصادم وتحديد الموضع للطائرة Cessna

جبر الرمحين\*

حسام أحمد\*\*

محمد ميهوب حمود\*\*\*

(تاريخ الإيداع ١٦ / ١ / ٢٠٢٠ . قبل النشر ١٢ / ٣ / ٢٠٢٠)

### الملخص

يعدّ النظام الضوئي لمنع التصادم وتحديد الموضع أحد أنواع أنظمة تجنب الاصطدام المستخدمة في الطائرات. يعتمد النظام على دارة إلكترونية تقوم بالتحكم بومضات الأضواء المركبة على جسم الطائرة، بحيث تعطي وميضاً مرئياً بتردد 40-100 ومضة بالدقيقة. يعدّ تركيب النظام إلزامياً بموجب مواصفات الاعتماد الصادرة عن وكالات الطيران المدني في العالم بهدف ضمان سلامة الطيران، ويتم تحقيق متطلبات السلامة من خلال ضمان وثوقية محددة للنظام الضوئي خلال مهمة طيران محددة. تقدم هذه الورقة شرحاً تفصيلياً لمنهجية التنبؤ بوثوقية دارة التغذية للنظام الضوئي المركبة في الطائرة الزراعية Cessna، وذلك من خلال تطبيقها وصولاً لتقدير معدل التعطل للدارة باستخدام طريقة إجهاد المكونات وحساب وثوقية الدارة لمهمة الطيران المحددة باستعمال برمجية Lambda Prediction المواصفة الأمريكية MIL-HDBK-217F، تستخدم هذه المواصفة عند إبرام العقود مع المصنعين أو الموردين من أجل تحقيق وثوقية محددة مطلوبة في تطبيقات حرجة، مثل صناعة الطيران.

**كلمات مفتاحية:** هندسة الوثوقية - التنبؤ بالوثوقية - الطيران - MIL-HDBK-217 - دارة التغذية للنظام الضوئي - برمجيات التنبؤ Lambda Prediction.

\*أستاذ في قسم هندسة الاتصالات و الإلكترونيات كلية الهك جامعة دمشق.

\*\*باحث رئيسي في مركز الدراسات والبحوث العلمية ، دكتوراه في هندسة الوثوقية .

\*\*\*طالب ماجستير في قسم هندسة الاتصالات و الإلكترونيات كلية الهك جامعة دمشق.

## Reliability Improvement for strobe power supply in Anti-Collision and Position Light System for Cessna aircraft

Jaber Alrmheen\*  
Hossam Ahmad\*\*  
Mohammad hammoud\*\*\*

(Received 16 / 1 / 2020 . Accepted 12 / 3 / 2020 )

### Abstract

Anti-Collision and Position Light System is a type of collision avoidance systems used in aircraft. The system relies on an electronic circuit that controls the flashes of lights installed on the fuselage to give visible flashes at a frequency of 40-100 flashes per minute. The installation of the system is mandatory according to the accreditation specifications issued by civil aviation agencies in the world in order to ensure aviation safety, and safety requirements are achieved through ensuring specific reliability of the optical system during a specific flight mission. This paper provides a detailed explanation of the methodology for predicting the reliability of the feeding circuit of the optical system installed in the Cessna agricultural plane, by applying it to arrive at the estimation of the circuit breakdown rate using the component stress method and calculating the circuit reliability for the specific flight task using the Lambda Prediction software, American Standard MIL-HDBK -217F, This standard is used when concluding contracts with manufacturers or suppliers to achieve specific reliability required in critical applications, such as the aerospace industry.

**Keywords:** Reliability Engineering - Reliability Prediction - Aviation - MIL-HDBK-217 – strobe power supply - Lambda Prediction Software

---

\*Professor in Communication and electronics engineering , Damascus university .

\*\*Researcher in Studies and Research Center .

\*\*\*Master student in Communication and electronics engineering , Damascus university .

## مقدمة

تعدّ الوثوقية والسلامة من الاعتبارات المهمة التي تعكسها المتطلبات الإلزامية في صناعة الطيران، بسبب التكلفة المرتفعة لعدم تحقيقهما والتي لا يمكن تحملها في بعض الحالات، مثل الوفيات البشرية، الخسائر المالية. لهذا السبب فرضت صناعة الطيران متطلبات وثوقية صارمة على نفسها. إذ ينبغي قبل دخول أية طائرة جديدة إلى سوق العمل، اعتماد ومصادقة صلاحيتها للطيران من قبل سلطات إدارة الطيران الحكومية، بموجب لوائح وقوانين ناظمة، مثل: لوائح الطيران المدني الفيدرالية (Federal Aviation Regulations (FAR في الولايات المتحدة، ولوائح الطيران المدني الأوروبية (Certification Specifications (CS). وتعد الوثوقية مطلباً لا غنى عنه ويجب ضمانه بدرجة عالية من الثقة عند اعتماد السلطات لتلك الطائرات، ولكن تحقيق مطلب وثوقية محددة ليست بالأمر السهل يعود ذلك لعدة أسباب منها تعقيد أنظمة الطائرات، مع ذلك تمكنت صناعة الطيران المدنية من الحصول على نتائج مرضية بهذا الجانب تعكسها معدلات حوادث الطيران للطائرات التجارية في العالم حيث بلغت في العام 2016 القيمة 2.1 حادث لكل مليون مغادرة [1] وهو أقل بكثير من معدلات حوادث العربات الطرقية.

حققت الشركات المصنعة هذا النجاح من خلال تطبيق ممارسات وأنشطة هندسة الوثوقية خلال مراحل دورة حياة الطائرات، وذلك حسب الأبحاث التي قامت بها الجمعية الصينية للملاحة الجوية والفضائية بالتعاون مع جامعة بيهانج والتي تم نشرها في مجلة الجامعة تحت عنوان "تطبيق تقنيات الوثوقية في صناعة الطيران المدني" [1]. ويمكن إنجاز التنبؤ بالوثوقية بالاستناد إلى العديد من المواصفات العالمية المرجعية. تستند هذه المواصفات على حساب معدل التعطل (Failure Rate) من قواعد معطيات مرجعية تم جمعها من قبل الشركات المصنعة للمكونات الإلكترونية، وكل منها يستخدم نموذجاً رياضياً هو جداء معدل التعطل بمجموعة من العوامل التي تأخذ بعين الاعتبار بيئة الاستخدام، وجودة المكونات، درجة الحرارة، الإجهادات الكهربائية وغيرها من العوامل. إن المواصفة التي تم استخدامها في هذا البحث تأخذ بعين الاعتبار جميع العوامل المذكورة سابقاً. وضمن هذا السياق قام كل من J.A.Hayes و J.A.Jones من جامعة Loughborough البريطانية في معهد الوثوقية الدولية للإلكترونيات (IERI) The International Electronics Reliability Institute، بإجراء دراسة مقارنة بين مواصفات التنبؤ المختلفة وميزات هذه المواصفات وقد تم نشرها في مجلة IEEE بعنوان "مقارنة بين نماذج التنبؤ بالوثوقية الإلكترونية" [4].

تم في هذه الدراسة تطبيق منهجية التنبؤ بالوثوقية لتقييم وثوقية دارة أصلية (Original) ودارة محلية الصنع بديلة باستخدام مكونات تجارية من السوق المحلية لدارة وحدة الطاقة للتحكم بالومضات الضوئية للطائرة المدنية Cessna المستخدمة في التطبيقات الزراعية في سوريا. من خلال تحديد متطلبات الوثوقية لهذه الدارة ممثلاً بقيمة وثوقية مهمة طيران (0.99997)، وتحليل الوثوقية باستخدام أدوات التنبؤ بالوثوقية بالاستناد إلى المواصفة MIL-HDBK-217F وباستعمال البرمجية Lambda Prediction العائدة لشركة ReliaSoft التي تنفذ حسابات التنبؤ بالوثوقية وغيرها من الحسابات الأخرى، وشمل ذلك تحليل التصميم الإلكتروني والنمذجة الإلكترونية باستخدام البرنامج Proteus بهدف التحقق من التصميم وإقرار صلاحيته.

