



**UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO**

**FACULTAD DE INGENIERÍA EN SISTEMAS ELECTRÓNICA  
E INDUSTRIAL**

**CARRERA DE INGENIERÍA EN ELECTRÓNICA Y  
COMUNICACIONES**

**Tema:**

---

“SISTEMA ELECTRÓNICO PARA EL CONTROL DEL ATERRIZAJE DE EMERGENCIA DE LOS VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS (UAV) DEL CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA (CIDFAE) DE LA CIUDAD DE AMBATO”

---

Trabajo de Graduación. Modalidad: TEMI (Trabajo Estructurado de Manera Independiente), presentado previo la obtención del título de Ingeniero en Electrónica y Comunicaciones.

**AUTOR:** Jácome Aguiño Joao Sebastián

**TUTOR:** Ing. Geovanni Danilo Brito Moncayo, M. Sc.

Ambato - Ecuador

Octubre 2012

## **APROBACIÓN DEL TUTOR**

En mi calidad de tutor del trabajo de investigación sobre el tema: SISTEMA ELECTRÓNICO PARA EL CONTROL DEL ATERRIZAJE DE EMERGENCIA DE LOS VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS (UAV) DEL CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA (CIDFAE) DE LA CIUDAD DE AMBATO, del señor JÁCOME AGUIÑO JOAO SEBASTIÁN, estudiante de la Carrera de Ingeniería en Electrónica y Comunicaciones, de la Facultad de Ingeniería en Sistemas, Electrónica e Industrial, de la Universidad Técnica de Ambato, considero que el informe investigativo reúne los requisitos suficientes para que continúe con los trámites y consiguiente aprobación de conformidad con el Art. 16 del Capítulo II, del Reglamento de Graduación para obtener el título terminal de tercer nivel de la Universidad Técnica de Ambato.

Ambato Octubre 18, 2012

## **EL TUTOR**

-----  
**Ing. Geovanni Danilo Brito Moncayo, M. Sc.**

## **AUTORÍA**

El presente trabajo de investigación titulado: SISTEMA ELECTRÓNICO PARA EL CONTROL DEL ATERRIZAJE DE EMERGENCIA DE LOS VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS (UAV) DEL CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA (CIDFAE) DE LA CIUDAD DE AMBATO. Es absolutamente original, auténtico y personal, en tal virtud, el contenido, efectos legales y académicos que se desprenden del mismo son de exclusiva responsabilidad del autor.

Ambato Octubre 18, 2012

-----  
**JÁCOME AGUIÑO JOAO SEBASTIÁN**

**CC: 180454629 – 7**

## **APROBACIÓN DE LA COMISIÓN CALIFICADORA**

La Comisión Calificadora del presente trabajo conformada por los señores docentes Ing. Juan Pablo Pallo e Ing. Edwin Morales, revisó y aprobó el Informe Final del trabajo de graduación titulado SISTEMA ELECTRÓNICO PARA EL CONTROL DEL ATERRIZAJE DE EMERGENCIA DE LOS VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS (UAV) DEL CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA (CIDFAE) DE LA CIUDAD DE AMBATO, presentado por el señor JÁCOME AGUIÑO JOAO SEBASTIÁN de acuerdo al Art. 17 del Reglamento de Graduación para obtener el título Terminal de tercer nivel de la Universidad Técnica de Ambato.

Ing. Oswaldo Eduardo Paredes Ochoa, M. Sc.

**PRESIDENTE DEL TRIBUNAL**

Ing. Juan Pablo Pallo Noroña, M.Sc.

**DOCENTE CALIFICADOR**

Ing. Edwin Rodrigo Morales Perrazo, M.Sc.

**DOCENTE CALIFICADOR**

## **DEDICATORIA:**

### **A Dios.**

Por brindarme la dicha de la vida, por otorgarme fuerza, paciencia y salud y por ayudarme a seguir el camino correcto para cumplir mis metas y objetivos.

### **A mis Padres Orlando y Anita.**

Por haberme apoyado incondicionalmente en todo momento, por sus consejos, sus valores, por la motivación constante que me ha permitido ser una persona de bien, por los ejemplos de perseverancia y constancia que los caracterizan y que me ha infundado siempre, por el valor mostrado para salir adelante y por su amor.

### **A mis hermanos Andrés y Emilio (Angelita Q.EP.D.).**

Por conseguir en mí ese sentimiento de alegría, por todos los momentos felices y tristes de los cuales hemos salido juntos, por los ejemplos de superación y porque siempre mantienen las risas como parte de nuestras vidas.

### **A mis Familiares.**

A las familias Duque Jácome, Gómez Jácome, Aguayo Gómez y Herrera Aguiño, las cuales me han brindado su infinita ayuda, paciencia y comprensión en todo momento y a todos aquellos que participaron directa o indirectamente.

### **A mi novia Anny.**

Por ser la persona quien incondicionalmente está en las buenas y en las malas dándome su apoyo, paciencia y comprensión, la que logro obtener todo lo bueno de mí, por existir juntos en armonía, paz y gran amor de toda la vida y por hacer de mi vida, una vida feliz.

**Joao Jácome Aguiño**

## **AGRADECIMIENTO:**

### **A mi Tutor de Tesis, Ing. Geovanni Brito M. Sc.**

Por los consejos durante la elaboración de la tesis, por su generosidad al brindarme la oportunidad de recurrir a su capacidad y experiencia, por la paciencia y por el cumplimiento de su trabajo.

### **Al CIDFAE por medio del Coronel Edgar Jaramillo.**

Por brindarme la oportunidad de realizar mi proyecto de tesis, con todo su apoyo y por haberme permitido asumir con responsabilidad mi primer trabajo.

### **Al Capitán Ing. Víctor Enríquez.**

Por su gran calidad humana, don de gente, gentileza y por su gran apoyo desde el inicio, por brindarme su amistad, su conocimientos y experiencias y por emprender proyectos de gran factibilidad.

### **A mis Profesores.**

Por forjar ese gran anhelo de llegar a ser Ingeniero, por brindar sus conocimientos y por esas ocasiones en donde se aplica el autoaprendizaje.

### **A mis compañeros de Estudio**

Por enseñarme la capacidad de poder entender a quien entregar una verdadera amistad, por las infinitas jornadas de estudio y realización de proyectos y por las risas y los malos momentos también.

### **A mis compañeros de Trabajo**

Por las grandes voces de aliento y generosidad, por brindarme su amistad, conocimientos y experiencias, en especial a Hugo Loya y a Diego Moya.

### **A mi Nachito. (Q.E.P.D. 16/VIII/2012)**

Por ser el único que no entiende las malas vicisitudes de la vida, siempre dispuesto a “alegrarme el día” y por entregar siempre su fidelidad y un saludo afectuoso, siempre estarás aquí conmigo.

**Joao Jácome Aguiño**

## ÍNDICE DE CONTENIDOS

Contenido	Página
<b>APROBACIÓN DEL TUTOR .....</b>	<b>I</b>
<b>AUTORÍA .....</b>	<b>II</b>
<b>APROBACIÓN DE LA COMISIÓN CALIFICADORA.....</b>	<b>III</b>
<b>DEDICATORIA .....</b>	<b>IV</b>
<b>AGRADECIMIENTO.....</b>	<b>V</b>
<b>ÍNDICE .....</b>	<b>VI</b>
<b>ÍNDICE DE FIGURAS.....</b>	<b>XI</b>
<b>ÍNDICE DE TABLAS.....</b>	<b>XVI</b>
<b>RESUMEN EJECUTIVO.....</b>	<b>XVII</b>
<b>INTRODUCCIÓN .....</b>	<b>XVIII</b>
<b>CAPÍTULO I .....</b>	<b>1</b>
<b>EL PROBLEMA DE INVESTIGACIÓN .....</b>	<b>1</b>
<b>1.1 TEMA.....</b>	<b>1</b>
<b>1.2 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA.....</b>	<b>1</b>
1.2.1 CONTEXTUALIZACIÓN.....	1
1.2.2 ÁRBOL DEL PROBLEMA .....	4
1.2.3 ANÁLISIS CRÍTICO .....	4
1.2.4 PROGNOSIS .....	5
1.2.5 FORMULACIÓN DEL PROBLEMA .....	5
1.2.6 PREGUNTAS DIRECTRICES .....	6
1.2.7 DELIMITACIÓN.....	6
<b>1.3 JUSTIFICACIÓN .....</b>	<b>6</b>
<b>1.4 OBJETIVOS .....</b>	<b>7</b>
1.4.1 OBJETIVO GENERAL.....	7
1.4.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS .....	8

<b>CAPÍTULO II.....</b>	<b>9</b>
<b>MARCO TEÓRICO .....</b>	<b>9</b>
<b>2.1 ANTECEDENTES INVESTIGATIVOS.....</b>	<b>9</b>
<b>2.2 FUNDAMENTACIÓN LEGAL .....</b>	<b>9</b>
<b>2.3 CATEGORÍAS FUNDAMENTALES.....</b>	<b>12</b>
2.3.1 VARIABLE INDEPENDIENTE .....	13
2.3.2 VARIABLE DEPENDIENTE .....	13
2.3.3 CONSTELACIÓN DE IDEAS DE LA VARIABLE INDEPENDIENTE .....	14
2.3.4 CONSTELACIÓN DE IDEAS DE LA VARIABLE DEPENDIENTE .....	14
<b>2.4 MARCO TEÓRICO .....</b>	<b>15</b>
2.4.1 ELECTRÓNICA Y COMUNICACIONES .....	15
2.4.2 DISEÑO DE CIRCUITOS ELECTRÓNICOS .....	17
2.4.3 AUTONOMÍA AÉREA .....	18
2.4.4 AERONAVES NO TRIPULADAS (UAV).....	19
2.4.5 TOLERANCIA AL FALLO EN LA OPERACIÓN DE UAV’S .....	21
2.4.6 OBJETIVOS DE LA TOLERANCIA AL FALLO DE OPERACIONES .....	23
2.4.7 PROBLEMAS EN EL AIRE.....	25
2.4.8 SEGURIDAD DE VUELO.....	26
2.4.9 CONTROL AUTOMÁTICO.....	26
2.4.10 INSTRUMENTACIÓN Y CONTROL DEL PROCESOS .....	28
<b>2.5 HIPÓTESIS.....</b>	<b>30</b>
<b>CAPÍTULO III .....</b>	<b>31</b>
<b>MARCO METODOLÓGICO .....</b>	<b>31</b>
<b>3.1 ENFOQUE .....</b>	<b>31</b>
<b>3.2 MODALIDAD BÁSICA DE INVESTIGACIÓN.....</b>	<b>31</b>
3.2.1 BIBLIOGRÁFICA O DOCUMENTAL.....	31
3.2.2 DE CAMPO.....	31
3.2.3 APLICADA .....	32
3.2.4 EXPERIMENTAL .....	32
<b>3.3 TIPO O NIVEL DE INVESTIGACIÓN .....</b>	<b>32</b>
<b>3.4 POBLACIÓN Y MUESTRA .....</b>	<b>33</b>



<b>3.5 MÉTODOS Y TÉCNICAS DE LA INVESTIGACIÓN.....</b>	<b>33</b>
<b>3.6 OPERACIONALIZACIÓN DE LAS VARIABLES.....</b>	<b>35</b>
<b>3.7 RECOLECCIÓN DE INFORMACIÓN .....</b>	<b>37</b>
<b>3.8 PROCESAMIENTO DE LA INFORMACIÓN Y ANÁLISIS E INTERPRETACIÓN DE RESULTADOS.....</b>	<b>38</b>
<b>CAPÍTULO IV.....</b>	<b>39</b>
<b>ANÁLISIS E INTERPRETACIÓN DE RESULTADOS.....</b>	<b>39</b>
<b>ENCUESTA AL PERSONAL AEROTÉCNICO DEL ÁREA DE PRODUCCIÓN DEL CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA .....</b>	<b>40</b>
UAV’S CON SISTEMA DE ATERRIZAJE DE EMERGENCIA.....	40
SENSORAMIENTO EN LOS PROTOTIPOS UAV.....	41
SISTEMAS INTEGRADOS EN LOS UAV’S.....	42
CAPACITACIÓN AEROTÉCNICOS .....	43
RECUPERACIÓN EN ESCENARIOS CRÍTICOS.....	44
INCORPORACIÓN ALTA TECNOLOGÍA .....	45
EXISTENCIA DE MATERIALES Y HERRAMIENTAS.....	46
UAV’S ADQUIRIDOS POR EL ECUADOR.....	47
<b>ENTREVISTA A LOS INGENIEROS INVESTIGADORES, OFICIALES INVESTIGADORES DE LAS ÁREAS DE AVIÓNICA Y MECÁNICA Y ASESORES DEL CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA .....</b>	<b>49</b>
TIEMPO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO .....	49
CALIFICACIÓN DEL DESARROLLO DE PROYECTOS.....	50
PROCESOS PARA LA IMPLEMENTACIÓN DE UN UAV.....	51
BENEFICIOS DEL SISTEMA DE EMERGENCIA.....	52
REQUERIMIENTOS IMPLEMENTACIÓN SISTEMA DE EMERGENCIA.....	53
CONDICIONES DE VUELO PARA UN UAV .....	53
EXISTENCIA DE MATERIALES Y HERRAMIENTAS.....	54
ESTRATEGIAS EN LA IMPLEMENTACIÓN DE SISTEMAS INTEGRADOS.....	55
PARÁMETROS DE INCIDENCIA DEL SISTEMA DE EMERGENCIA .....	56
CARACTERÍSTICAS DE IDENTIFICACIÓN DE ESCENARIOS CRÍTICOS .....	57