## المشكلة العلمية ومبررات مشروع البحث

توجد حاجة ماسة إلى تمديد العمر الافتراضي لكثير من المكونات المستعملة في تطبيقات عديدة، من خلال تقييم وتحسين وثوقيتها بعد إجراء تحليل لتصميم تلك المكونات بطريقة الهندسة العكسية، وتصنيع مكونات مكافئة لها تلبى متطلبات الوثوقية في التطبيقات الحرجة مثل المكونات الإلكترونية في صناعة الطيران المدني، بهدف الاستعمال كقطع غيار وتحقيق الاكتفاء الذاتي. هذا الأمر هو المسوغ الرئيس لإجراء الدراسة الحالية بالنسبة إلى دارة التغذية للنظام الضوئي لمنع التصادم وتحديد الموضع للطائرة الزراعية Cessna.

### بيئة البحث

مصنع صيانة أنظمة الطائرات وتطويرها، والمتمثل بالمصنع (419) والصيانة التابعة لمؤسسة الطيران العربية السورية وصيانة سرب الطيران الزراعي التابع لوزارة الزراعة. دارة التحكم بالموضات العائدة لنظام تحديد الموضع ومنع التصادم المرئي والمركبة على الطائرة Cessna في سرب الطيران الزراعي.

### 1 - نظام تحديد الموضع ومنع التصادم المرئي (موضوع الدراسة)

يصنف هذا النظام بحسب تقسيمات NASA لأنظمة الطيران، كنظام فرعي من النظام الكهربائي في الطائرة، ويعدّ من أبسط نظم الملاحة ومنع التصادم. وجميع الطائرات بمختلف الأوزان ملزمة بتركيبه حسب المتطلبات القانونية والتنظيمية في مواصفات إدارة الطيران الأوروبية والأمريكية كما هو موضح في الجدول (1).

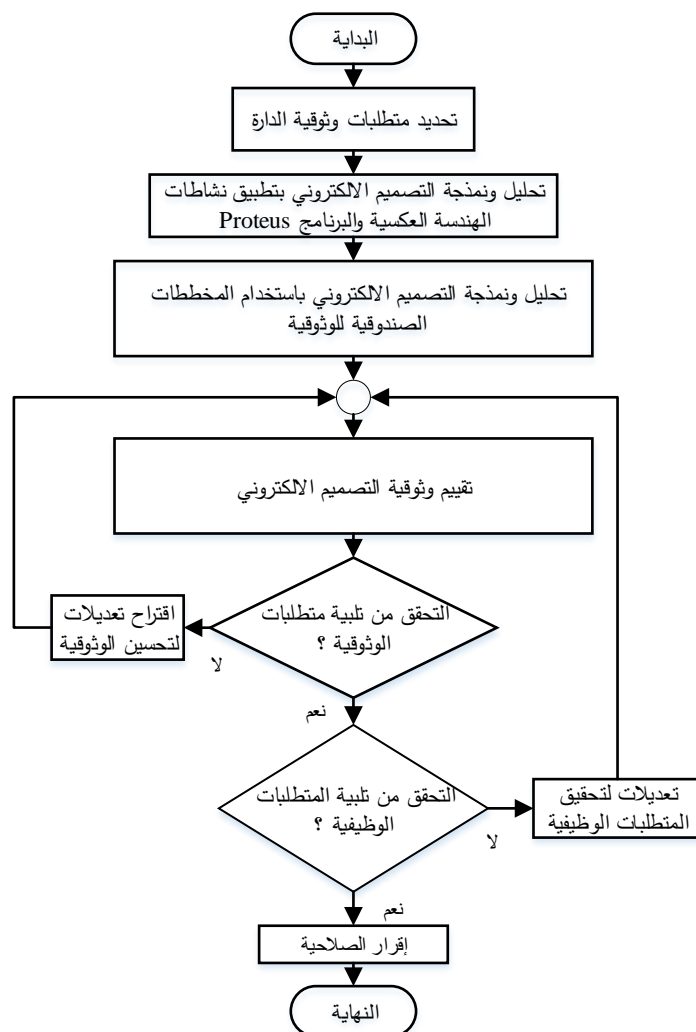
الجدول (1) المواصفات الملزمة بتركيب النظام الضوئي (عمل الباحث)

اسم المواصفة الملزمة	رقم الفقرة ضمن المواصفة	صنف الطائرة
FAR-23, CS-23, JAR-23	1385	الطائرات العادية، الاستعراضية، الركاب الصغيرة
FAR-25, CS-25, JAR-25		الطائرات الكبيرة
FAR-27, CS-27, JAR-27	1401	طائرات هليكوبتر الصغيرة
FAR-29, CS-29, JAR-29		طائرات هليكوبتر الكبيرة
FAR Part 91	73,33	التشغيل العام وقواعد الطيران

وقد حددت الفقرات بين 1385 و حتى 1401 من المواصفات السابقة المتطلبات التفصيلية لهذا النظام [2] ، والتي تشمل شدة الإضاءة، وزوايا الرؤيا، وألوان الأضواء، وتردد الضوء المحدد في المجال بين 100-40 ومضة بالدقيقة .

### أهداف البحث

يهدف البحث إلى تقييم وثوقية التصميم الإلكتروني للدارة الأصلية والبديلة لدارة التغذية للنظام الضوئي لمنع التصادم وتحديد الموضع للطائرة Cessna، من خلال تطبيق منهجية مقترحة لتنفيذ التنبؤ بوثوقية هذا التصميم، وذلك بحسب المواصفات المرجعية المعتمدة. يمكن تلخيص خطوات تطبيق هذه المنهجية في المخطط الانسيابي الشكل (1):



الشكل (1) المخطط الانسيابي لمنهجية تنفيذ التنبؤ بالوثوقية

طبقت هذه المنهجية على الدارة الأصلية، ثم على الدارة البديلة بمكونات تجارية متاحة لتحقيق متطلبات الوثوقية، وفق الخطوات الموصفة في الفقرات التالية من هذه الورقة:

### 1- تحديد متطلبات وثوقية الدارة

إن تحديد متطلبات الوثوقية هو المهمة الأولى في تطبيق منهجية التنبؤ بالوثوقية، فغالباً ما يتم التعبير عن متطلبات الوثوقية بمؤشرات كمية؛ نذكر منها: معدل التعطل، أو رقم الوثوقية خلال حياة المنتج (0-100%) أو رقم وثوقية المهمة (0-100%). يلخص الجدول (2) متطلبات الوثوقية الخاص بأنظمة وتجهيزات الطائرة Cessna الصادرة عن وكالة الفضاء الأمريكية NASA [3].

الجدول (2) متطلبات الوثوقية لمهمة طيران مدتها 6 ساعات [3]

رقم الوثوقية الهدف	النظام
0.99940	نظام الهيكل Airframe System
0.99997	النظام الكهربائي Electrical System
0.99986	نظام توليد الطاقة Powerplant System
0.98476	نظام التحكم الجوي Flight Control System

0.99598	نظام التحكم الأرضي Ground Control System
0.976	تجهيزات قمرة القيادة Cockpit Instrumentation

يندرج موضوع الدراسة (الدارة الإلكترونية) ضمن النظام الكهربائي، وقد حددت ناسا متطلبات وثوقية مهمة هدف قيمته 0.99997 لمهمة طيران مدتها ست ساعات.

## 2 - تحليل ونمذجة التصميم الإلكتروني بتطبيق نشاطات الهندسة العكسية والبرنامج Proteus

من خلال تطبيق نشاطات الهندسة العكسية على عينة الدراسة، وذلك حسب توفر الوثائق المرجعية والتي لم تكن متوفرة في دراستنا. أُجري التحليل الكهربائي، والعصف الذهني، والنمذجة الإلكترونية لتحديد كل من بارامترات (الدخل / الخرج)، وأنواع المكونات، ومسارات الدوائر، ومواصفات المكونات، والكتل الوظيفية والارتباطات فيما بينها، بهدف وضع المخطط التصميمي الموافق للدارة، وكانت النتائج العملية الآتية:

### 1. بارامترات الدخل / الخرج

جرى تحديد بارامترات الدخل والخرج من البطاقة التعريفية المثبتة على عينة الدراسة الشكل (2-a). يمثل بارامتر الدخل جهد مولد الطائرة، وقيمته 24 فولت، ويتم تغذيته إلى الدارة من خلال السلكين الأحمر الطرف الموجب والأسود الطرف السالب. أما بارامتر الخرج فهو إشارة ومضية بتردد (100-40) ومضدة بالدقيقة بحسب الفقرة (3-1). ويمثل الخرج بكل من السلك الأصفر الذي يوصل إلى المصباح 1 (خرج دارة الإضاءة الأولى)، والأخضر إلى المصباح 2 (خرج دارة الإضاءة الثانية) كما هو موضح في الشكل (2-b).



(b)

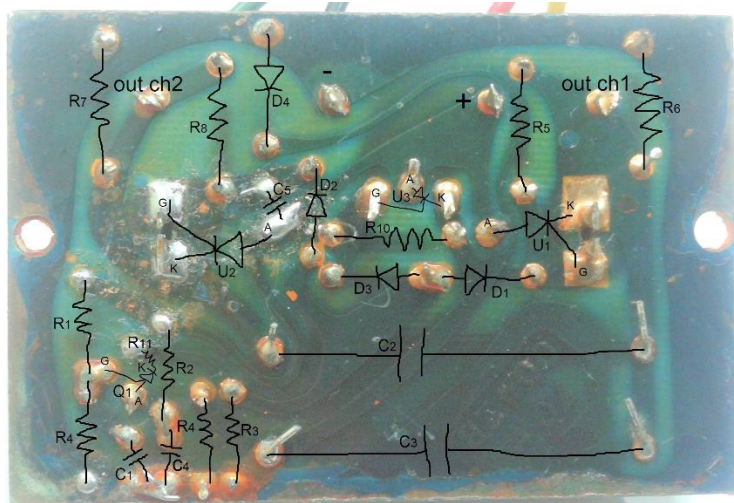


(a)

الشكل (2) تحديد المداخل والمخارج وبارامتراتها

### ب. تحديد أنواع مكونات الدارة والتوصيلات فيما بينها

جرى باستخدام عينة الدراسة، ومن خلال الفحص البصري، وباستعمال مقياس الأومتر تحديد أنواع المكونات (مقاومة، ترانزستور، ثايرستور، ديود، مكثف) من السطح العلوي للدارة المطبوعة، ثم تحديد نهايات الوصلات اللحامية لتلك المكونات والمسارات النحاسية على السطح السفلي لها؛ للحصول على مخطط توثيقي لأنواع المكونات والتوصيلات فيما بينها، كما هو موضح في الشكل (3).



الشكل (3) توثيق مسارات الدارة الكهربائية والعناصر

### ج. تحديد مواصفات مكونات الدارة وطرازاتها

بالفحص البصري واستخدام مكبرة مناسبة جرى التعرف إلى المكونات وطرازاتها وتمييزها للتوثيق. ومن خلال العودة إلى النشرات الفنية المتوفرة على شبكة الإنترنت تم الحصول على مواصفاتها، وكانت النتائج كما هو مبين في الجدول (3).

الجدول (3) مواصفات مكونات الدارة وطرازاتها

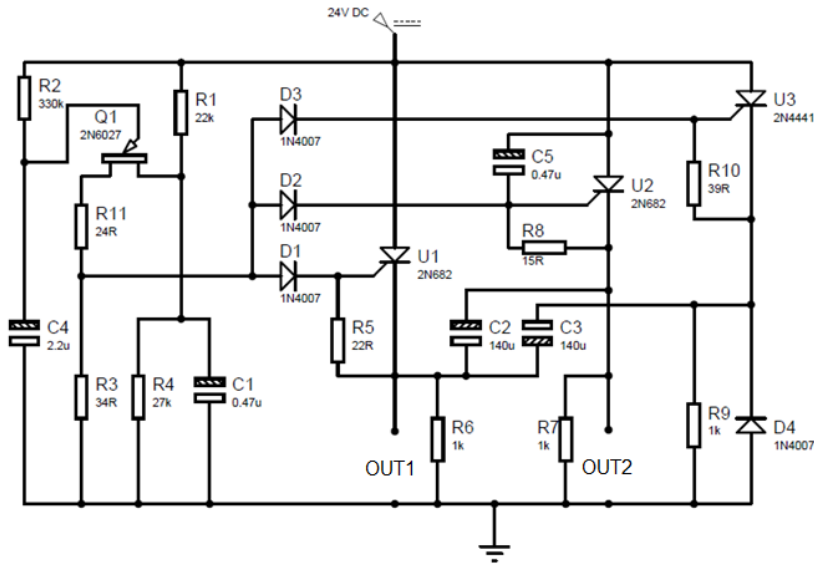
الرمز	النوع	الطرز	التوصيف
Q1	Transistor	2N6027	PUT
U1	Thyristor	2N682	50 Volt – 25 Ampere
U2	Thyristor	2N682	50 Volt – 25 Ampere
U3	Thyristor	2N4441	50 Volt – 8 Ampere
D1	Diode	1N4007	700 Volt – 1 Ampere
D2	Diode	1N4007	700 Volt – 1 Ampere
D3	Diode	1N4007	700 Volt – 1 Ampere
D4	Diode	1N4007	700 Volt – 1 Ampere
C1	Capacitor	USA	0.47 $\mu$ F–35volt
C2	Capacitor	USA–22.0019	140 $\mu$ F–30volt
C3	Capacitor	USA–22.0019	140 $\mu$ F–30volt
C4	Capacitor	USA	2.2 $\mu$ F–35volt
C5	Capacitor	USA	0.47 $\mu$ F–35volt
R1	Resistor	USA	22K $\Omega$ –0.6watt
R2	Resistor	USA	330K $\Omega$ –0.6watt
R3	Resistor	USA	34 $\Omega$ –0.6watt
R4	Resistor	USA	27K $\Omega$ –0.6watt

22Ω-0.6watt	USA	Resistor	R5
1KΩ-1watt	USA	Resistor	R6
1KΩ-1watt	USA	Resistor	R7
15Ω-0.6watt	USA	Resistor	R8
1KΩ-1watt	USA	Resistor	R9
39Ω-0.6watt	USA	Resistor	R10
24Ω-0.6watt	USA	Resistor	R11

## د. توثيق المخطط التصميحي للدارة

باستخدام النتائج التي حصلنا عليها في الفقرتين ب، ج جرى رسم المخطط التصميحي للدارة وتوثيقه، الشكل

(4).



الشكل (4) المخطط التصميحي لعينة الدراسة

## هـ. تقسيم الدارة إلى كتل وظيفية وتحديد خصائصها

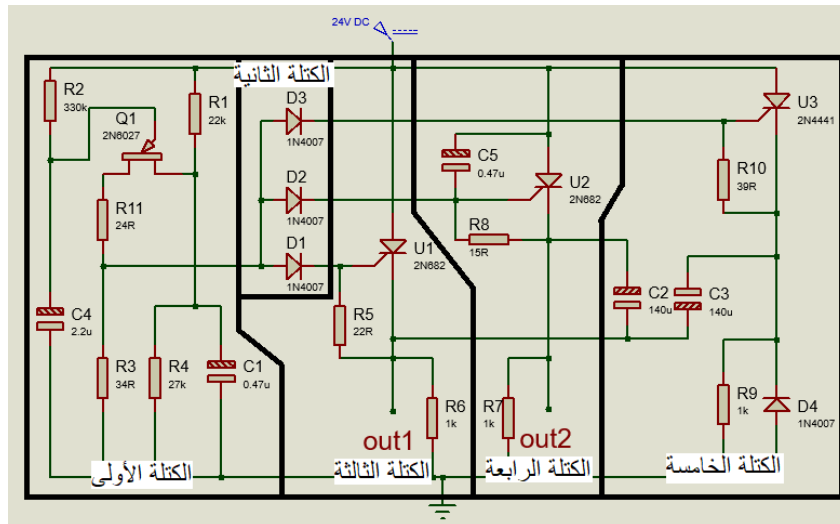
جرى تمثيل المخطط التصميحي للدارة من خلال النمذجة الإلكترونية وباستعمال برنامج Proteus. ومن ثم

تحليل ومحاكاة عملها وتقسيمها، والحصول على مخطط الكتل الوظيفية لمكوناتها، الشكل (5). ويهدف تحديد