<b>CAPÍTULO V .....</b>	<b>59</b>
<b>CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES .....</b>	<b>59</b>
<b>5.1 CONCLUSIONES.....</b>	<b>59</b>
<b>5.2 RECOMENDACIONES .....</b>	<b>60</b>
<b>CAPÍTULO VI.....</b>	<b>61</b>
<b>PROPUESTA .....</b>	<b>61</b>
<b>6.1 DATOS INFORMATIVOS .....</b>	<b>61</b>
<b>6.2 ANTECEDENTES DE LA PROPUESTA .....</b>	<b>62</b>
<b>6.3 JUSTIFICACIÓN .....</b>	<b>63</b>
<b>6.4 OBJETIVOS .....</b>	<b>64</b>
6.4.1 OBJETIVO GENERAL.....	64
6.4.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS .....	64
<b>6.5 ANÁLISIS DE FACTIBILIDAD .....</b>	<b>65</b>
6.5.1 FACTIBILIDAD TÉCNICA .....	65
6.5.2 FACTIBILIDAD ECONÓMICA.....	66
6.5.3 FACTIBILIDAD OPERACIONAL.....	66
<b>6.6 FUNDAMENTACIÓN.....</b>	<b>67</b>
6.6.1 DESCRIPCIÓN DE ELEMENTOS Y FUNDAMENTACIÓN TEÓRICA .....	67
6.6.1.1 CIRCUITO INTEGRADO LM7805 – REGULADOR DE TENSION .....	67
6.6.1.2 CIRCUITO INTEGRADO MT8870 – DECODIFICADOR DE TONOS DTMF .....	68
6.6.1.3 PIC 18F2550 – MICROCONTROLADOR PROGRAMABLE.....	73
6.6.1.4 RESISTENCIAS.....	74
6.6.1.5 CAPACITORES O CONDENSADORES .....	75
6.6.1.6 TRANSISTOR 2N3904 .....	76
6.6.1.7 OSCILADOR DE CRISTAL.....	77
6.6.1.8 RELAY DC 5V – RELÉ DE UN PIN COMÚN, 5 V A 10A .....	78
<b>6.7 METODOLOGÍA. MODELO OPERATIVO .....</b>	<b>79</b>
<b>6.8 DISEÑO DEL SISTEMA.....</b>	<b>81</b>
6.8.1 DISEÑO ELECTRÓNICO DEL SISTEMA .....	82
6.8.2 DISEÑO MECÁNICO DEL SISTEMA .....	100

<b>6.9 IMPLEMENTACIÓN DEL SISTEMA .....</b>	<b>111</b>
<b>6.10 PRUEBAS DE FUNCIONAMIENTO DEL SISTEMA .....</b>	<b>129</b>
<b>6.11 VALIDACIÓN DEL PROTOTIPO FINAL DEL SISTEMA ELECTRÓNICO PARA EL CONTROL DEL ATERRIZAJE DE EMERGENCIA DE LOS UAV'S .....</b>	<b>137</b>
<b>6.12 PRESUPUESTO.....</b>	<b>140</b>
<b>6.13 CONCLUSIONES.....</b>	<b>143</b>
<b>6.14 RECOMENDACIONES .....</b>	<b>144</b>
<b>BIBLIOGRAFÍA .....</b>	<b>145</b>
<b>LINKOGRAFÍA .....</b>	<b>147</b>
<b>ÍNDICE DE REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....</b>	<b>148</b>
<b>ANEXOS .....</b>	<b>150</b>
<b>ANEXO 1 - ENCUESTA AL PERSONAL AEROTÉCNICO DEL ÁREA DE PRODUCCIÓN DEL CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA .....</b>	<b>150</b>
<b>ANEXO 2 - ENTREVISTA A LOS INGENIEROS INVESTIGADORES, OFICIALES INVESTIGADORES DE LAS ÁREAS DE AVIÓNICA Y MECÁNICA Y ASESORES DEL CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA .....</b>	<b>153</b>
<b>ANEXO 3 - DIAGRAMA DE CONEXIONES CON ARNÉS INCLUIDO DEL SISTEMA ELECTRÓNICO PARA EL CONTROL DEL ATERRIZAJE DE EMERGENCIA DEL PROTOTIPO UAV – 1 .....</b>	<b>157</b>
<b>ANEXO 4 - REPRESENTACIÓN DEL FUNCIONAMIENTO DEL DESMULTIPLICADOR DE FUERZAS .....</b>	<b>158</b>
<b>ANEXO 5 - DIAGRAMA DE FLUJO DEL PROGRAMA REALIZADO EN EL MICROCONTROLADOR.....</b>	<b>159</b>
<b>ANEXO 6 – PRUEBAS REALIZADAS AL PARACAÍDAS DE EMERGENCIA .....</b>	<b>160</b>

## ÍNDICE DE FIGURAS

Contenido	Página
<b>FIGURA 1.1 - ÁRBOL DEL PROBLEMA .....</b>	<b>4</b>
<b>FIGURA 2.1 - CATEGORÍA FUNDAMENTAL VARIABLE INDEPENDIENTE .....</b>	<b>13</b>
<b>FIGURA 2.2 - CATEGORÍA FUNDAMENTAL VARIABLE DEPENDIENTE .....</b>	<b>13</b>
<b>FIGURA 2.3 - CONSTELACIÓN DE IDEAS DE LA VARIABLE INDEPENDIENTE .....</b>	<b>14</b>
<b>FIGURA 2.4 - CONSTELACIÓN DE IDEAS DE LA VARIABLE DEPENDIENTE .....</b>	<b>15</b>
<b>FIGURA 2.5 - EJEMPLO DE BLOQUES FUNCIONALES DE UN SISTEMA ELECTRÓNICO .....</b>	<b>16</b>
<b>FIGURA 2.6 - DIAGRAMA DE UN SISTEMA DE MANDO .....</b>	<b>17</b>
<b>FIGURA 2.7 - DIAGRAMA DE UN SISTEMA DE REGULACIÓN .....</b>	<b>17</b>
<b>FIGURA 2.8 - AUTONOMÍA DE VUELO DE UN AVIÓN .....</b>	<b>19</b>
<b>FIGURA 2.9 - VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO .....</b>	<b>20</b>
<b>FIGURA 2.10 - ESQUEMA LAZO DE CONTROL REALIMENTADO ....</b>	<b>27</b>
<b>FIGURA 2.11 - ESQUEMA DE INSTRUMENTACIÓN Y CONTROL DE PROCESOS .....</b>	<b>29</b>
<b>FIGURA 4.1 - RESULTADO GRÁFICO, UAV'S CON SISTEMA DE ATERRIZAJE DE EMERGENCIA .....</b>	<b>40</b>
<b>FIGURA 4.2 - RESULTADO GRÁFICO, SENSORAMIENTO EN LOS PROTOTIPOS UAV .....</b>	<b>41</b>
<b>FIGURA 4.3 - RESULTADO GRÁFICO, SISTEMAS INTEGRADOS EN LOS UAV'S.....</b>	<b>42</b>
<b>FIGURA 4.4 - RESULTADO GRÁFICO, CAPACITACIÓN AEROTÉCNICOS .....</b>	<b>43</b>
<b>FIGURA 4.5 - RESULTADO GRÁFICO, RECUPERACIÓN EN ESCENARIOS CRÍTICOS .....</b>	<b>44</b>
<b>FIGURA 4.6 - RESULTADO GRÁFICO, INCORPORACIÓN ALTA TECNOLOGÍA.....</b>	<b>45</b>

<b>FIGURA 4.7 - RESULTADO GRÁFICO, EXISTENCIA DE MATERIALES Y HERRAMIENTAS.....</b>	<b>46</b>
<b>FIGURA 4.8 - RESULTADO GRÁFICO, UAV'S ADQUIRIDOS POR EL ECUADOR.....</b>	<b>47</b>
<b>FIGURA 4.9 - RESULTADO GRÁFICO, CALIFICACIÓN DEL DESARROLLO DE PROYECTOS .....</b>	<b>50</b>
<b>FIGURA 4.10 - RESULTADO GRÁFICO, EXISTENCIA DE MATERIALES Y HERRAMIENTAS .....</b>	<b>55</b>
<b>FIGURA 6.1 - UBICACIÓN GEOGRÁFICA DEL CIDFAE .....</b>	<b>63</b>
<b>FIGURA 6.2 - DIAGRAMA DE PINES DEL CI LM7805.....</b>	<b>67</b>
<b>FIGURA 6.3 - DIAGRAMA DE PINES DEL CI MT8870.....</b>	<b>68</b>
<b>FIGURA 6.4 - DIFERENCIAS ENTRE TONO ALTO Y TONO BAJO .....</b>	<b>71</b>
<b>FIGURA 6.5 - ARQUITECTURA DE UN RECEPTOR DTMF .....</b>	<b>72</b>
<b>FIGURA 6.6 - ENTORNO DE LA SEÑALIZACIÓN DTMF .....</b>	<b>73</b>
<b>FIGURA 6.7 - DIAGRAMA DE PINES DEL PIC 18F2550 .....</b>	<b>74</b>
<b>FIGURA 6.8 - INTERPRETACIÓN DE UNA RESISTENCIA .....</b>	<b>74</b>
<b>FIGURA 6.9 - CONDENSADOR ELECTROLÍTICO .....</b>	<b>76</b>
<b>FIGURA 6.10 - CONDENSADORES CERÁMICOS .....</b>	<b>76</b>
<b>FIGURA 6.11 - TRANSISTOR 2N3904.....</b>	<b>77</b>
<b>FIGURA 6.12 - OSCILADORES DE CRISTAL .....</b>	<b>78</b>
<b>FIGURA 6.13 - RELÉ DE 1 PIN COMÚN, 5 VOLTIOS.....</b>	<b>78</b>
<b>FIGURA 6.14 - DIAGRAMA DE BLOQUES SISTEMA DE EMERGENCIA .....</b>	<b>80</b>
<b>FIGURA 6.15 - ETAPA CRÍTICA DE VUELO LLAMADA “BARRENA”</b>	<b>83</b>
<b>FIGURA 6.16 - RECUPERACIÓN DE UN UAV MEDIANTE UN PARACAÍDAS .....</b>	<b>83</b>
<b>FIGURA 6.17 - CIRCUITO DECODIFICADOR DE TONOS DTMF .....</b>	<b>84</b>
<b>FIGURA 6.18 - SIMULACIÓN DECODIFICADOR DE TONOS DTMF ..</b>	<b>84</b>
<b>FIGURA 6.19 - IMPLEMENTACIÓN DECODIFICADOR DE TONOS DTMF .....</b>	<b>85</b>
<b>FIGURA 6.20 - PROGRAMACIÓN, ETAPA DE CABECERA .....</b>	<b>87</b>
<b>FIGURA 6.21 - PROGRAMACIÓN, CONFIGURACIONES .....</b>	<b>87</b>
<b>FIGURA 6.22 - PROGRAMACIÓN, SEÑAL PWM .....</b>	<b>91</b>

<b>FIGURA 6.23 - PROGRAMACIÓN, BARRIDO DE DATOS PUERTO A..</b>	<b>92</b>
<b>FIGURA 6.24 - PROGRAMACIÓN, PROGRAMA SECUNDARIO .....</b>	<b>93</b>
<b>FIGURA 6.25 - PROGRAMACIÓN, CÓDIGO DE ESTADOS SECUNDARIOS .....</b>	<b>94</b>
<b>FIGURA 6.26 - SIMULACIÓN, SISTEMA DE EMERGENCIA .....</b>	<b>95</b>
<b>FIGURA 6.27 - MONTADO EN PROTOBOARD, SISTEMA DE EMERGENCIA .....</b>	<b>96</b>
<b>FIGURA 6.28 - RESULTADOS PRUEBAS DE FUNCIONAMIENTO, SISTEMA DE EMERGENCIA .....</b>	<b>97</b>
<b>FIGURA 6.29 - CIRCUITO ESQUEMÁTICO, SISTEMA DE EMERGENCIA .....</b>	<b>98</b>
<b>FIGURA 6.30 - CIRCUITO IMPRESO, SISTEMA DE EMERGENCIA ...</b>	<b>99</b>
<b>FIGURA 6.31 - CIRCUITO 3D, SISTEMA DE EMERGENCIA .....</b>	<b>100</b>
<b>FIGURA 6.32 - RESORTE EN ESTADO DE REPOSO .....</b>	<b>102</b>
<b>FIGURA 6.33 - RESORTE EN ESTADO COMPRIMIDO.....</b>	<b>103</b>
<b>FIGURA 6.34 - RESORTE EN ESTADO DE TOTAL EXTENSIÓN .....</b>	<b>103</b>
<b>FIGURA 6.35 - ALTURA DE EXPULSIÓN DEL PARACAÍDAS .....</b>	<b>104</b>
<b>FIGURA 6.36 - CÁLCULO VELOCIDAD MÁXIMA .....</b>	<b>105</b>
<b>FIGURA 6.37 - PARÁMETRO XT EN EL ESTADO DE MÁXIMA EXTENSIÓN DEL RESORTE .....</b>	<b>107</b>
<b>FIGURA 6.38 - MOVIMIENTO A TOTAL COMPRESIÓN DEL RESORTE .....</b>	<b>109</b>
<b>FIGURA 6.39 - ELEMENTOS DE LA PLACA DE CONTROL .....</b>	<b>111</b>
<b>FIGURA 6.40 - RUTEADO DE LA PLACA DE CONTROL .....</b>	<b>112</b>
<b>FIGURA 6.41 - PERFORACIONES EN LA PLACA DE CONTROL .....</b>	<b>113</b>
<b>FIGURA 6.42 - SOLDADO DE ELEMENTOS EN LA PLACA DE CONTROL .....</b>	<b>113</b>
<b>FIGURA 6.43 - RESULTADO PARCIAL DE LA PLACA DE CONTROL .....</b>	<b>114</b>
<b>FIGURA 6.44 - CAJA EN FIBRA DE CARBONO .....</b>	<b>115</b>
<b>FIGURA 6.45 - FIJACIÓN DEL CABLE AL PIN .....</b>	<b>115</b>
<b>FIGURA 6.46 - CABLES FIJADOS Y ARNÉS DE AVIACIÓN .....</b>	<b>116</b>
<b>FIGURA 6.47 - INSTALACIÓN AL ARNÉS DE AVIACIÓN .....</b>	<b>116</b>