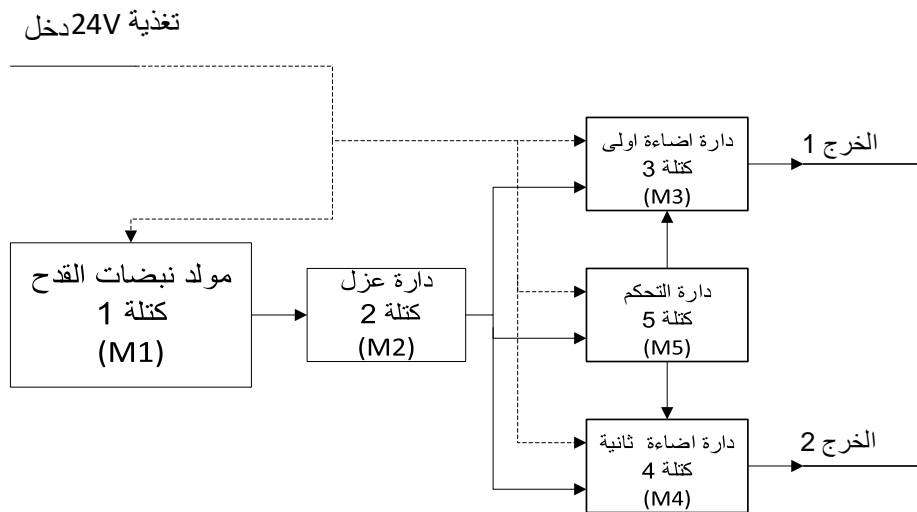
بارامترات دخل وخرج كل كتلة من الكتل الوظيفية تم تمثيلها على شكل مخطط صندوق وظيفي، كما هو موضح في

الشكل (6).





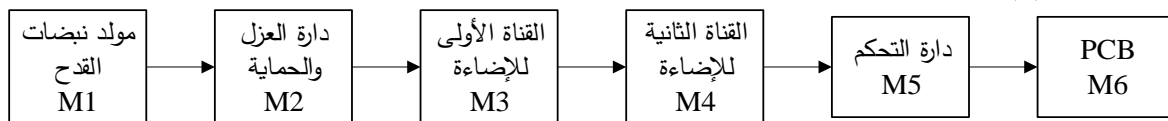
الشكل (5) النمذجة الإلكترونية والكتل الوظيفية لعينة الدراسة



الشكل (6) المخطط الصندوقي الوظيفي لعينة الدراسة

### 3 - التحليل والنمذجة باستخدام المخططات الصندوقية للوثوقية

تعدّ المخططات الصندوقية للوثوقية لإظهار الترابط بين جميع المكونات (الأنظمة الجزئية، التجهيزات، ... ، إلخ) أو الكتل الوظيفية للمكوّن، لنجاحه في كل استعمال له في الخدمة. ويمكن أن تتضمن المخططات الصندوقية عناصر تسلسلية في حال فشل المنتج في أداء الوظيفة المطلوبة عند تعطل أيّ من عناصره، أو عناصر تفرعية في حال فشل المنتج فقط إذا تعطلت جميع الوصلات التفرعية أو كليهما. من نتائج المحاكاة والنمذجة الإلكترونية المخطط الصندوقي للعينة هو مجموعة عناصر تسلسلية لكل كتلة من الكتل الوظيفية؛ سيما أن تعطل أي منها يؤدي إلى تعطل الدارة، ونتج عن ذلك المخطط الصندوقي للوثوقية، كما هو مبين بالشكل (7).



الشكل (7) المخطط الصندوقي للوثوقية لكل كتلة لعينة الدراسة

## 4 - تقييم وثوقية التصميم الإلكتروني

تم التقييم من التنبؤ بوثوقية التصميم الإلكتروني لعينة الدراسة باستخدام المواصفة العالمية MIL-HDBK-217F [5]، وهي من المواصفات المستخدمة كثيراً في ميادين مختلفة من الصناعات مثل الطيران، وصناعة السيارات. وتقدم هذه المواصفة طريقتين للتنبؤ تعرف الأولى بطريقة عدد الأجزاء (parts count) عندما لا تتوفر معلومات كافية عن التصميم الإلكتروني و تعرف الثانية بطريقة إجهاد الأجزاء (parts stress) وهي الطريقة المعتمدة في هذه الدراسة.

## • التنبؤ باستخدام طريقة Part stress إجهاد الأجزاء

تطبق هذه الطريقة عندما يكون معظم التصميم قد اكتمل، وتوفرت معطيات تفصيلية متضمنة إجهادات المكونات؛ وذلك بهدف المقابضة بين الوثوقية الهدف واختيار المكونات والإجهادات المطبقة عليها. وتقدم المواصفة علاقة وفق نموذج تحليلي خاصة لحساب معدل تعطل كل مكون من المكونات بحسب نوعه، على سبيل المثال تندرج عناصر الدارة المدروسة من الديودات، والتأثيروستورات والترانزستورات ضمن الفصل السادس من المواصفة تحت عنوان أنصاف النواقل، والمقاومات في الفصل التاسع، والمكثفات في الفصل العاشر. بحيث تحتوي العلاقة مجموعة من المعاملات التي يجب حسابها بحسب بارامترات المكون المدروس.

## 4-1 - تطبيق طريقة إجهاد الأجزاء - نموذج حساب معدل تعطل ترانزستور 2N6027

لتوضيح طريقة إجهاد الأجزاء نقوم بحساب معدل التعطل لترانزستور وحيد الوصلة ( Transistor, unijunction )، وهو أحد مكونات الدارة المدروسة وفق النموذج التحليلي المعروض في الفقرة 5-6 من المواصفة كما يأتي:

تقدم المواصفة علاقة حساب معدل التعطل للترانزستور وفق المعادلة الآتية:

$$\lambda_{pT} = \lambda_b \cdot \pi_T \cdot \pi_Q \cdot \pi_E \quad \text{FPMH ( failure per Million hours )} \quad (1)$$

حيث:  $\lambda_{pT}$  معدل تعطل الترانزستور وحيد الوصلة،  $\lambda_b$  معدل التعطل الأساسي وقيمته (0.0083 FPMH)

$\pi_T$  معامل درجة الحرارة،  $\pi_Q$  معامل الجودة،  $\pi_E$  معامل البيئة.

- حساب معامل درجة الحرارة  $\pi_T$

يحسب معامل درجة الحرارة من المواصفة بحسب العلاقة الآتية:

$$\pi_T = \exp \left[ -2483 \left( \frac{1}{T_j + 273} - \frac{1}{298} \right) \right] \quad (2)$$

حيث:  $T_j$  درجة حرارة الوصلة ( $^{\circ}\text{C}$ ).

## • حساب درجة حرارة الوصلة للترانزستور وحيد الوصلة

بعد الاطلاع على النشرة الفنية للترانزستور تبين توفر البيانات التي يمكن من خلالها تطبيق العلاقة

رقم (3).

$$T_j = T_A + P_d \cdot \theta_{JA} \quad (3)$$

حيث  $T_A$ : درجة حرارة الوسط المحيط،  $T_A = 49^{\circ}\text{C}$ .

وقد تم الحصول على هذه القيمة من الجدول I-501.6 من المرجع [6]، والذي يحدد درجات الحرارة المحيطية و المحرصة بحسب مناطق العالم، حيث تقع سورية ضمن المنطقة المناخية A1. معامل المقاومة الحرارية بين الوسط المحيط والوصلة وقيمتها  $\theta_{JA} = 200 \text{ }^\circ\text{C/W}$  وقد تم الحصول عليه من النشرة الفنية للترانزستور، وقد تم اقتطاع الجزء الموضح للخصائص الحرارية للترانزستور وحيد الوصلة 2N6027 منه، انظر الشكل (8).