<b>FIGURA 6.48 - ARNÉS DE AVIACIÓN .....</b>	<b>117</b>
<b>FIGURA 6.49 - ARNÉS DEL SISTEMA DE EMERGENCIA TERMINADO .....</b>	<b>117</b>
<b>FIGURA 6.50 - IMPLEMENTACIÓN DE LA PLACA DE CONTROL A LA CAJA DE FIBRA DE CARBONO .....</b>	<b>118</b>
<b>FIGURA 6.51 - PARTE DELANTERA DE LA CAJA DEL SISTEMA DE EMERGENCIA .....</b>	<b>119</b>
<b>FIGURA 6.52 - INSTALACIÓN EN EL FUSELAJE .....</b>	<b>114</b>
<b>FIGURA 6.53 - INSTALACIÓN EN EL FUSELAJE CON RADIO RECEPTOR .....</b>	<b>120</b>
<b>FIGURA 6.54 - INSTALACIÓN EN EL FUSELAJE, VISTA SUPERIOR .....</b>	<b>121</b>
<b>FIGURA 6.55 - RESORTE PARA LA ACTIVACIÓN DEL PARACAÍDAS .....</b>	<b>122</b>
<b>FIGURA 6.56 - INSTALACIÓN DEL ACTUADOR .....</b>	<b>122</b>
<b>FIGURA 6.57 - INSTALACIÓN FRONTAL DEL ACTUADOR .....</b>	<b>123</b>
<b>FIGURA 6.58 - DESMULTIPLICADOR DE FUERZAS EN LA ACTIVACIÓN DEL RESORTE .....</b>	<b>123</b>
<b>FIGURA 6.59 - FIJACIÓN DEL PIN FLEXIBLE.....</b>	<b>124</b>
<b>FIGURA 6.60 - CRUCE DE CUERDAS DEL DESMULTIPLICADOR DE FUERZAS .....</b>	<b>124</b>
<b>FIGURA 6.61 - CUBIERTA SUPERIOR DEL RESORTE, BASE DEL PARACAÍDAS DE EMERGENCIA .....</b>	<b>125</b>
<b>FIGURA 6.62 - COMPRESIÓN TOTAL DEL RESORTE .....</b>	<b>126</b>
<b>FIGURA 6.63 - SUJECIÓN DE LA CUERDA AL PIN DE ALUMINIO ..</b>	<b>126</b>
<b>FIGURA 6.64 - INSTALACIÓN DEL SISTEMA MECÁNICO NO ENSAMBLADO .....</b>	<b>127</b>
<b>FIGURA 6.65 - INSTALACIÓN DEL SISTEMA MECÁNICO ENSAMBLADO .....</b>	<b>127</b>
<b>FIGURA 6.66 - INSTALACIÓN EN EL CENTRO DE GRAVEDAD DE LA AERONAVE .....</b>	<b>128</b>
<b>FIGURA 6.67 - CUBIERTA DEL PARACAÍDAS .....</b>	<b>129</b>
<b>FIGURA 6.68 - INSTALACIÓN DEL SISTEMA COMPLETO .....</b>	<b>130</b>
<b>FIGURA 6.69 - PESO SIMULADO DEL PARACAÍDAS .....</b>	<b>130</b>

<b>FIGURA 6.70 - INSTALACIÓN CUBIERTA DEL PARACAÍDAS .....</b>	<b>131</b>
<b>FIGURA 6.71 - SWITCH PRINCIPAL DE LA PLACA DE CONTROL ..</b>	<b>131</b>
<b>FIGURA 6.72 - COMPLETA ACTIVACIÓN DEL SISTEMA DE EMERGENCIA .....</b>	<b>132</b>
<b>FIGURA 6.73 - RADIO PORTÁTIL CON DTMF .....</b>	<b>133</b>
<b>FIGURA 6.74 - RADIO RECEPTOR DE CÓDIGOS DTMF .....</b>	<b>133</b>
<b>FIGURA 6.75 - CÓDIGOS DTMF DE ENVÍO .....</b>	<b>134</b>
<b>FIGURA 6.76 - ENVÍO DE CÓDIGOS DTMF .....</b>	<b>135</b>
<b>FIGURA 6.77 - APAGADO INMEDIATO DE MOTOR Y ESPERA DE 1.5 SEGUNDOS .....</b>	<b>135</b>
<b>FIGURA 6.78 - EXPULSADO DEL PESO SIMULADO DEL PARACAÍDAS .....</b>	<b>136</b>
<b>FIGURA 6.79 - ALTURA DE ELEVACIÓN DEL PESO SIMULADO DEL PARACAÍDAS .....</b>	<b>137</b>
<b>FIGURA 6.80 - CARRETEO DE LA AERONAVE UAV-1.....</b>	<b>138</b>
<b>FIGURA 6.81 - ACTIVACIÓN DEL CÓDIGO DE ESTADO PRIMARIO .....</b>	<b>138</b>
<b>FIGURA 6.82 - APAGADO INDUCIDO DEL MOTOR .....</b>	<b>139</b>
<b>FIGURA 6.83 - EXPULSIÓN DEL PARACAÍDAS .....</b>	<b>139</b>
<b>FIGURA 6.84 - AERONAVE SIN VELOCIDAD .....</b>	<b>140</b>



## ÍNDICE DE TABLAS

Contenido	Página
TABLA 3.1 – DETALLE POBLACIÓN Y MUESTRA.....	33
TABLA 3.2 – OPERACIONALIZACIÓN DE LA VARIABLE INDEPENDIENTE .....	35
TABLA 3.3 – OPERACIONALIZACIÓN DE LA VARIABLE DEPENDIENTE .....	37
TABLA 3.4 – PLAN DE RECOLECCIÓN DE INFORMACIÓN .....	37
TABLA 4.1 – RESULTADO PORCENTUAL, UAV’S CON SISTEMA DE ATERRIZAJE DE EMERGENCIA .....	40
TABLA 4.2 – RESULTADO PORCENTUAL, SENSORAMIENTO EN LOS PROTOTIPOS UAV .....	41
TABLA 4.3 – RESULTADO PORCENTUAL, SISTEMAS INTEGRADOS EN LOS UAV’S.....	42
TABLA 4.4 – RESULTADO PORCENTUAL, CAPACITACIÓN AEROTÉCNICOS .....	43
TABLA 4.5 – RESULTADO PORCENTUAL, RECUPERACIÓN EN ESCENARIOS CRÍTICOS .....	44
TABLA 4.6 – RESULTADO PORCENTUAL, INCORPORACIÓN ALTA TECNOLOGÍA .....	45
TABLA 4.7 – RESULTADO PORCENTUAL, EXISTENCIA DE MATERIALES Y HERRAMIENTAS .....	46
TABLA 4.8 - RESULTADO PORCENTUAL, UAV’S ADQUIRIDOS POR EL ECUADOR.....	47
TABLA 4.9 - RESULTADO PORCENTUAL, EXISTENCIA DE MATERIALES Y HERRAMIENTAS.....	54
TABLA 6.1 – DISTRIBUCIÓN DE FRECUENCIAS DUALES .....	69
TABLA 6.2 – CÓDIGO BINARIO RESULTANTE DE LA CODIFICACIÓN DTMF .....	85
TABLA 6.3 – DETALLE DEL PRESUPUESTO .....	142
TABLA 6.4 – DETALLE DEL PRESUPUESTO DE IMPLEMENTACIÓN .....	143

## **RESUMEN EJECUTIVO**

El análisis del problema se lo realizó mediante entrevistas, encuestas a los aerotécnicos y la observación de los vuelos de los prototipos y sus etapas críticas, por medio de las autoridades del CIDFAE, es decir con los oficiales encargados de cada área se reconoció las necesidades en el desarrollo del proyecto y se detectó las falencias en el control del aterrizaje de emergencia y lo beneficioso que podría ser implementar un sistema electrónico que facilite la recuperación del aeromodelo

El objetivo principal de este trabajo de investigación es la propuesta de implementar un Sistema de Aterrizaje de Emergencia para la correcta recuperación de un Vehículo Aéreo no Tripulado (UAV), cuando el mismo se encuentre en los escenarios críticos de un vuelo.

Es la oportunidad de migrar a un nuevo control del aterrizaje de emergencia, por medio de la expulsión de un paracaídas, este sistema logrará mantener en un 75% la ingeniería aplicada en el diseño, construcción y puesta en marcha de un UAV.

En el CIDFAE, se están diseñando y construyendo UAV's que tienen como objetivo principal, el reconocimiento de áreas en las que un avión normal no puede ingresar, los cuales necesariamente deben tener un Sistema de Emergencia, que sirven para la correcta recuperación de los mismos.

Finalmente, la tesis sugiere que de considerarse la implementación del Sistema de Emergencia, se deberá plantear futuras investigaciones debido a los avances de las tecnologías electrónica y mecánica, por ejemplo acoplar el sistema con el piloto automático a bordo y realizar un estudio amplio para cambiar a una expulsión balística del paracaídas.

## INTRODUCCIÓN

El Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE) busca contribuir a la producción científica, tecnológica y al desarrollo nacional, brindando de esta manera oportunidad a personas de distintas Universidades del País para que con su conocimiento contribuyan al desarrollo de la Nación.

Por esta razón, se propone la creación de un Sistema de Aterrizaje de Emergencia de los UAV al ejecutor de este trabajo de investigación.

Con el objetivo de impulsar la investigación sobre las nuevas tecnologías existentes y la posibilidad de migrar a alguna de ellas, se propone la creación de un sistema electrónico para el control del aterrizaje de emergencia, donde se plantea la adecuada recuperación de una aeronave mediante un código DTMF (Dual Tone Multi Frequency) enviado en tierra, empleando los procedimientos de seguridad necesarios cuando exista un escenario crítico de vuelo.

Se procede a realizar el diseño, construcción, implementación, pruebas de funcionamiento, ajustes finales y por último la validación del sistema propuesto, dando como resultado muy satisfactorio el prototipo del sistema.

Con el objetivo de seguir renovando la tecnología en el CIDFAE, se realizó una investigación acorde con las herramientas y materiales existentes, de tal forma que se cumplen los siguientes objetivos:

- ✓ Optimizar el uso de la tecnología existente de los sistemas electrónicos de los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV).
- ✓ Garantizar el mejoramiento de los diseños de los sistemas de control del aterrizaje de emergencia de los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV).

- ✓ Otorgar la correcta recuperación en los escenarios críticos de vuelo de Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV).

Para el autor es muy gratificante terminar el trabajo investigativo con la satisfacción de aplicar lo aprendido en el transcurso de la carrera, es decir la teoría combinada con la práctica y que esto pueda repercutir de la mejor manera en la validación del prototipo final.

# CAPÍTULO I

## EL PROBLEMA DE INVESTIGACIÓN

### 1.1 Tema

*“Sistema Electrónico para el control del Aterrizaje de Emergencia de los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV) del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE) de la Ciudad de Ambato”*

### 1.2 Planteamiento del Problema

#### 1.2.1 Contextualización

A nivel mundial la migración a nuevas tecnologías tanto de la electrónica como de la aeronáutica, hace que las investigaciones en el campo Aeroespacial sigan avanzando de una manera tal que se construyen vehículos aéreos y terrestres no tripulados cada vez más pequeños y con mayores capacidades, que ayudan a que las personas no se expongan a riesgos eminentes, como por ejemplo en campos de batalla y búsquedas complicadas como detección de narcotraficantes en medio del océano.

En India se intensifican las investigaciones en el campo aeroespacial, ya que están construyendo un Vehículo Aéreo no Tripulado (UAV, Unmanned Aerial Vehicle) con energía solar con apoyo de la Organización de Investigación de la Defensa y el Desarrollo (DRDO), desarrollando así un vehículo aéreo no tripulado con motor

eléctrico, que será alimentado por paneles solares y está previsto que pueda permanecer en el aire por lo menos durante un mes.

Será utilizado para reconocimiento de largo alcance, estará equipado con la adquisición de datos y transmisión de información en tiempo real, se supone que va a servir no sólo para las tareas de inteligencia, sino también tener la capacidad de atacar con bombas y misiles sobre objetivos enemigos.

Los vehículos aéreos no tripulados, están creados para tareas como, inteligencia, reconocimiento, vigilancia, ataques de precisión y la aplicación de transmisión de señales de radio.

Por otra parte en Reino Unido se establece la integración de sistemas tripulados y no tripulados, con el primer aeropuerto del mundo para UAV's, destinando un espacio aéreo de 1.300 km<sup>2</sup> por parte de la Aviación Civil en el aeropuerto de Gales para que sean dedicados a las aeronaves no tripuladas, y se puede utilizar este espacio aéreo para realizar pruebas de alto nivel.

En Latinoamérica los UAV's más comunes son los adquiridos de Israel, países como Chile, Brasil, Argentina, Venezuela, Perú, Colombia y Ecuador, compran Vehículos Aéreos No Tripulados para diferentes tareas, pero las más importantes son las tareas de misiones tácticas y operaciones estratégicas, de igual manera se está investigando y desarrollando hardware y software para lograr tener UAV's Nacionales.

El Ecuador posee unidades aéreas, de fabricación israelita, que realizan dos tipos de controles: estratégico y táctico. El control estratégico establece inspecciones realizadas en modo UAV teniendo la capacidad, a través de un sistema satelital, de determinar la ubicación geográfica de objetos específicos como por ejemplo de las embarcaciones.

Otros aviones operan con cámaras digitales para verificar actividades en tierra o en el mar, como por ejemplo operaciones sospechosas de una tripulación a bordo de un barco, los aviones están equipados con un motor silencioso que facilitará a las naves aproximarse al objetivo sin ser descubierto.

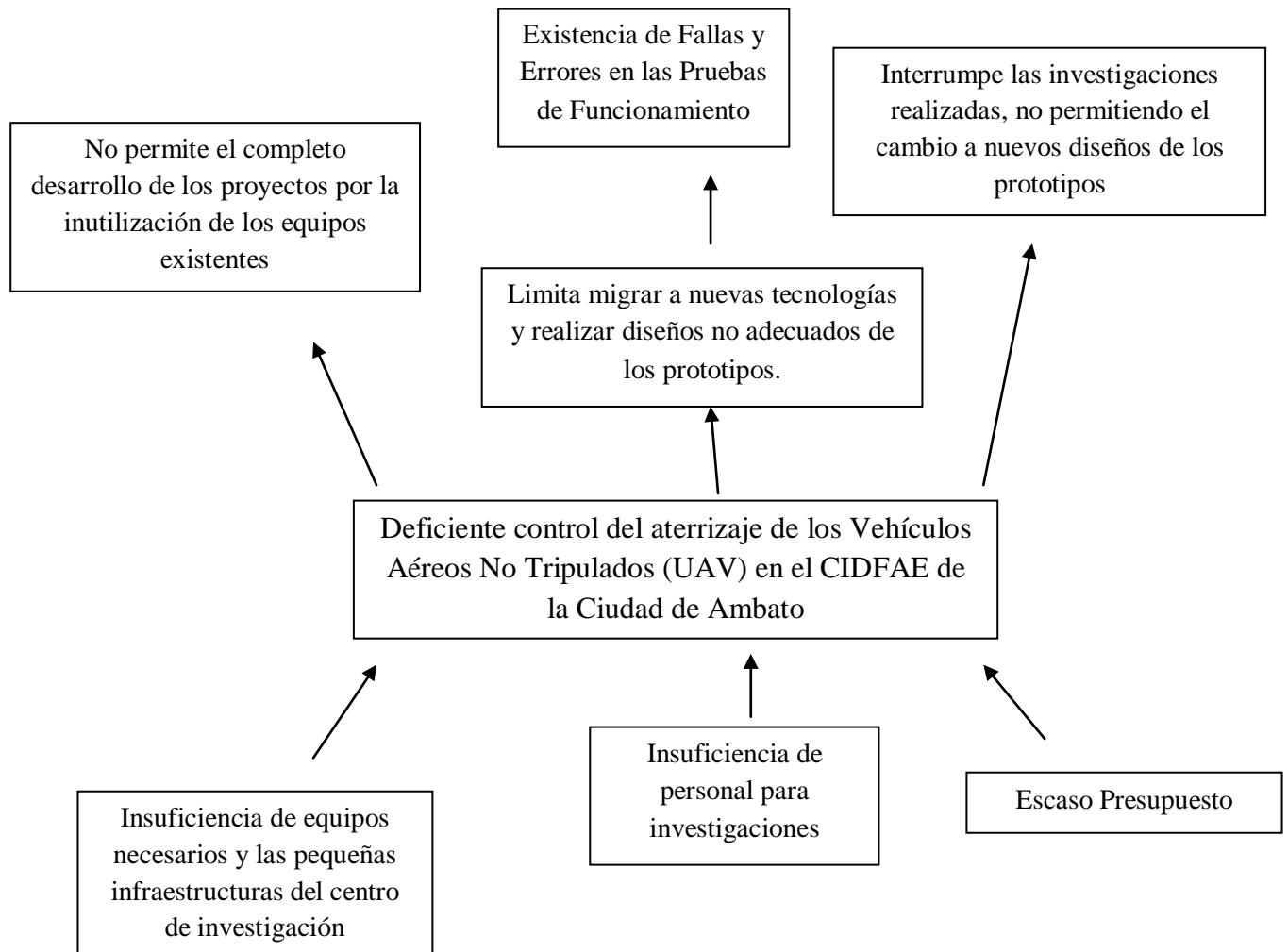
Hoy en día, las tendencias tecnológicas están presentes en las F.F.A.A., teniendo la seguridad de que van a ser utilizadas de una manera adecuada. A medida que crece el mercado mundial de los UAV's, se amplía también su campo de utilización en seguridad, inteligencia, defensa entre otros, por ejemplo los ataques realizados por medio de aviones no tripulados UAV en zonas conflictivas o de combate en donde el acceso terrestre es complicado.