#### THERMAL CHARACTERISTICS

Characteristic	Symbol	Max	Unit
Thermal Resistance, Junction-to-Case	$R_{\theta JC}$	75	$^\circ\text{C/W}$
Thermal Resistance, Junction-to-Ambient	$R_{\theta JA}$	200	$^\circ\text{C/W}$
Maximum Lead Temperature for Soldering Purposes (< 1/16" from case, 10 seconds maximum)	$T_L$	260	$^\circ\text{C}$

الشكل (8) الخصائص الحرارية للترانزستور 2N6027

#### الاستطاعة المبددة $P_d$ :

تحسب الاستطاعة المبددة على شكل حرارة في الترانزستور وحيد الوصلة، الذي يعمل بشكل متقطع خلال دورة العمل (عمل + راحة) من خلال العلاقة الآتية:

$$P_d = \frac{t_w}{t_T} X P \quad (4)$$

حيث:  $t_w$  زمن العمل (sec) ،  $t_T$  الزمن الإجمالي لدورة العمل أي زمن العمل مضافاً إليه زمن الراحة (sec).

$P$  الاستطاعة الاسمية وقيمتها  $0.3 \text{ [W]}$  وتم الحصول عليها من النشرة الفنية للترانزستور. إن قيمة الزمن الإجمالي لدورة عمل الترانزستور في الدارة عينة الدراسة ( $t_T$ ) هي 600 ميلي ثانية، وقيمة زمن العمل ( $t_w$ ) هي 50 ميكرو ثانية ، وقد جرى تحديدهما من النمذجة الإلكترونية بتعويض القيم الموافقة في العلاقة (4) نجد:

$$P_d = \frac{50}{600000} X 0.3 = 0.000025 \text{ W}$$

وبالتالي من العلاقة (3) تكون حرارة الوصلة  $T_j$

$$T_j = 49 + 25.10^{-6} X 200 = 49.005$$

من العلاقة (2)

$$\pi_T = \exp \left[ -2483 \left( \frac{1}{49.005 + 273} - \frac{1}{298} \right) \right] = 1.83$$

- حساب معامل البيئة  $\pi_E$

قسّمت المواصفة أصناف بيئات الاستخدام للأنظمة والتجهيزات الإلكترونية إلى أربعة عشر صنفاً، توزعت

بشكل رئيس ضمن خمس فئات موضحة بالجدول (3-2) والوارد في المرجع [5] الصفحة (4-3)

وتعطى قيمة معامل البيئة  $\pi_E$  حسب بيئة العمل بالنسبة إلى الترانزستور وحيد الوصلة كما في الجدول (4).

الجدول (4) قيمة معامل  $\pi_E$  للترانزستور وحيد الوصلة [7]

البيئة	الرمز	قيمة معامل البيئة $\pi_E$
ارضي محمي	$G_B$	1.0
ارضي مثبت	$G_F$	6.0
ارضي منقول	$G_M$	9.0
بحري محمي	$N_S$	9.0
بحري غير محمي	$N_U$	19
نقل جوي ضمن الحُجر المأهولة لطائرات الشحن	$A_{IC}$	13
نقل جوي ضمن الحُجر المأهولة لطائرات مقاتلة	$A_{IF}$	29
نقل جوي ضمن الحُجر غير المأهولة لطائرات الشحن	$A_{UC}$	20
نقل جوي ضمن الحُجر غير المأهولة لطائرات مقاتلة	$A_{UF}$	43
منقول جواً، أجنحة دوارة	$A_{RW}$	24
الفضاء	$S_F$	0.5
صواريخ ومنصات	$M_F$	14
صواريخ محمولة على طائرة	$M_L$	32
المدافع	$C_L$	320

بيئة العمل المحددة للدائرة المدروسة هي  $A_{IC}$  (بيئة النقل جوي ضمن الحُجر المأهولة لطائرات الشحن)

ونحصل من الجدول (3) على قيمة معامل البيئة الموافق  $\pi_E = 13$ .

- حساب معامل الجودة  $\pi_Q$

يوضح الجدول (4) مستويات الجودة للترانزستور وحيد الوصلة، والذي يستخدم في الحصول على قيم معامل الجودة لحساب معدل التعطل. وكما هو واضح من الجدول (5) إن لمستوى جودة المكون تأثيراً مباشراً على قيمة معدل تعطل المكون المراد التنبؤ بثوقيته، حيث تزداد قيمة معامل الجودة المضاعف لمعدل التعطل مع انخفاض مستوى الجودة.

الجدول (5) قيمة معامل الجودة  $\pi_Q$  للترانزستور وحيد الوصلة [5]

الوصف	تصنيف الجودة	قيمة معامل الجودة $\pi_Q$
منتجات تجارية مجهولة المصدر	Plastic	8.0
منتجات تجارية	Lower	5.5
يخضع لاختبارات وفق المواصفة MIL-S-19500	JAN	2.4
يخضع لاختبارات JAN واختبارات اضافية	JANTX	1.0
يخضع لاختبار JANTX بالإضافة الى الفحص المجهري	JANTXV	0.7

إن الترانزستور المستخدم في دراستنا هو أحد منتجات شركة Motorola وهذه الشركة تقوم بتنفيذ اختبارات جودة

خاصة بها قبل طرح المنتج إلى السوق، ويمكن اعتبار جودته يأخذ تصنيف JAN.

ويحسب الجدول (4) تكون قيمة معامل الجودة  $\pi_Q = 2.4$ .  
وبعد حساب كافة المعاملات، وبتعويض قيمها بالمعادلة رقم (1) يمكن حساب قيمة معدل التعطل للترانزستور كما يأتي:

$$\lambda_{pT} = \lambda_b \cdot \pi_T \cdot \pi_Q \cdot \pi_E$$

$$\lambda_{pT} = 0.0083 \times 1.83 \times 2.4 \times 13 = 0.4738968 \text{ FPMH}$$

تأخذ المواصفة بعين الاعتبار معدل التعطل الناتج عن طريقة توصيل العناصر في الدارة المصنعة حسب تكنولوجيا التصنيع المستخدمة والواردة في الفقرة 17.1 منها، بحيث يكون معدل التعطل الإجمالي للعنصر المدروس هو معدل تعطله، مضافاً إليه معدل التعطل الناتج عن طريقة التوصيل.

• حساب معدل التعطل الناتج عن التوصيل

تعطى علاقة معدل التعطل الناتج عن طريقة التوصيل من المواصفة MIL-HDBK-217F-Notce2 وفق المعادلة

$$\lambda_{pc} = \lambda_b \cdot \pi_E \quad \text{FPMH} \quad (5)$$

حيث:  $\lambda_{pc}$  معدل تعطل الوصلة،  $\lambda_b$  معدل التعطل الأساسي للوصلة،  $\pi_E$  معامل البيئة للوصلة

إن معدل التعطل الأساسي للوصلة  $\lambda_b$  له علاقة بطريقة تنفيذ التوصيل للعنصر المدروس، وأهم تلك الطرق المذكورة في المواصفة والموضحة بالجدول (6):

الجدول (6) قيمة معدل التعطل للوصلة حسب شكل التوصيل [5]

تصنيف التوصيل	$\lambda_b$
نهايات تشبيك Clip termination	0.00012
نهايات ثني وضغط Crimp	0.00026
لحام قصدير يدوي بدون حماية Hand solder w/o wrapping	0.0013
لحام قصدير يدوي مع حماية Hand solder w/wrapping	0.000070
لحام قصدير آلي Reflow-solder	0.000069
لف بدون لحام Solderless- wrap	0.0000068
تماسات نابضية Spring contact	0.17

وبالنسبة إلى عناصر دارة عينة الدراسة فهي تعتمد Hand solder w/wrapping (لحام قصدير يدوي مع طبقة حماية)، وبالتالي يكون معدل التعطل الأساسي للوصلة

$$\lambda_b = 0.000070 \text{ FPMH}$$

• تحديد معامل بيئة الوصلة

تتغير قيمة معامل البيئة للوصلة بحسب تصنيف البيئة الموجودة فيها حسب الجدول (7)؛ حيث يمكن أن تكون بيئة الوصلة مطابقة لبيئة الدارة كما هو في حالتنا، أو يمكن أن تكون بيئة الوصلة مغايرة لبيئة الدارة:

الجدول (7) قيمة معامل البيئة  $\pi_E$  للوصلة [5]