El estado actual de los UAV en el Ecuador es que existe seis aeronaves no tripuladas, llamadas *Heron* de largo alcance y *Searcher* de corto alcance del fabricante ISRAEL AEROSPACE INDUSTRIES (IAI), estas naves están a cargo de la marina ecuatoriana desde el 2008 a un costo de USD 23 millones.

Los UAV operan desde la base de Manta al noroeste de Ecuador, fueron ensamblados localmente por técnicos de la marina, de la fuerza aérea y la empresa IAI, tras lo cual se inició un proceso de pruebas, de entrenamiento final de operadores y personal de apoyo, así como de integración doctrinal y táctica de los aparatos, con estos avances tecnológicos, la investigación y el desarrollo están siendo claramente apoyados y se puede observar un futuro prometedor en el desarrollo de aeronaves no tripuladas en el país.

El Centro de Investigación y Desarrollo de la FAE está interesado en construir un Sistema de Aterrizaje de Emergencia para los UAV's, que surge como la necesidad para el apoyo del piloto en tierra o del piloto automático en las etapas críticas de vuelo ya sean estas en modo manual o automático, en las cuales el piloto pierde el control de la aeronave, recuperándola así mediante la activación del sistema de emergencia.

### 1.2.2 Árbol del Problema



*Figura N<sup>o</sup> 1.1* Árbol del Problema  
*Elaborado por:* Investigador

### 1.2.3 Análisis Crítico

El deficiente control del aterrizaje de los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV) en el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE) de la Ciudad de Ambato provoca la inestabilidad de la conducción de los Aviones Autónomos y la pérdida de control de navegación de los mismos, por ende un disgusto y una preocupación inminente en los Investigadores de alta y baja jerarquía, también un gasto innecesario del presupuesto suministrado.



La insuficiencia de los equipos necesarios para desarrollar los proyectos y las pequeñas infraestructuras con las que cuenta el Centro de Investigación provoca la falla en el desarrollo de los mismos y limita al trabajo ordinario y de baja calidad tecnológicamente hablando.

El insuficiente personal capacitado para realizar las investigaciones y desarrollo de proyectos conlleva a que sea dificultosa la tarea de migrar a nuevas tecnologías, interrumpiendo así el avance tecnológico, también que se realicen diseños de los prototipos autónomos no adecuados, ocasiona la presencia de fallas y errores en las pruebas de funcionamiento, de punto fijo y de línea de vuelo.

El uso de diseños tradicionales de los prototipos, limita a la construcción de nuevos modelos, también el escaso presupuesto que existe por parte del Gobierno Central, interrumpe y estanca las investigaciones, complicando así la ejecución y la validación de los proyectos en el tiempo estimado.

#### **1.2.4 Prognosis**

De no solucionarse el deficiente control del aterrizaje de los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV) en el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE) de la Ciudad de Ambato, provocaría el funcionamiento incorrecto de los vehículos aéreos no tripulados, pérdidas económicas de gran alcance y disminución en la eficiencia de construcción de aeronaves no tripuladas por lo que podría perder confiabilidad.

#### **1.2.5 Formulación del Problema**

¿Cómo incide el deficiente control del aterrizaje en el correcto funcionamiento de los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV) en el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE) de la Ciudad de Ambato?

### 1.2.6 Preguntas Directrices

- ✓ ¿Cuál es la tecnología utilizada en los sistemas de los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV) en el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE) de la Ciudad de Ambato?
- ✓ ¿Cuáles son los inconvenientes que existen en el diseño de los prototipos de los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV) en el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE) de la Ciudad de Ambato?
- ✓ ¿Es posible mejorar el control de aterrizaje de los prototipos de Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV) en el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE) de la Ciudad de Ambato?

### 1.2.7 Delimitación

#### De Contenidos:

**Campo de Acción:** Ingeniería Electrónica y Comunicaciones

**Área:** Electrónica

**Aspecto:** Supervisión y Control

**Espacial:** Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE) – Ambato

**Temporal:** El presente proyecto de investigación tendrá una duración de 6 meses, a partir de su aprobación por el Honorable Consejo Directivo de la Facultad de Ingeniería en Sistemas, Electrónica e Industrial.

### 1.3 Justificación

Debido a la gran demanda de investigaciones en el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE) de la ciudad de Ambato y al deficiente control del aterrizaje de los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV)

causado por la limitada planificación, infraestructura y tecnología existentes, es necesario planificar, diseñar e implementar un Sistema Electrónico que solucione los inconvenientes suscitados a lo largo de las implementaciones de los mismos.

Este sistema beneficiará a los investigadores y las sociedades que utilicen como tareas importantes a los UAV's, ya que no cuentan con este sistema electrónico para el control del aterrizaje de emergencia el cual es muy importante, del mismo modo al país entero que frecuentemente realiza sobrevuelos en zonas importantes y de alto cuidado y así poder solucionar sus inconvenientes con gran facilidad.

El Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE) de la ciudad de Ambato contará con los procedimientos necesarios para agilizar la resolución de problemas en aterrizaje causados en los vuelos, por ejemplo como vientos fuertes, caídas en picada, pérdida de datos, entrada en stall, entrada en barrena, entre otros.

El aporte investigativo a desarrollar no es solo para el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE) de la ciudad de Ambato, sino para todas las Fuerzas Armadas y para el Ecuador entero por que con esta técnica se podrá implementar sistemas electrónicos de control de aterrizaje sofisticados que requieren capacitación de los investigadores y personal técnico, por la tanto es un desarrollo para el progreso del país.

## **1.4 Objetivos**

### **1.4.1 Objetivo General**

Implementar un Sistema Electrónico para el control del Aterrizaje de Emergencia de los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV) del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE) de la Ciudad de Ambato.

### **1.4.2 Objetivos Específicos**

- ✓ Analizar la tecnología existente de los sistemas electrónicos de los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV).
  
- ✓ Analizar los diseños de los sistemas de control del aterrizaje de emergencia de los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV).
  
- ✓ Proponer la implementación de un Sistema Electrónico para el control del Aterrizaje de Emergencia de los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV) del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE) de la Ciudad de Ambato.

## CAPÍTULO II

### MARCO TEÓRICO

#### 2.1 Antecedentes Investigativos

Posteriormente de la consulta bibliográfica se concluye que no existen trabajos realizados en la Facultad de Ingeniería en Sistemas, Electrónica e Industrial de la Universidad Técnica de Ambato relacionados al tema.

Tanto a nivel nacional como internacional, existen trabajos investigativos relacionados a los vehículos aéreos no tripulados, pero ninguno de estos trabajos se enfoca al control del aterrizaje de emergencia de los mismos.

#### 2.2 Fundamentación Legal

El proyecto se basa principalmente en la Ley Especial de Telecomunicaciones ya que en sus artículos está planteado, la utilización y distribución las tecnologías utilizadas, también en las normas y reglas del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE) de la Ciudad de Ambato.

##### ✓ **Fuerza Aérea Ecuatoriana (FAE)**

En la primera década del siglo XXI, cuando la humanidad sufre profundos cambios en todos los órdenes, las instituciones tienen que modificar su visión para

estar acorde a esta realidad, las Fuerzas Armadas como pilares fundamentales de los estados modernos, también entran en esta dinámica.

Si la misión constitucional de las Fuerzas Armadas, y por ende de la Fuerza Aérea, es la defensa de la soberanía e integridad territorial y garantizar la paz y estabilidad ciudadana, entonces se comprende que la Fuerza Aérea debe ser parte de la lucha de la nación contra factores que provoquen inestabilidad y pueden convertirse en amenazas contra la supervivencia del Estado.

Esos factores, en el mundo moderno, están identificados como el terrorismo, el tráfico ilícito de estupefacientes, pero también la pobreza, el deterioro del medio ambiente, las potenciales destrucciones de los recursos naturales o su desaparición.

La FAE está consciente de que el desarrollo científico y tecnológico está basado en un personal calificado y comprometido; por eso, la labor de la Fuerza Aérea está encaminada a obtener un recurso humano altamente motivado y capacitado que norme su vida en la práctica constante de los valores del estudio, sacrificio y amor a la patria, para lograr el tan ansiado desarrollo.

✓ **Misión.**

"Desarrollar el poder militar aéreo para la consecución de los objetivos institucionales, que garanticen la defensa, contribuyan con la seguridad y desarrollo de la Nación"

✓ **Visión.**

"Ser una Fuerza Aérea disuasiva, respetada y aceptada por la sociedad; pionera en el desarrollo aeroespacial nacional"

## ✓ **Centro de Investigación y Desarrollo de la FAE (CIDFAE)**

EL CIDFAE inició el esfuerzo de la investigación científica y el desarrollo tecnológico en su Centro de Investigación y Desarrollo CIDFAE en 1998, cuando inició el estudio y construcción de la primera aeronave experimental no tripulada, diseñada y construida por ecuatorianos.

El Centro de Investigación y Desarrollo de la FAE, es el encargado de realizar proyectos de largo alcance que beneficien al país, tales como la PGA (Plataforma de Gran Altitud) y el UAV (Unmanned Aerial Vehicle).

El diseño, construcción y pruebas de los proyectos realizados constituyen retos complejos que requieren el concurso de profesionales técnicos y científicos de variadas áreas del conocimiento.

La PGA es una aeronave tipo dirigible sustentada por helio, destinada a operar en condiciones geoestacionarias, para ello se ha trabajado en la aeronáutica de la nave, sistemas de aviónica, sistemas de guiado, navegación y control, telecomunicaciones e instrumentación, propulsión, sistemas de energía, incluyendo la fuente fotovoltaica para darle suficiente autonomía de vuelo, etc.

Para enfrentar tan variados requerimientos se constituyó un grupo de expertos del más alto nivel de la Fuerza Aérea Ecuatoriana, la Escuela Politécnica Nacional, la Universidad Técnica de Ambato y el Instituto Nacional de Meteorología e Hidrología (INAMHI) quienes han conformado un equipo multidisciplinario fuertemente cohesionado que enfrenta el desafío con un espíritu de compromiso nacional.

## ✓ **Productos y Servicios**

- ✓ Aeronáutica.
- ✓ Aviónica.

- ✓ Carga útil.
- ✓ Energía.
- ✓ Estudio de clima.
- ✓ Información útil.
  
- ✓ **Dirección.** Sector de Izamba, Aeropuerto Chachoan. Tungurahua - Ambato
  
- ✓ **Misión CIDFAE.**

“Desarrollar la Investigación Científica y Tecnológica Aeronáutica y Aeroespacial, para mejorar la Capacidad Operativa de la Fuerza Aérea y Contribuir a la Producción Científica, Tecnológica y al Desarrollo Nacional”

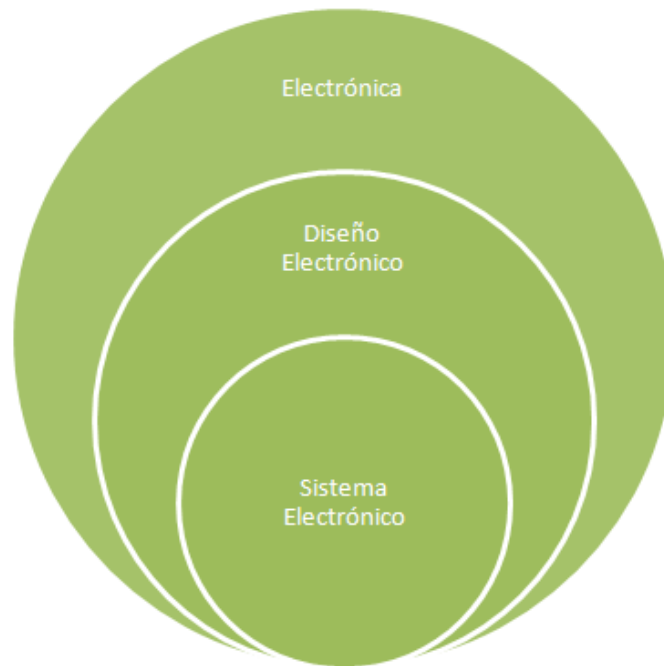
### **2.3 Categorías Fundamentales**

**Tema:** *“Sistema Electrónico para el control del Aterrizaje de Emergencia de los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV) del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE) de la Ciudad de Ambato”*

**Objetivo General:** Diseñar e Implementar un Sistema Electrónico para el Control del Aterrizaje de Emergencia de los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV) del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE) de la Ciudad de Ambato.

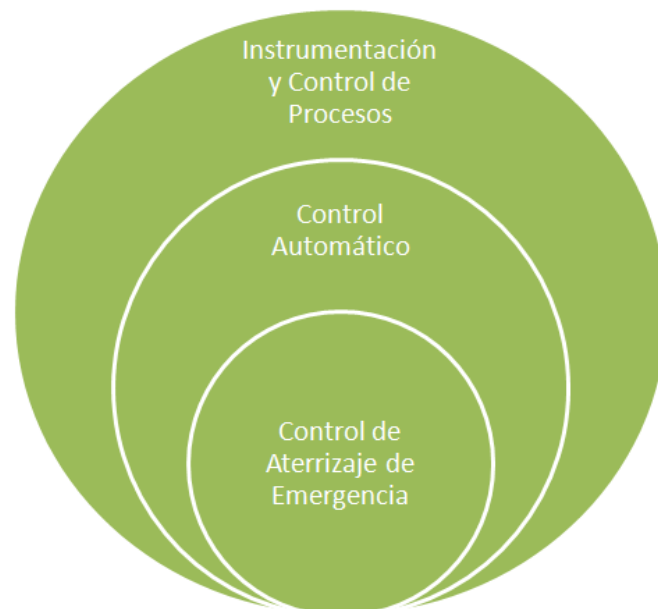


### 2.3.1 Gráfica de Inclusión de la Variable Independiente



*Figura N° 2.1* Categoría Fundamental Variable Independiente  
*Elaborado por:* El Investigador

### 2.3.2 Gráfica de Inclusión de la Variable Dependiente



*Figura N° 2.2.* Categoría Fundamental Variable Dependiente  
*Elaborado por:* El Investigador

### 2.3.3 Constelación de Ideas de la Variable Independiente



**Figura N<sup>o</sup> 2.3** Constelación de ideas de la variable independiente  
*Elaborado por:* El Investigador

### 2.3.4 Constelación de Ideas de la Variable Dependiente



**Figura N<sup>o</sup> 2.4** Constelación de ideas de la variable dependiente  
*Elaborado por:* El Investigador

## 2.4 Marco Teórico

### 2.4.1 Sistemas Electrónicos

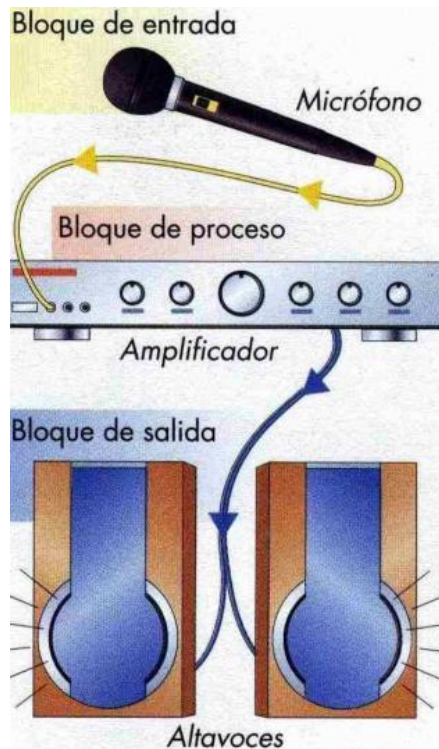
La electrónica contribuye al mejoramiento del nivel de vida y del medio ambiente con sus aplicaciones en edificios inteligentes, control de accesos y control de tráfico vehicular y aéreo, ha propiciado la evolución de casi todos los campos de la actividad humana.

Los sistemas electrónicos son un conjunto de dispositivos electrónicos activos y pasivos que sirven para realizar una acción específica interactuando entre sí para obtener un resultado, teniendo el propósito de generar, transportar o modificar señales electrónicas o eléctricas.

Un Sistema Electrónico se puede seccionar en tres bloques funcionales que son:

- ✓ **Bloque de Entrada.** El bloque de entrada, es a través del cual el sistema recibe la información que va a procesar o las variables que determinan su funcionamiento.
- ✓ **Bloque de Proceso.** El bloque de proceso, es en el cual se realizan las operaciones necesarias para administrar los actuadores.
- ✓ **Bloque de Salida.** El bloque de salida, es el que se encarga de realizar las acciones finales correspondientes a las funciones deseadas.

Como se puede observar en la figura 2.5 como ejemplo de los bloques funcionales de un sistema electrónico, se encuentra un sistema de amplificación de voz, consta con un micrófono como bloque de entrada, el cual recibe una señal de voz, la misma que es recibida por un amplificador (bloque de proceso), este amplifica la señal y es transmitida hacia el bloque de salida que es un altavoz, el cual expresa la señal de voz amplificada.



**Figura N° 2.5** Ejemplo de Bloques Funcionales de un Sistema Electrónico  
*Elaborado por:* El Investigador

“La electrónica se encuentra integrada en la mayoría de las actividades de la sociedad moderna, ya que contribuye a mantener y optimizar los procesos industriales, proporciona enlaces de comunicación y permite un mejor nivel de vida mediante sus aplicaciones en la medicina, el hogar y el esparcimiento.”<sup>1</sup>

Existen subsistemas electrónicos tales como:

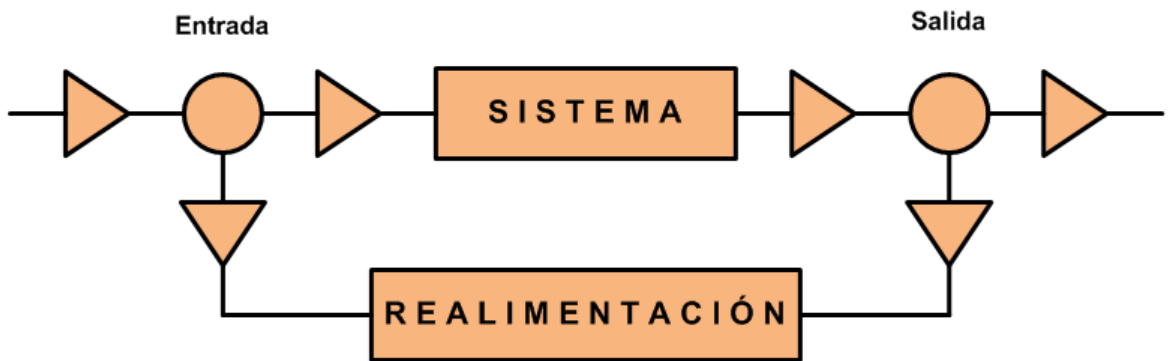
- ✓ **Sistema de Mando.** Un sistema de mando electrónico recibe información (órdenes de mando) desde los elementos de entrada y actúa sobre los elementos de salida, si el elemento de salida funciona correctamente y no hay ninguna perturbación, se consigue el objetivo deseado, pero el sistema, no es capaz de comprobarlo, como muestra la figura 2.6.

<sup>1</sup> *Sistemas Electrónicos*  
 (<http://www.iestiemposmodernos.com/depart/dtec/Recursos/siselec4.pdf>)



*Figura Nª 2.6* Diagrama de un Sistema de Mando  
*Elaborado por:* El Investigador

- ✓ **Sistema de Regulación.** En un sistema de regulación el bloque de entrada también recibe información de lo que está ocurriendo en la salida y recibe una señal de “**realimentación**”, de esta forma el bloque de proceso es el encargado de apreciar desviaciones en la salida y puede reaccionar para corregirlas, como muestra la figura 2.7.



*Figura Nª 2.7* Diagrama de un Sistema de Regulación  
*Elaborado por:* El Investigador

## 2.4.2 Diseño de Circuitos Electrónicos

El diseño de circuitos electrónicos es la parte de la electrónica que estudia distintas metodologías con el fin de desarrollar un circuito electrónico, que puede ser tanto analógico como digital.

El diseño se realiza a distintos niveles, por ejemplo la parte física, es en donde se produce la estructura real de los componentes electrónicos que constituyen el circuito, sus dimensiones y materiales.

Existen herramientas que permiten realizar diseños electrónicos integrándose con el hardware en base a software de alto nivel llamados lenguajes de descripción de hardware que permiten introducir descripciones de los distintos bloques funcionales de un sistema para su simulación.

### **2.4.3 Autonomía Aérea**

La autonomía aérea es la capacidad que tiene una aeronave para tomar decisiones sin intervención de un piloto a bordo o en tierra, es decir tiene la misión de cumplir objetivos o puntos específicos de vuelo, como por ejemplo, buscar y detectar objetivos sospechosos.

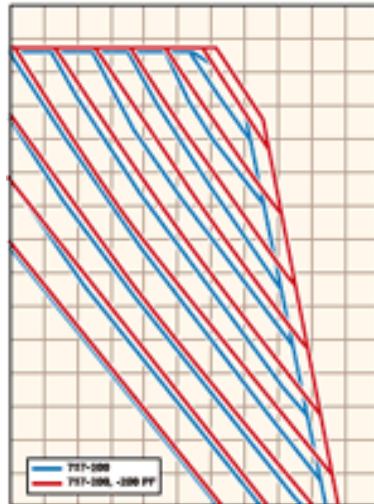
“La autonomía de una aeronave varía dependiendo de su peso y la potencia de su motor o motores durante la etapa de vuelo, es decir no puede llegar tan lejos, si va con mucho o poco peso, o dependiendo de la velocidad, también se debe tener en consideración otros parámetros importantes como son los vientos y posibles restricciones de vuelo que puedan existir”<sup>2</sup>.

En la figura 2.8 se puede observar la representación lineal de la autonomía de un avión con diferentes motores, el eje vertical es el peso del avión en forma del peso en vacío más la carga, y el horizontal la autonomía. La línea que cierra el área por arriba representa el peso máximo del avión sin combustible, y las diferentes líneas diagonales el peso al despegue del avión (vacío más carga y combustible).

La línea diagonal externa de la izquierda, marca el límite con el combustible máximo que se puede cargar en el avión. Así, para encontrar la autonomía máxima, habría que buscar el peso en la línea vertical, trazar una línea hacia la izquierda hasta el peso al despegue del avión, y desde allí, hacia abajo para llegar a la autonomía, se puede apreciar las diferencias de autonomía según el motor elegido.

---

<sup>2</sup> *Autonomía de una Aeronave*  
(<http://avion.microservos.com/sabias/sabias-parametros-alcance-aeronave.html>)



**Figura N<sup>o</sup> 2.8** Autonomía de vuelo de un Avión

**Elaborado por:** <http://avion.microsiervos.com/sabias/sabias-parametros-alcance-aeronave.html>

#### 2.4.4 Aeronaves No Tripuladas (UAV)

Los Vehículos Aéreos no Tripulados son aeronaves que vuelan sin tripulación humana a bordo, son usados mayoritariamente en aplicaciones militares, son también vehículos sin tripulación reutilizable, capaz de mantener un nivel de vuelo controlado y sostenido, y propulsado por un motor de explosión o de reacción, como se muestra en la figura 2.9.

“Este tipo de aeronave ha experimentado un gran desarrollo en los últimos años, también es conocido por las siglas en inglés UAV (Unmanned Aerial Vehicle) o en castellano VANT (Vehículo Aéreo No Tripulado), es un vehículo autónomo capaz de volar sin la supervisión de un piloto humano, mediante un sistema de pilotaje autónomo.

Cabe destacar que en el ámbito militar este tipo de aeronaves han experimentado grandes avances, pero en aplicaciones civiles tales como detección y seguimiento de incendios su desarrollo es deficiente.”<sup>3</sup>

<sup>3</sup> *Vehículos Aéreos No Tripulados*  
([http://www.aena.es/csee/ccurl/2008\\_2.2.Tipos\\_de\\_aeronaves.pdf](http://www.aena.es/csee/ccurl/2008_2.2.Tipos_de_aeronaves.pdf))



*Figura N° 2.9* Vehículo Aéreo No Tripulado  
*Elaborado por:* El Investigador

Los UAV se pueden clasificar según la función principal que desempeñan:

- ✓ **De blanco:** Los UAV llamados de blanco, tienen el objetivo de simular aviones o ataques enemigos para los sistemas de defensa de tierra o aire.
- ✓ **Reconocimiento:** Los UAV de reconocimiento, envían información militar de exploración de sitios designados.
- ✓ **Combate:** Los UAV de combate, se encargan de realizar misiones muy peligrosas.
- ✓ **Logística:** Los UAV de logística, se utilizan para transportar cargas dependiendo de su tamaño y peso.
- ✓ **Investigación y Desarrollo:** Los UAV de investigación y desarrollo, son llamados así porque facilitan la investigación y experimentación de nuevos sistemas y tecnologías.
- ✓ **UAV Comerciales y Civiles:** Los UAV comerciales y civiles, son netamente diseñados para servir a propósitos civiles, tales como el reconocimiento de incendios o exploraciones.



#### **2.4.5 Tolerancia al Fallo en la Operación de Aviones No Tripulados (TFOA – UAV)**

La tolerancia al fallo en la operación de aviones no tripulados, son los diferentes escenarios que se pueden dar en las pruebas de funcionamientos y vuelos totales de un UAV.

“Esta actividad investigadora tiene como fin operar sistemas aeronáuticos no tripulados, cumpliendo los requisitos de seguridad, los estándares de calidad y la reglamentación de control del tráfico aéreo aplicables.

Nace de la situación en la que se dispone de un grupo de aeronaves con sistemas de control de vuelo y de misión, la plataforma para implementar nuevos desarrollos de éstos, entornos de operación humanos basados en realidad virtual, reglas y protocolos de navegación y compartición colaborativa del espacio aéreo y conocimientos y experiencia en la explotación de estos sistemas.”<sup>4</sup>

Los resultados de proyectos ya realizados e investigados proporcionan las condiciones adecuadas de operación de este tipo de sistemas con intervención humana basándose en realidad virtual, existen algunos aspectos importantes en los que se debe garantizar la seguridad exigible en el marco regulatorio de la explotación aeronáutica.

Existen tres escenarios que pueden provocar el colapso de la seguridad en la operación del sistema y son:

- 1.** La información con la que cuenta el operador humano es insuficiente para tomar las decisiones oportunas en una cierta parte del perfil de la misión.

---

<sup>4</sup> *Tolerancia a Fallas en UAV's*  
(<http://www.uatec.es/tfoa.html>)

“El primer escenario puede surgir cuando:

- ✓ El operador debe atender simultáneamente a las necesidades de varias instancias de una red de UAV's.
- ✓ Fallan los sensores embarcados, parcial o totalmente.
- ✓ El operador deja de comandar el sistema.”<sup>5</sup>

Los sensores embarcados dejan de ser los adecuados al perfil de la misión debido a un cambio en las condiciones ambientales de la misma.

2. El operador humano es incapaz de tomar decisiones relativas al desempeño de la misión.

“El segundo escenario puede surgir cuando:

- ✓ El operador no se encuentra disponible por no estar en posesión de todas sus aptitudes físicas o emocionales.
- ✓ El operador se enfrenta a una situación demasiado compleja para su nivel de experiencia y rehúsa comandar el sistema.”<sup>6</sup>

Se puede dar el caso de que el piloto pierda su facultad de volar la nave por problemas físicos o por interferencia climática.