البيئة	الرمز	قيمة معامل البيئة $\pi_E$ للوصلة
ارضي محمي	$G_B$	1.0
ارضي مثبت	$G_F$	2.0
ارضي منقول	$G_M$	7.0
بحري محمي	$N_S$	4.0
بحري غير محمي	$N_U$	11
نقل جوي ضمن الحُجر المأهولة لطائرات الشحن	$A_{IC}$	4.0
نقل جوي ضمن الحُجر المأهولة لطائرات مقاتلة	$A_{IF}$	6.0
نقل جوي ضمن الحُجر غير المأهولة لطائرات الشحن	$A_{UC}$	6.0
نقل جوي ضمن الحُجر غير المأهولة لطائرات مقاتلة	$A_{UF}$	8.0
منقول جواً، أجنحة دوارة	$A_{RW}$	16
الفضاء	$S_F$	0.5
صواريخ ومنصات	$M_F$	9.0
صواريخ محمولة على طائرة	$M_L$	24
المدافع	$C_L$	420

بيئة العمل المحددة للدارة المدروسة هي  $A_{IC}$  (بيئة النقل جوي ضمن الحُجر المأهولة لطائرات الشحن) ،

ونحصل من الجدول (7) على قيمة معامل البيئة الموافق  $\pi_E = 4$

وبتعويض القيم ذات الصلة بالعلاقة (5) نحصل على قيمة معدل التعطل لوصلة الترانزستور واحدة وفق

العلاقة الآتية:

$$\lambda_{pc} = \lambda_b \cdot \pi_E$$

$$\lambda_{pc} = 0.000070 \times 4 = 0.00028 \quad FPMH$$

يتضمن الترانزستور ثلاث وصلات (3 أرجل)

وبالتالي تكون قيمة معدل التعطل الإجمالي للترانزستور وحيد الوصلة ضمن الدارة عينة الدراسة كما يأتي:

$$\lambda_T = \lambda_{PT} + 3 \times \lambda_{PC} = 0.4747368 \quad FPMH$$

اما القيمة التي قامت برمجية حسابات التنبؤ Lambda Prediction بحسابها في الشكل (9) فهي:

$$\lambda_T = 0.4819 \quad FPMH$$

Name	Category	MTBF	Failure Rate (t=INF)	Quantity	Contribution
MIL-HDBK-217F	MIL-HDBK-217F	5.0565E+05 hrs	1.9776 FPMH		
M1-OSC	Block	2.0652E+06	0.4842	1	0.2448
Transistor, Unijunction	Transistor, Unijunction	2.0749E+06	0.4819		
Capacitor1	Capacitor	5.3437E+09	0.0002	1	0.0004
Capacitor4	Capacitor	3.7469E+09	0.0003	1	0.0006
Resistor1	Resistor	4.2400E+09	0.0002	1	0.0005
Resistor2	Resistor	7.6818E+09	0.0001	1	0.0003
Resistor3	Resistor	1.4394E+11	6.9472E-06	1	1.4347E-05
Resistor4	Resistor	3.9122E+09	0.0003	1	0.0005
Resistor11	Resistor	1.6481E+11	6.0675E-06	1	1.2530E-05
M2-protection Circuit	Block	8.3646E+06	0.1196	1	0.0605

الشكل (9) قيم معدل التعطل للدارة ومكوناتها من برمجية Lambda Prediction [نتائج]

إن الفروقات في النتائج ناتجة عن أنه في الحساب اليدوي جرى تقريب جميع الحسابات إلى خمسة أرقام بعد الفاصلة، أما البرنامج فلا يهمل أي رقم؛ وهي أحد فوائد استخدام البرامج الحاسوبية. باستخدام برمجية Lambda Predict ، وبعد إدخال كافة البيانات المطلوبة للحساب، نحصل على نتائج معدل التعطل لكل عنصر، وبالتالي لكل دارة جزئية؛ ومنه لدارة العينة بالكامل، كما هو موضح بالشكل (9).

#### 5 - التحقق من متطلبات الوثوقية

يتم التحقق من تلبية متطلبات الوثوقية بمقارنة رقم الوثوقية الناتج عن حسابات التنبؤ للدارة مع رقم الوثوقية الهدف (0.99997)، وفي حال كان رقم الوثوقية المحسوب أكبر أو يساوي رقم الوثوقية الهدف يعدّ التصميم محققاً لمتطلبات الوثوقية. وإلا فحتاج إلى إعادة النظر في التصميم، واقتراح تعديلات مناسبة سواء بتحسين جودة المكونات، أو اختيار عناصر بهوامش أمان أعلى أو إضافة مكونات احتياطية وإعادة الحسابات بنفس الطريقة من جديد.

ومن النتائج السابقة نجد :

إن معدل التعطل للدارة هو:

$$\lambda = \frac{FPMH}{10^6} = 1.9776 \times 10^{-6}$$

تحسب وثوقية الدارة لمهمة طيران مدتها t=6 hours من العلاقة الآتية:

$$R(t) = e^{-\lambda t} = 0.999988$$

بمقارنة رقم الوثوقية الناتج مع رقم الوثوقية الهدف نجد أنه يحقق متطلبات وثوقية مهمة الطيران.

#### 6 - التحقق من متطلبات الوظيفة

في حال تم تعديل التصميم لتحقيق متطلبات الوثوقية، فيجب تنفيذه في برنامج المحاكاة والنمذجة الإلكترونية Proteus والتحقق من مخرجات الدارة المطلوبة. وفي حال عدم تحقيق المتطلبات الوظيفية يجب عدم اعتماد التعديل السابق والبحث عن تعديل جديد يحقق الوظيفية.

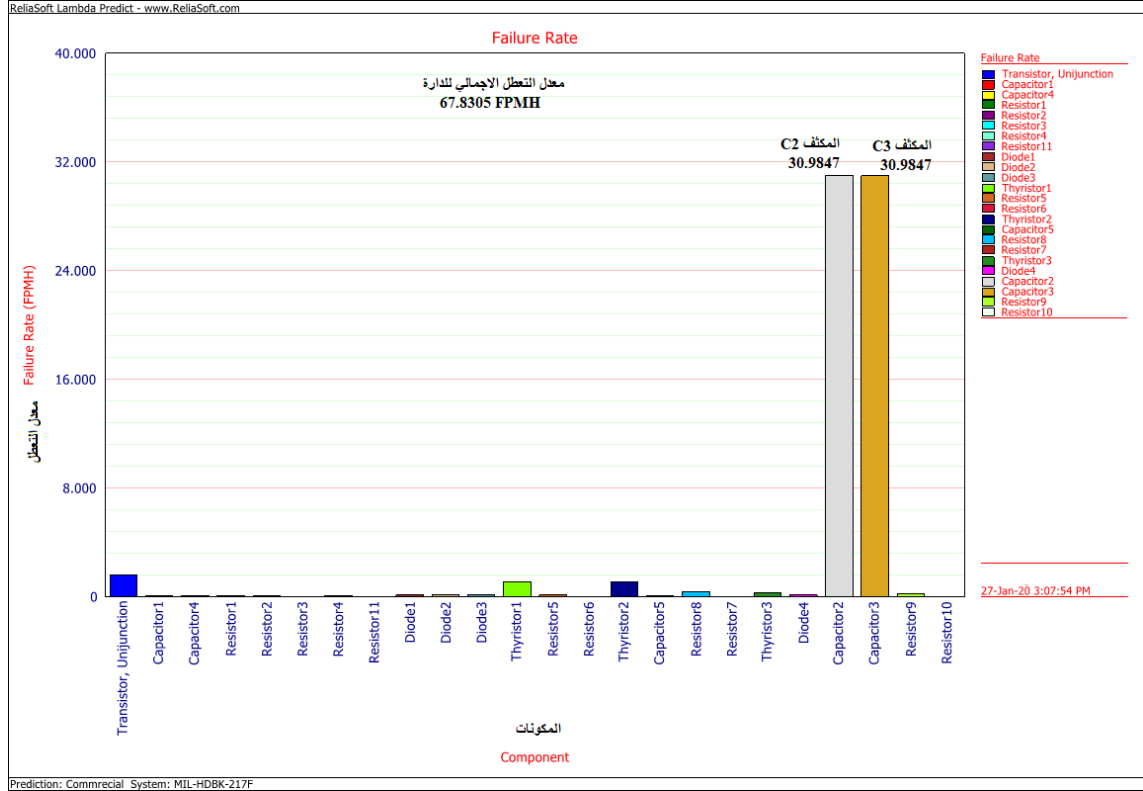
#### 7 - إقرار صلاحية التصميم

بعد التحقق من متطلبات الوثوقية والمتطلبات الوظيفية للدارة، يتم إقرار صلاحية التصميم قبل اعتماده بشكل نهائي وإطلاق الإنتاج من خلال إخضاع عدد مناسب حسب مواصفات الاعتيان (sampling) من الدارة المصنعة،

كدفعة صفرية إلى اختبارات تحاكي الشروط الفعلية للاستثمار، إما من خلال الاختبارات المسرعة وإما الاختبارات الحلقية.