3. El operador humano deja de recibir la información proporcionada por los sistemas de telemetría y/o pierde la capacidad de comando del sistema.

“El tercer escenario puede surgir cuando:

- ✓ Se interrumpe el radioenlace con la aeronave.

---

<sup>5</sup> *Escenarios de Colapsos de Seguridad*  
(<http://www.uatec.es/tfoa.html>)

<sup>6</sup> *Escenarios de Colapsos de Seguridad*  
(<http://www.uatec.es/tfoa.html>)

- ✓ La calidad del radioenlace se deteriora haciendo que se pierda parte del tráfico de señales de control y de la información generada.
- ✓ Fallan los sistemas de fusión de sensores y/o de generación de realidad virtual.”<sup>7</sup>

#### **2.4.6 Objetivos de la Tolerancia al Fallo de Operaciones**

Los objetivos de la tolerancia al fallo de operaciones se refieren al procedimiento a seguir en los diferentes escenarios que se pueden dar en las pruebas de funcionamientos y vuelos totales de un UAV, y son:

1. Investigar y desarrollar las tecnologías que permitan implementar Sistemas de Automatización de Maniobras basados en el reconocimiento visual de formas, como por ejemplo procedimientos de aterrizaje automático, de regreso a un punto de control seguro o de mantenimiento del plan de vuelo predefinido.
2. Investigar y desarrollar las tecnologías que permitan garantizar la calidad del radioenlace entre la estación de control y mando en tierra y las aeronaves controladas, a la hora de operar de forma segura las aeronaves no tripuladas en las fases más críticas del vuelo, como el aterrizaje ayudado por sistemas de Realidad Virtual y especialmente para aplicaciones de teledetección y/o telecontrol a largas distancias.
3. Disminuir el impacto económico asociado a los accidentes de aeronaves no tripuladas debidos a la pérdida de su comando desde su estación de tierra y disminuir el coste de producción de controladores de vuelo.
4. Identificar todas las condiciones de vuelo en las que es necesario disponer de planes de operación autónoma como garantía del piloto.

---

<sup>7</sup> *Escenarios de Colapsos de Seguridad*  
(<http://www.uatec.es/tfoa.html>)

5. Identificar las condiciones de conmutación entre las condiciones de operación manual y automática, para poder implementarlas en los sistemas de control de vuelo y misión y anticiparse a las situaciones de pérdida de comando de la aeronave.
6. Generar los correspondientes sistemas de operación autónoma en la plataforma de desarrollo de controladores.
7. Obtener la tecnología y concretarla para que permita mantener la calidad del radioenlace entre la estación de tierra y las aeronaves.

“En los últimos años, los avances en el campo de vehículos aéreos no tripulados (UAV’s) han sido realizados por equipos de investigación de todo el mundo, han participado en el desarrollo de modelos y herramientas de simulación, principalmente para las pruebas de vuelo de algoritmos de control de vehículos aéreos no tripulados.”<sup>8</sup>

Uno de los principales objetivos de los vehículos aéreos no tripulados es la prueba de las arquitecturas o plantas de control de vuelo, dicho control es el que da lugar a diseños sobre controladores adaptativos que permiten una mayor autonomía.

Con un creciente interés en la operación de los vehículos aéreos no tripulados, el hardware y software aumentan su complejidad en la operación necesaria de múltiples vehículos.

Cada vehículo puede tener diversos procesamientos y comunicaciones adaptados a su misión y las capacidades de carga útil.

---

<sup>8</sup> ***Simulation and Development Environment for Multiple Heterogeneous UAV’s.***  
Suresh K. Kannan, Adrian A. Kollery and Eric N. Johnsonz.  
Georgia Institute of Technology, Atlanta, GA, 30332

### 2.4.7 Problemas en el Aire (Falla del Motor)

La falla del motor es un error común en los vuelos de prueba de funcionamiento de los UAV por lo que debe existir un procedimiento preparado para solucionar las dificultades ocasionadas.

“En el 100% de los casos, cuando el motor deja de funcionar en el aire es porque ha sido ordenado a hacerlo, por parte del piloto o de los equipos de control a bordo.”<sup>9</sup>

En primer lugar, el sistema del piloto automático tiene una serie de protecciones como por ejemplo, en caso de falla del motor se redirige al punto de central de operaciones para que el piloto en tierra tome el control y pueda aterrizarlo sin grandes inconvenientes, o también dirigir el avión a posición de despegue cuando el nivel de la batería del sistema de energía está a punto de agotarse.

Otro tipo de protección es la lógica como el tiempo de vuelo, distancias y altitudes diferentes, todos ellos son personalizados y pueden ser ajustados para reflejar exactamente el perfil de usuario de la misión y la configuración de la batería.

Por último, el piloto automático apaga el motor cuando existe una baja tensión extrema, sin importar la posición del plano pero puede seguir navegando (planeando).

Por otra parte, después de unos pocos minutos de vuelo sin motor, parte de la energía puede ser restaurada, siendo así posible aterrizar en el modo manual, tomando el control RC y desplegar el paracaídas a una distancia prudencial.

---

<sup>9</sup> ***Secrets of Photomapping***  
*Krzysztof Bosak*  
*PTERYX*

### **2.4.8 Seguridad de Vuelo**

Existen dos tipos de seguridad en vuelo, la seguridad activa y la seguridad pasiva que indican los procedimientos que puede seguir el piloto en tierra o el piloto automático a bordo del avión.

En la Seguridad Activa se tiene los siguientes procedimientos:

- ✓ El piloto puede desplegar un paracaídas con el transmisor RC.
- ✓ El piloto automático se puede desplegar el paracaídas por sí mismo al detectar anomalías graves o baja altitud.
- ✓ Planear en Vuelo Manual RC si es posible, los diseños de las alas especiales deben evitar estancamientos.

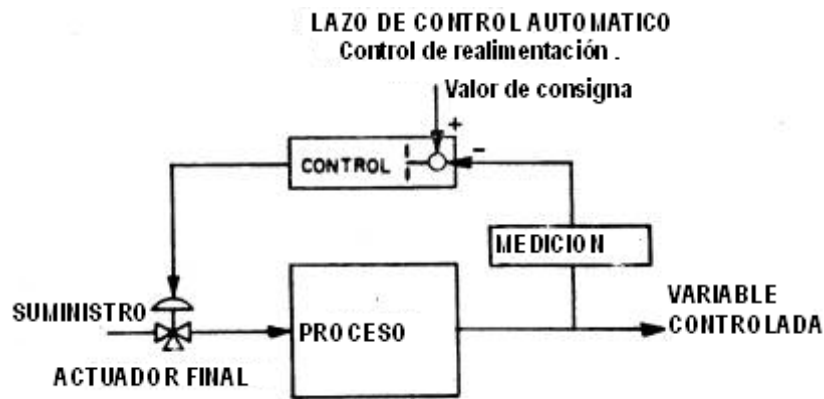
En la Seguridad Pasiva se tiene los siguientes procedimientos:

- ✓ Entregar poca energía cinética al avión para que el daño sea limitado gracias al mantenimiento de la velocidad de vuelo.
- ✓ El diseño de la hélice debe impedir que se impacte en el primer objetivo y debe tener menos fuerza de ruptura.

### **2.4.9 Control Automático**

El control automático es el mantenimiento de un valor deseado dentro de una cantidad o condición, midiendo el valor existente comparándolo con el valor deseado y utilizando la diferencia para proceder a reducirla, el control automático exige un lazo cerrado de acción y reacción que funcione sin intervención humana.

El elemento más importante de cualquier sistema de control automático es el lazo de control realimentado básico.



*Figura N<sup>o</sup> 2.10* Esquema Lazo de Control Realimentado  
*Elaborado por:* El Investigador

Como muestra la figura 2.10, el esquema de un lazo realimentado, obtiene el valor de la medición de la variable para realizar el respectivo control y proceder a cambiar el estado del actuador y por ende del proceso, consiguiendo así la variable controlada.

Un lazo de control cerrado tiene la característica más importante que es:

- ✓ **Realimentación.** Es la propiedad de un sistema de lazo cerrado que permite que la salida sea comparada con la entrada al sistema de manera al que se pueda establecer una acción de control apropiada como función de la diferencia entre la entrada y la salida.

#### **Características de la Realimentación:**

- ✓ **Aumento de la Exactitud.** La habilidad para reproducir la entrada fielmente.
- ✓ **Reducción de la Sensibilidad de la Salida.** Correspondiente a una determinada entrada, ante variaciones en las características del sistema.
- ✓ Efectos reducidos de la no linealidad y de la distorsión.
- ✓ Aumento del intervalo de frecuencias (de la entrada) en el cual el sistema responde satisfactoriamente (aumento del ancho de banda).
- ✓ Tendencia a la oscilación o a la inestabilidad.

## 2.4.10 Instrumentación y Control de Procesos

La Instrumentación y Control de Procesos es una especialidad de la Ingeniería que combina distintas ramas como son: sistemas de control, automatización, electrónica e informática.

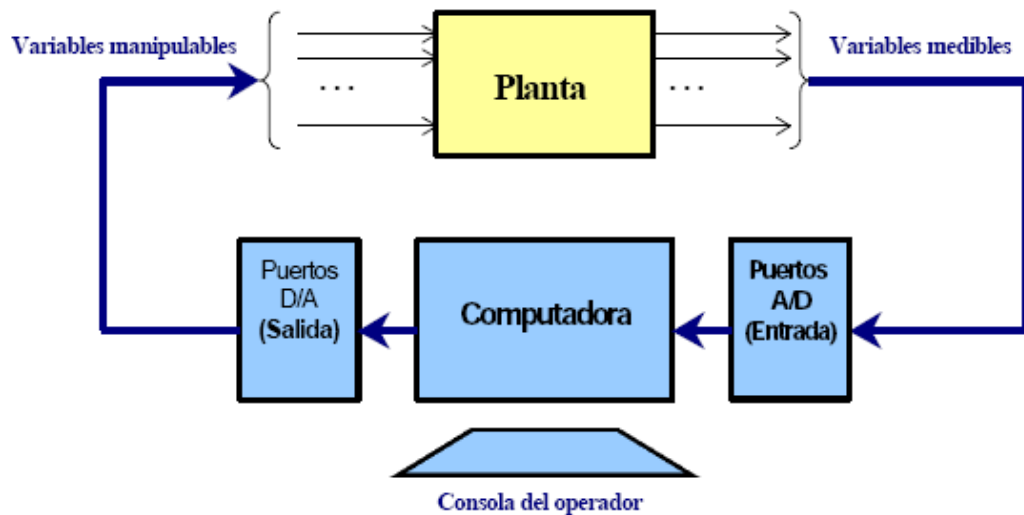
Su principal aplicación y propósito es el análisis, diseño y automatización de procesos de manufactura de la mayor parte de las áreas industriales tales como: el petróleo y gas, generación de energía, etc.

Se encarga del sensado y procesamiento de la información proveniente de variables físicas del entorno, a partir de las cuales se realiza el monitoreo, medida y control de procesos, empleando para ello tecnologías y dispositivos electrónicos.

Para la medición de las variables físicas del entorno utiliza sensores que se encargan de transformar la variación de la magnitud a medir en una señal eléctrica, como son:

- ✓ **Pasivos.** Los sensores pasivos son los que necesitan un aporte de energía externa.
  - **Resistivos.** Los sensores resistivos son los que transforman la variación de la magnitud a medir en una variación de su resistencia eléctrica.
  - **Capacitivos.** Los sensores capacitivos son los que transforman la variación de la magnitud a medir en una variación de la capacidad de un condensador.
  - **Inductivos.** Los sensores inductivos son los que transforman la variación de la magnitud a medir en una variación de la inductancia de una bobina.
- ✓ **Activos.** Los sensores activos son los que son capaces de generar su propia energía, son llamados sensores generadores.





*Figura N<sup>o</sup> 2.11* Esquema de Instrumentación y Control de Procesos  
*Elaborado por:* El Investigador

Se puede observar en la figura 2.11, un esquema representativo de un Sistema de Instrumentación y Control, se miden las variables de la planta por medio de sensores, los mismos que entran a la computadora para ser monitoreados y con el fin de que la planta o proceso sea controlado por medio de las variables manipulables.

Una de las nuevas tendencias en la instrumentación es la **Instrumentación Virtual**, la idea es sustituir y ampliar elementos "hardware" por otros "software", para ello se emplea un procesador que ejecute programas específicos, este programa se comunica con los dispositivos para configurarlos y leer sus medidas. Las ventajas de la instrumentación virtual son que es capaz de automatizar las medidas, procesamiento de la información, visualización y actuación remotamente, etc.

## **2.5 Hipótesis**

El deficiente control del aterrizaje de influye en el correcto funcionamiento de los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV) en el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE) de la Ciudad de Ambato.

**Variable Independiente.** Sistema Electrónico

**Variable Dependiente.** Control de Aterrizaje de Emergencia

## **CAPÍTULO III**

### **MARCO METODOLÓGICO**

#### **3.1 Enfoque**

El trabajo investigativo del Sistema Electrónico para el Control del Aterrizaje de los UAV tuvo un enfoque Cualitativo, ya que la tecnología usada permite avanzar cualitativamente alcanzando así las metas propuestas, y Cuantitativo puesto que en primera instancia se controló el aterrizaje de emergencia a un Vehículo Aéreo No Tripulado (UAV) de media longitud y a nivel global se puede llegar a la implementación en UAV's de gran longitud y en aviones comerciales.

#### **3.2 Modalidad Básica de Investigación**

##### **3.2.1 Bibliográfica o Documental**

La Fundamentación Científica de las variables, se la ejecutó a través de manuales relacionados al control del aterrizaje de los vehículos aéreos no tripulados obtenidos del Centro de Investigación y Desarrollo de la FAE, libros y sitios web referentes al tema.

##### **3.2.2 De Campo**

La Investigación fue de campo porque se acudió al Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE) de la Ciudad de Ambato para determinar las falencias del control de aterrizaje existentes y de esta manera

se logró proponer una solución al deficiente control de aterrizaje de los vehículos aéreos no tripulados.

### **3.2.3 Aplicada**

El trabajo se realizó en base a los conocimientos aprendidos durante la formación académica en la universidad, aplicando específicamente la teoría relacionada con sistemas electrónicos y comunicación inalámbrica, también todo lo relacionado con la investigación y realizando la vinculación de la teoría con la práctica.

### **3.2.4 Experimental**

El trabajo investigativo comprendió una investigación experimental ya que en los primeros ensayos se puso a prueba el sistema electrónico de control del aterrizaje que tal vez cambie paralelamente con los avances tecnológicos del Centro de Investigación y de la electrónica en general y así poder mejorar cada día más y obtener perfección en los trabajos realizados.

## **3.3 Tipo o Nivel de Investigación**

- ✓ **Exploratorio.** El problema de la deficiencia en el control de aterrizaje en los UAV requirió una investigación previa al planteamiento de la solución ya que fue desconocido en un contexto particular.
  
- ✓ **Descriptivo.** Para plantear el Sistema Electrónico de Control para los UAV se clasificó los elementos del sistema, estructuras y diseños tanto electrónicos como de aviónica, modelos de comportamientos como por ejemplo carreteo de la nave en tierra y de vuelo en el aire, además requirió de conocimientos avanzados para su desarrollo.

### 3.4 Población y Muestra

Para la Población y Muestra, en el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE) de la Ciudad de Ambato se encuentran sus Autoridades como Administradores y Jefes de Área, así como también los empleados de las distintas áreas de trabajo con sus respectivos ayudantes y reemplazos, como se muestra en la Tabla 3.1.

Directo del Proyecto en el CIDFAE	1
Oficiales Investigadores	4
Ingenieros Investigadores	3
Técnicos de Aviación	5
<b>Total</b>	<b>13</b>

*Tabla 3.1* Detalle Población y Muestra  
*Elaborado por:* El Investigador

La muestra del proyecto se desarrolló con el cien por ciento de la población por ser pequeña.

### 3.5 Métodos y Técnicas de la Investigación

**Deductivo – Inductivo.** La Inducción fue un modo de razonar de dos formas:

- a) De lo particular a lo general
- b) De una parte a un todo

Fue ir más allá de lo evidente, la generalización de los eventos fue un proceso que sirve de estructura a todas las ciencias experimentales, ya que se basó (en principio) en la observación de un fenómeno (un caso particular) y posteriormente se realizó investigaciones y experimentos que condujeron a la generalización.

La Deducción fue un tipo de razonamiento de dos formas:

- a) De lo general a lo particular
- b) De lo complejo a lo simple

La experiencia depende de los sentidos y de la memoria.

**Analítico – Sintético.** En el Método Analítico implicó el análisis, esto fue la separación de un todo en sus partes o en sus elementos constitutivos, se apoyó en que para conocer un fenómeno fue necesario descomponerlo en sus partes.

En el Método Sintético implicó la síntesis, es decir la unión de elementos para formar un todo.

**Observación.** Mediante la observación se detectó problemas que causan el deficiente control del aterrizaje de los vehículos aéreos no tripulados y se recogieron datos para su posterior análisis e interpretación que permitió llegar a conclusiones y a la toma de decisiones.

**Entrevista.** Es la comunicación oral y escrita que se mantuvo con el personal del área de Aviónica y Electrónica del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana durante toda la realización del proyecto investigativo con el fin de obtener datos relevantes para el proyecto.

**Encuesta.** Es una técnica de recolección de información por escrito que se mantuvo con el personal del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana, para lo cual los informantes respondieron a preguntas previamente realizadas.

### 3.6 Operacionalización de las Variables

**Independiente:** Sistema Electrónico

Conceptualización	Dimensiones	Indicadores	Items	Técnica / Instrumento
<p>Un Sistema Electrónico es un conjunto de dispositivos electrónicos activos y pasivos que sirven para realizar una acción específica interactuando entre sí para obtener un resultado, teniendo el propósito de generar, transportar o modificar señales electrónicas o eléctricas.</p>	Dispositivos electrónicos	Servomotores	¿Los UAV tienen control de aterrizaje?	<b>C U E S T I O N A R I O / E N C U E S T A</b>
	Transmisión	Paracaídas	¿Existen equipos con tecnología avanzada aplicados en los UAV?	
	Recepción	Transmisores		
	Datos	Receptores		
	Enlace	Software	¿Existe suficientes materiales para implementar un sistema electrónico?	
		Hardware		
	Terrestre			

	Inalámbrico	Radiofrecuencia  Radiocontrol	¿Es el personal capacitado frecuentemente para realizar proyectos de largo alcance?	
--	-------------	-------------------------------------	---	--

**Tabla 3.2** Operacionalización de la Variable Independiente

*Elaborado por:* El Investigador

**Dependiente:** Control de Aterrizaje de Emergencia

Conceptualización	Dimensiones	Indicadores	Items	Técnica / Instrumento
El Control de Aterrizaje de Emergencia es la integración de subsistemas tanto Electrónico y Mecánico, como Hardware y Software que forman la Interfaz Hombre Máquina (HMI) y sirve para supervisar mediante datos obtenidos el vuelo y	Subsistemas  Electrónica  Mecánica  Hardware  Software  Interfaz Máquina Hombre  Supervisión	Control Remoto  Eagle Tree Systems  Computador  Sensoramiento  GPS  Micropiloto  Radiofrecuencia	¿Existe el suficiente control de los UAV?  ¿La HMI cumple su trabajo con satisfacción?  ¿Es óptimo el sensoramiento existente en los prototipos UAV?	<b>CUESTIONARIO / ENCUESTA</b>



aterrizaje de un UAV.	Datos  Vuelos  Aterrizaje	Radiocontrol  Telemetría  Estación de Mando y Control en Tierra	¿Se permite conocer los sistemas integrados de los UAV que adquirió el País?	
-----------------------	---------------------------------------	---	--	--

**Tabla 3.3** Operacionalización de la Variable Dependiente

*Elaborado por:* El Investigador

### 3.7 Recolección De La Información

<b>PREGUNTAS BÁSICAS</b>	<b>EXPLICACIÓN</b>
¿Para qué?	Para alcanzar los objetivos de la investigación.
¿De qué personas u objetos?	Personal del Centro de Investigación y Desarrollo de la FAE.
¿Sobre qué aspectos?	Constelación de ideas de las variables
¿Quién?	<b>Investigador:</b> Jácome Joao
¿Cuándo?	En 6 meses a partir de la aprobación.
¿Dónde?	Ciudad Ambato
¿Cuántas veces?	Las necesarias
¿Qué técnicas de recolección?	Observación, Entrevista y Encuesta
¿Con qué?	Cuestionarios

**Tabla 3.4** Plan de Recolección de Información

*Elaborado por:* El Investigador

### **3.8 Procesamiento De La Información y Análisis e Interpretación De Resultados.**

- ✓ Revisión crítica de la información solicitada, limpieza de información defectuosa, contradictoria, incompleta, no permitente, etc.
- ✓ Repetición de la recolección para corregir fallas de discusión.
- ✓ Tabulación o cuadros según variables de la hipótesis.
- ✓ Cuadros estadísticos según la encuesta y la entrevista.

El Análisis de los resultados se realizó destacando tendencias relacionadas fundamentalmente con los objetivos e hipótesis, por ejemplo la interpretación de los resultados porcentual, gráficos y estadísticamente con apoyo del marco teórico, en el aspecto pertinente y la redacción o establecimiento de conclusiones y recomendaciones.

## **CAPÍTULO IV**

### **ANÁLISIS E INTERPRETACIÓN DE RESULTADOS**

Los resultados fueron conseguidos en base a la encuesta realizada al personal aerotécnico del área de producción que consta de 8 personas, cada una con diferentes especialidades y a la entrevista realizada tanto a los Ingenieros y Oficiales Investigadores de las áreas de Aviónica y Mecánica, como los Ingenieros Asesores externos del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana.

De la encuesta y entrevista se adquirieron criterios respecto al diseño, construcción, implementación y pruebas de funcionamiento tanto de los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV's), como de su Sistema de Recuperación de Emergencia.

El objetivo importante del Sistema de Recuperación de Emergencia es el de recuperar la ingeniería aplicada en el proceso de validación de un prototipo UAV.

## ENCUESTA AL PERSONAL AEROTÉCNICO DEL ÁREA DE PRODUCCIÓN DEL CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA.

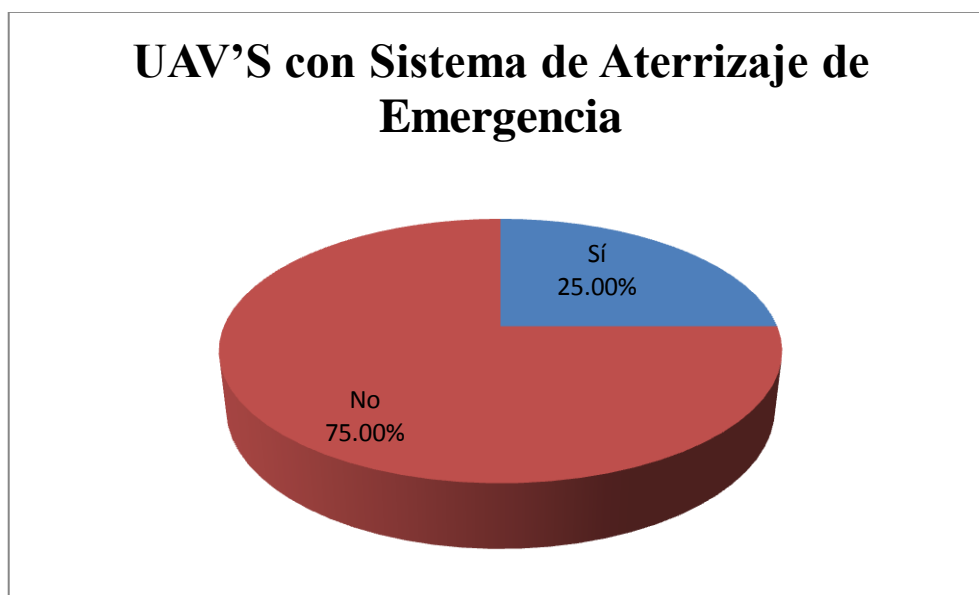
En el anexo 1 se detalla la encuesta realizada, que fue ejecutada el día jueves 03 de mayo del 2012 a 8 personas (Personal Aerotécnico del CIDFAE), obteniendo los siguientes resultados:

### 1. ¿Los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV's) tienen algún sistema de control de aterrizaje de emergencia?

ITEM	NÚMERO	PORCENTAJE (%)
Sí	2	25,00
No	6	75,00
<b>TOTAL</b>		100,00

*Tabla 4.1* Resultado Porcentual, UAV'S con Sistema de Aterrizaje de Emergencia

*Elaborado por:* El Investigador



*Figura 4.1* Resultado Gráfico, UAV'S con Sistema de Aterrizaje de Emergencia

*Elaborado por:* El Investigador

Como se puede observar en la tabla y figura 4.1, el 75% de las personas encuestadas tiene el conocimiento claro de que no existe un sistema eficiente del

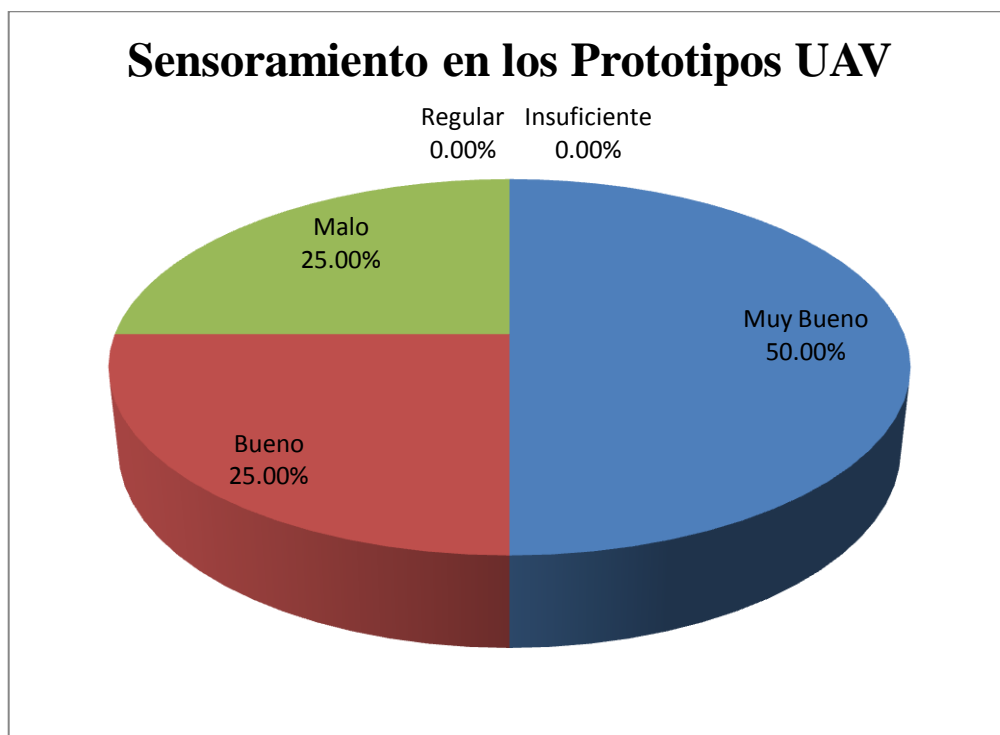
control del aterrizaje de emergencia de los UAV's, ya que el único existente es el control manual y por medio de este no se cumplen todas las necesidades requeridas por el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana.

**2. ¿Cómo califica el sensoramiento existente en los prototipos UAV del CIDFAE?**

ITEM	NÚMERO	PORCENTAJE (%)
Muy Bueno	4	50,00
Bueno	2	25,00
Malo	2	25,00
Regular	0	0,00
Insuficiente	0	0,00
<b>TOTAL</b>		100,00

*Tabla 4.2* Resultado Porcentual, Sensoramiento en los Prototipos UAV

*Elaborado por:* El Investigador



*Figura 4.2* Resultado Gráfico, Sensoramiento en los Prototipos UAV

*Elaborado por:* El Investigador

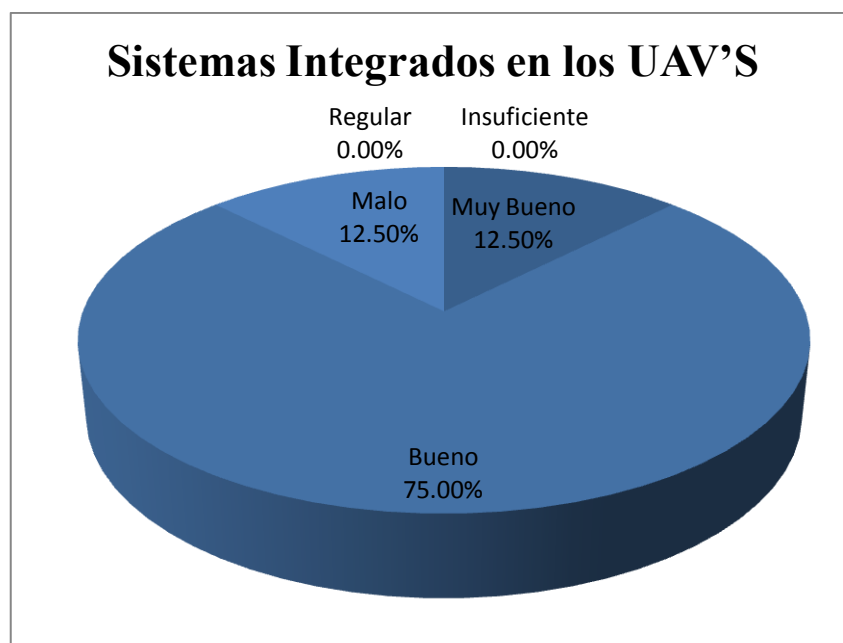
Se puede apreciar en la tabla y figura 4.2, que entre el 50% y el 75% de la población indica que existe un buen sensoramiento en los UAV's, pero existe un 25% que no comparte la misma tendencia, esto quiere decir que se debe mejorar la telemetría por parte del área de Instrumentación, ayudando así también al sistema de emergencia, ya que es primordial tener los datos en tiempo real del vuelo del avión y poder considerar de mejor manera el accionamiento del paracaídas, previniendo así las etapas críticas de vuelo del avión.