### 5 - تطبيق المنهجية المقترحة على دارة بديلة

في البحث، جرى تطبيق المنهجية السابقة من خلال بناء دارة مطابقة للدارة الأساسية بمكونات تجارية من السوق المحلية غير معروفة المصدر، وتعديل بيانات مستوى جودة المكونات الى مستوى جودة منخفضة وتمثيل نتائج حسابات قيم معدل التعطل للدارة ومكوناتها في الشكل (10).



الشكل (10) قيم معدلات تعطل مكونات الدارة بمكونات تجارية

معدل التعطل للدارة البديلة المقترحة:

$$\lambda = \frac{FPMH}{10^6} = 6.783 \times 10^{-5}$$

وبحساب الوثوقية للدارة البديلة لمهمة طيران مدتها t=6 hours نجد:

$$R(t) = e^{-\lambda t} = 0.999593$$

من الواضح أن هذه الدارة لا تحقق متطلبات الوثوقية وهي 0.99997 .

بهدف الوصول إلى دارة بديلة تحقق متطلبات الوثوقية، جرى اختيار كل من المكثف C2 و C3 التي لها

أكبر معدل للتعطل بالدارة، كما هو موضح بالشكل (10) لتحسين قيم معدلات تعطلها .

إذ جرى البحث في السوق المحلية عن مكثفات يمكن توريدها بنفس المواصفات المطلوبة للدارة الجدول (8)

ولكن بمستوى جودة مرتفع.



الجدول (8) مواصفات المكثف C2 و C3 المطلوبة للدائرة			
الرمز	النوع	الطرز	التوصيف
C2	Capacitor	USA-22.0019	140μF-30volt
C3	Capacitor	USA-22.0019	140μF-30volt

وتم العثور على المكثفات المطلوبة من النشرات الفنية لشركة Vishay الشكل (11) بالمواصفات الآتية:

140μF-60volt -

- مستوى جودة R يكافئ معامل الجودة  $\pi_Q = 0.1$  الشكل (12).



www.vishay.com

M39006/22, M39006/25

Vishay

**Wet Tantalum Capacitors, Military Established Reliability,  
MIL-PRF-39006/22/25 Qualified Styles CLR79, CLR81**

الشكل (11) أنواع المكثفات المختارة لتحقيق الوثوقية الهدف



www.vishay.com

M39006/22, M39006/25

Vishay

STANDARD RATINGS / EXTENDED RATINGS: CLR79, M39006/22-XXXX																
CAPACITANCE (μF)	CASE CODE	CAP. TOL. (± %)	PART NO. M39006/22- (1)			MAX. DCL (μA) AT	MAX. DF AT	MAX. IMP. AT	MAX. CAPACITANCE CHANGE (%) AT			MAX. (2) RIPPLE CURRENT AT +85 °C 40 kHz (mA)				
			FAILURE RATE LEVEL (%/1000 h)						+25 °C	+85 °C +125 °C	+25 °C		-55 °C	-55 °C	+85 °C	+125 °C
			M	P	R											
			1.0	0.1	0.01											
						60 V <sub>DC</sub> AT	85 °C; 40 V <sub>DC</sub> AT									
39	T2	10	0151	037	0591	1.0	9.0	10	90	-28	+10.5	+12	1110			
39	T2	5	0152	037	0592	1.0	9.0	10	90	-28	+10.5	+12	1110			
50	T3	20	0153	037	0593	2.0	12.0	10	50	-16	+10.5	+12	1330			
50	T3	10	0154	037	0594	2.0	12.0	10	50	-16	+10.5	+12	1330			
50	T3	5	0155	037	0595	2.0	12.0	10	50	-16	+10.5	+12	1330			
68	T3	20	0156	037	0596	2.0	16.0	13	50	-32	+10.5	+12	1365			
68	T3	10	0157	037	0597	2.0	16.0	13	50	-32	+10.5	+12	1365			
68	T3	5	0158	037	0598	2.0	16.0	13	50	-32	+10.5	+12	1365			
140	T4	20	0159	037	0599	8.0	23.0	16	28	-40	+20	+20	1850			
140	T4	10	0160	038	0600	8.0	32.0	16	28	-40	+20	+20	1850			

الشكل (12) مواصفات المكثفات المختارة من شركة Vishay

وأعيدت حسابات معدل التعطل باستعمال برمجية Lambda Prediction، وتم الحصول على معدل تعطل

مساوي للقيمة 5.9461 FPMH.

Name	Category	Quantity	Failure Rate(t=INF)
MIL-HDBK-217F	MIL-HDBK-217F	1	5.9461 FPMH

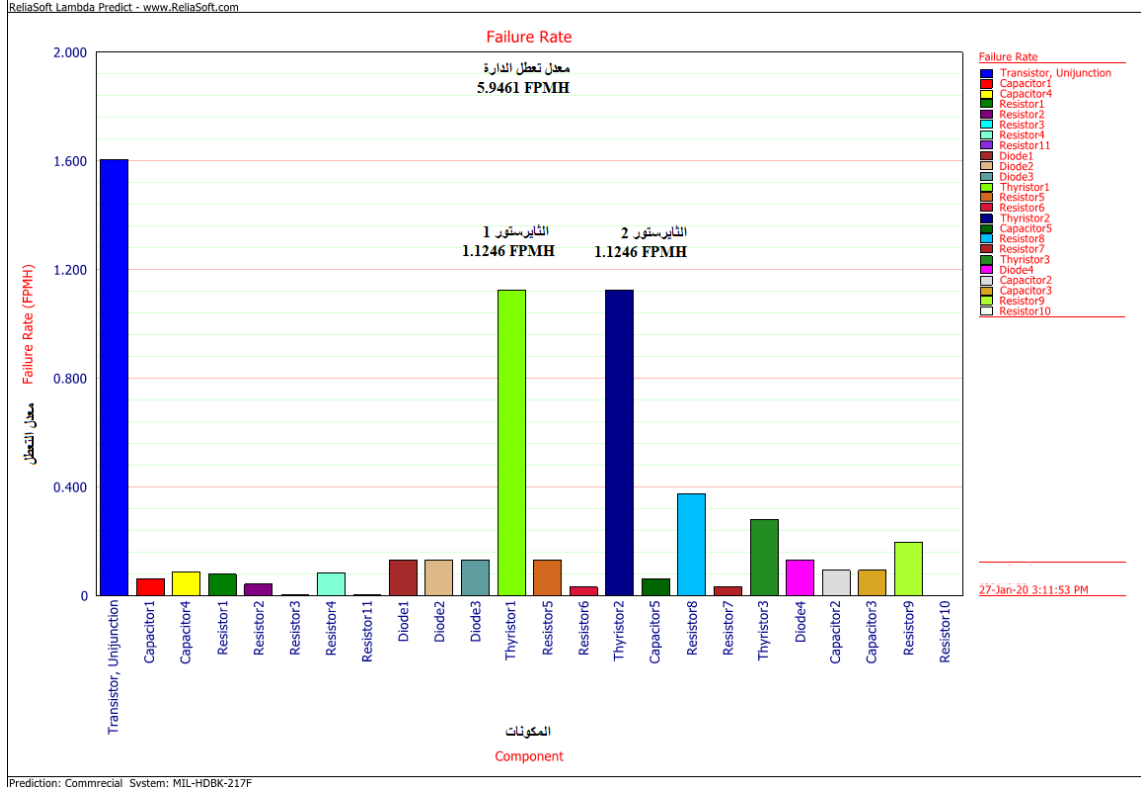
وبحساب الوثوقية للدائرة البديلة لمهمة طيران مدتها t=6 hours نجد:

$$R(t) = e^{-\lambda t} = 0.999964$$

ازدادت قيمة الوثوقية الى 0.999964 وهي ايضاً قيمة غير محققة لمتطلبات الوثوقية (0.99997)؛ ويجب

إجراء تعديل آخر لتحقيق المطلوب.

بهدف اختيار العناصر التي يجب تعديلها تم إعادة تمثيل معدلات التعطل للدارة المعدلة بالشكل (13)، وتبين من الشكل أن هنالك ثلاثة مكونات لها معدلات تعطل مرتفعة وهي: الثايرستور 1، والثايرستور 2، والترانزستور وحيد الوصلة؛ بالتالي أعطيت الأولوية للعمل على تخفيض قيم معدلات تعطلها، وبالتالي زيادة وثوقية الدارة. وتبين من خلال البحث في السوق المحلية عن الشركات المتاحة تجارياً لتوريد المكونات الثلاثة السابقة بمواصفات مناسبة عدم توفر ترانزستورات وحيدة الوصلة بديلة فتم استبعاد خيار تعديل الترانزستور، والتركيز على إيجاد البدائل المتوفرة للثايرستورين U1, U2 بحيث يتم تقليل معدل تعطلها عن طريق تقليل معامل الإجهاد الكهربائي، الذي يتعلق بنسبة الجهد المطبق إلى الجهد الإسمي وتقل قيمته مع زيادة قيمة الجهد الإسمي للعنصر.



الشكل (13) قيم معدلات تعطل مكونات الدارة المعدلة

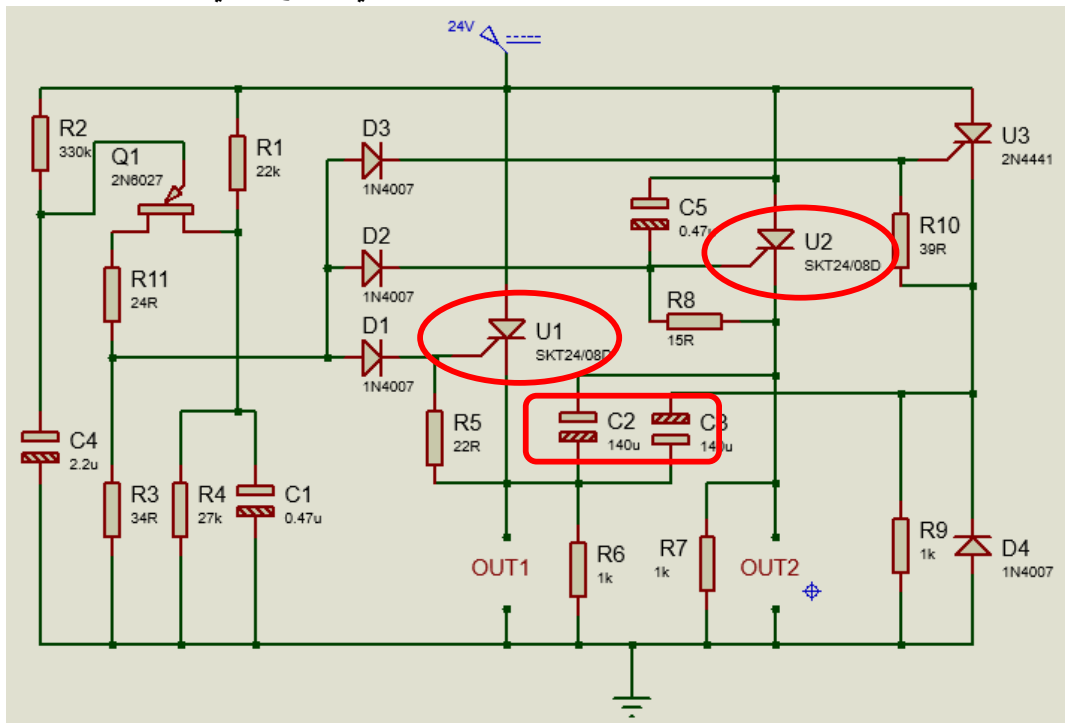
استخدمت مجموعة من الثايرستورات الموردة من الشركة الصينية SEMIKRON، والتي تحقق المواصفات الكهربائية، وجرى اختيار الثايرستورات U1, U2 ذات الطراز SKT24/08D، بمعامل إجهاد كهربائي أقل من 0.1 كبديل عن الطراز 2N682 معامل إجهاده الكهربائي 0.27 الجدول (9)، وإجراء حسابات معدل التعطل والوثوقية للثايرستورات الجديدة وللدارة وتبين أنها تحقق متطلبات الوثوقية كما هو مبين في الجدول (9).

الجدول (9) مقارنة بين الثايرستورات الجديدة والقديمة

الثايرستور القديم	الثايرستور الجديد	بارامترات المقارنة
2N682	SKT24/08D	
تجاري	تجاري	مستوى الجودة
50 فولت	800 فولت	الجهد الاسمي
25 امبير	24 امبير	التيار الاسمي
24 فولت	24 فولت	الجهد المطبق

7 امبير	7 امبير	التيار المطبق
0.27	أقل من 0.1	معامل الإجهاد الكهربائي
1.1246 FPMH	0.3409 FPMH	معدل التعطل للثايرستور
5.9461 FPMH	3.3406 FPMH	معدل تعطل الدارة
0.999964	0.99998 > 0.99997	وثوقية الدارة

وتلى ذلك اختبار المتطلبات الوظيفية للدارة بعد إجراء التعديلات المقترحة المذكورة آنفاً (تبديل الثايرستورات U1,U2 و المكثفات C2 و C3) في برنامج النمذجة والمحاكاة الإلكترونية الشكل (14)، التي أظهرت المطابقة لما هو مطلوب مما يؤدي إلى اتخاذ القرار بتنفيذ الدارة تمهيداً لإقرار صلاحيتها في الإنتاج الكمي.



الشكل (14) المخطط الكهربائي للدارة المعدلة

### الخلاصة

إن عملية التنبؤ بالوثوقية هي عملية تكرارية؛ حيث يتم إجراؤها بحسب البيانات المتوفرة لمكونات الدارة المدروسة، والتعديل عليها بالحلول البديلة بسهولة تامة، وخلال زمن قصير نسبياً، وبأخطاء بشرية شبه معدومة حتى الوصول إلى تحقيق مستوى الوثوقية المطلوب (0.99997).

تبين من خلال تطبيق المنهجية المقترحة إمكانية تأمين الدارة الإلكترونية المطلوبة بمكونات متاحة تجارياً وتحقق مستوى الوثوقية المطلوب لهذا النوع من التطبيقات الحرجة، مما يساهم في ردف الصناعة الوطنية بالمنتجات الإلكترونية عالية الوثوقية التي تبقى عجلة العمل دائمة وتكسر طوق الحصار المفروض على بلدنا وتبقي تجهيزاتنا في حالة جاهزية لتأدية مهماتها المطلوبة منها.

## المراجع

- [1] Enrico ZIO, Mengfei FAN, Zhiguo ZENG, Rui KANG (2019) “*Application of reliability technologies in civil aviation: Lessons learnt and perspectives*” Chinese Journal of Aeronautics, 32(1): 143–158
- [2] European Aviation Safety Agency (2015) “*Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes*” CS-23
- [3] Duane Pettit and Andrew Turnbull (2001) “*General Aviation Aircraft Reliability Study*” NASA/CR-2001-210647
- [4] J.A.Jones and J.A.Hayes (1999) “*A Comparison of Electronic Reliability Prediction Methodologies*” Loughborough University of Technology , Leicestershire, LE11 3TU, United Kingdom, IEEE TRANSACTIONS ON RELIABILITY, VOL. 48, NO. 2, 1999 JUNE
- [5] MILITARY HANDBOOK RELIABILITY PREDICTION OF ELECTRONIC EQUIPMENT (1995) “*MIL-HDBK-217F NOTICE 1, NOTICE 2*” DEPARTMENT OF DEFENSE USA
- [6] ENVIRONMENTAL ENGINEERING CONSIDERATIONS AND LABORATORY TESTS (2014) “*MIL-STD-810G*” DEPARTMENT OF DEFENSE USA