**3. ¿Cómo califica la implementación de los diferentes sistemas integrados en los UAV del CIDFAE?**

ITEM	NÚMERO	PORCENTAJE (%)
Muy Bueno	1	12,50
Bueno	6	75,00
Malo	1	12,50
Regular	0	0,00
Insuficiente	0	0,00
<b>TOTAL</b>		<b>100,00</b>

*Tabla 4.3* Resultado Porcentual, Sistemas Integrados en los UAV'S

*Elaborado por:* El Investigador



*Figura 4.3* Resultado Gráfico, Pregunta #3 de la Encuesta

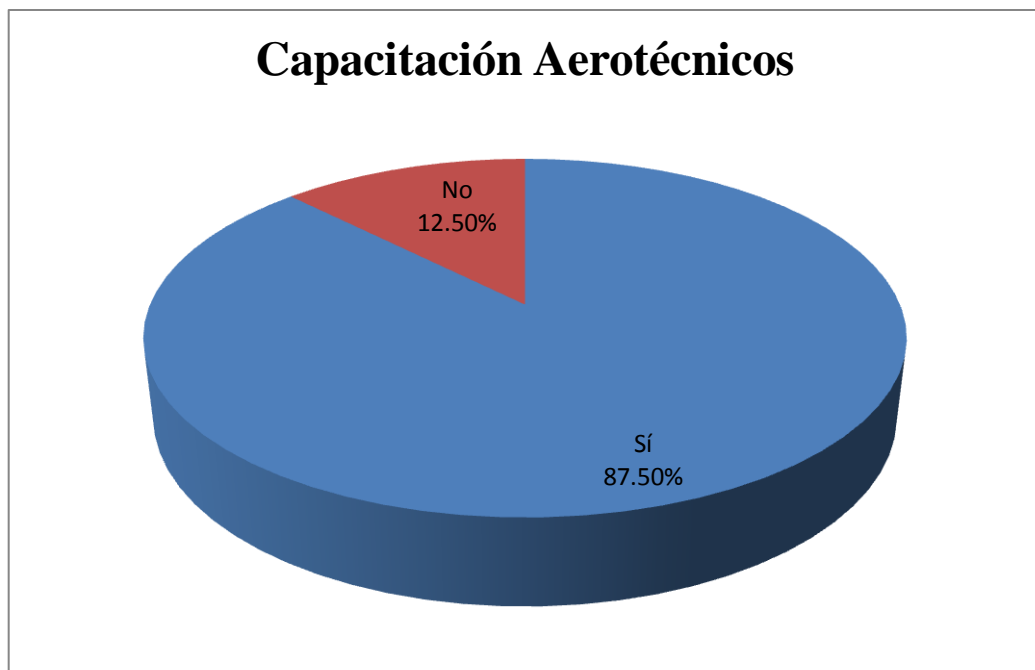
*Elaborado por:* El Investigador

En la tabla y figura 4.3, se observa que el 87,50% de las personas está conforme con la implementación de los diferentes sistemas integrados, ya que existe la confiabilidad y la profesionalidad en la ejecución de los mismos, los cuales llegan a tener grandes prestaciones para el correcto funcionamiento de los UAV's y gracias al sistema de emergencia se conserva la implementación de los sistemas integrados en el caso de un escenario crítico de vuelo.

**4. ¿Es el personal de aerotécnicos capacitado para realizar proyectos de largo alcance?**

ITEM	NÚMERO	PORCENTAJE (%)
Sí	7	87,50
No	1	12,50
<b>TOTAL</b>		100,00

*Tabla 4.4* Resultado Porcentual, Capacitación Aerotécnicos  
*Elaborado por:* El Investigador



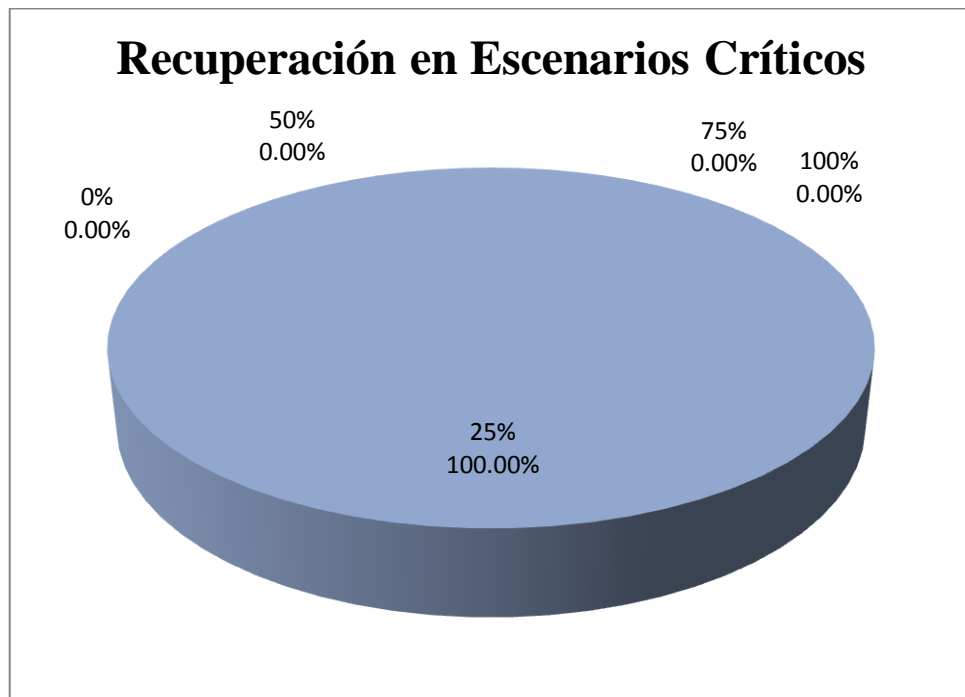
*Figura 4.4* Resultado Gráfico, Capacitación Aerotécnicos  
*Elaborado por:* El Investigador

El personal del Centro de Investigación y Desarrollo de la FAE de la ciudad de Ambato, tanto militar como civil, tienen la gran oportunidad de recibir capacitaciones en el extranjero, es decir aproximadamente de cada 8 personas, 7 personas, como se muestra en la tabla y figura 4.4 salen del país a prepararse y reforzar conocimientos en áreas específicas.

**5. ¿En el caso de escenarios críticos de una aeronave, es decir en el caso de un estrellamiento, que porcentaje de recuperación tiene la misma?**

ITEM	NÚMERO	PORCENTAJE (%)
100%	0	0,00
75%	0	0,00
50%	0	0,00
25%	8	100,00
0%	0	0,00
<b>TOTAL</b>		100,00

**Tabla 4.5** Resultado Porcentual, Recuperación en Escenarios Críticos  
*Elaborado por:* El Investigador



**Figura 4.5** Resultado Gráfico, Recuperación en Escenarios Críticos  
*Elaborado por:* El Investigador



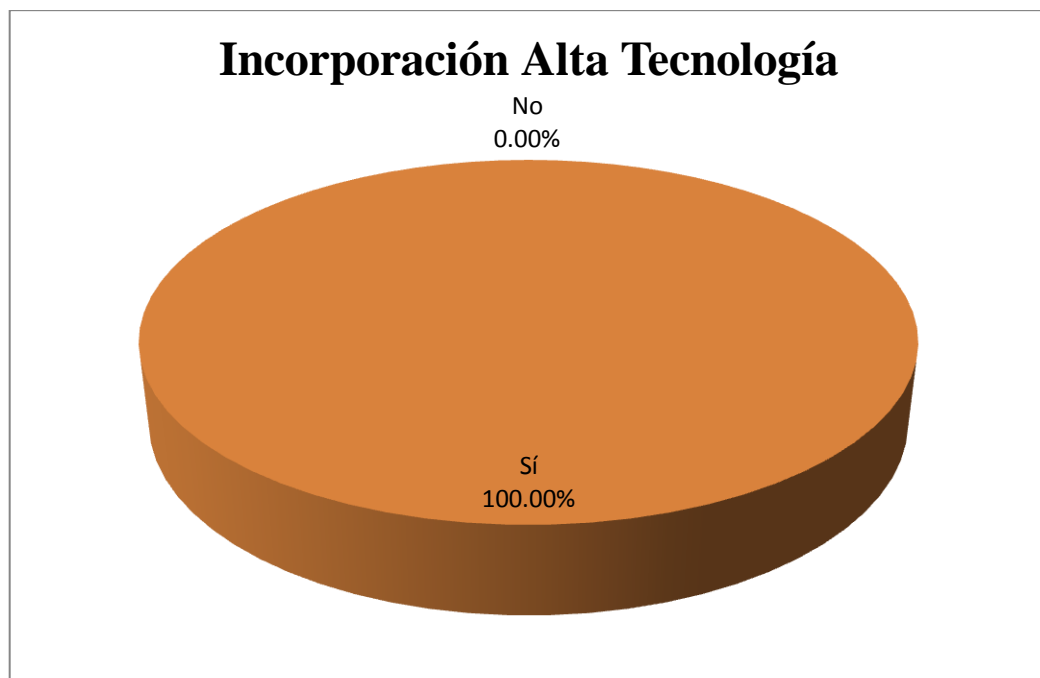
Es claro que si un UAV tiene escenarios críticos de vuelo de los cuales no se puede recuperar tanto en modo automático como en manual, y que el mismo no tenga un sistema de aterrizaje de emergencia para su recuperación, el avión seguramente entra en un estado de estrellamiento inminente, al ocurrir dicha colisión se puede recuperar en un 25%, como se muestra en la tabla y figura 4.5, que es muy bajo debido al gran impacto dado, por el aumento de los parámetros de vuelo en estos casos.

**6. ¿Existen equipos de alta tecnología incorporados en los UAV del CIDFAE?**

ITEM	NÚMERO	PORCENTAJE (%)
Sí	8	100,00
No	0	0,00
<b>TOTAL</b>		100,00

*Tabla 4.6* Resultado Porcentual, Incorporación Alta Tecnología

*Elaborado por:* El Investigador



*Figura 4.6* Resultado Gráfico, Incorporación Alta Tecnología

*Elaborado por:* El Investigador

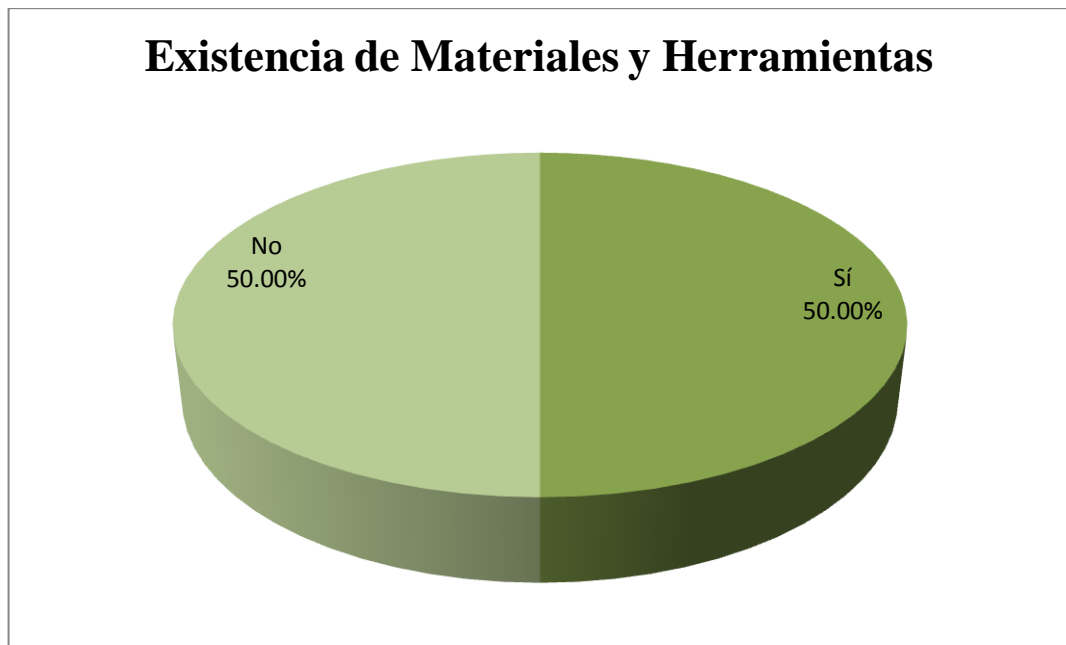
La tabla y figura 4.6 muestran que el 100% de la población está de acuerdo que los UAV's que está produciendo el CIDFAE, debido a la implementación de los sistemas integrados de las diferentes áreas en una misma planta, como son: Telecomunicaciones, Instrumentación, Guiado Navegación y Control, Energía, Main Computer, Sistema de Emergencia, etc., adquiere una gran tecnología que necesita ser salvaguardada en el peor de los casos de vuelo de un UAV que es el estrellamiento inminente.

**7. ¿Existen los suficientes materiales y herramientas para implementar sistemas electrónicos y aeronáuticos en el CIDFAE?**

ITEM	NÚMERO	PORCENTAJE (%)
Sí	4	50,00
No	4	50,00
<b>TOTAL</b>		100,00

*Tabla 4.7* Resultado Porcentual, Existencia de Materiales y Herramientas

*Elaborado por:* El Investigador



*Figura 4.7* Resultado Gráfico, Existencia de Materiales y Herramientas

*Elaborado por:* El Investigador

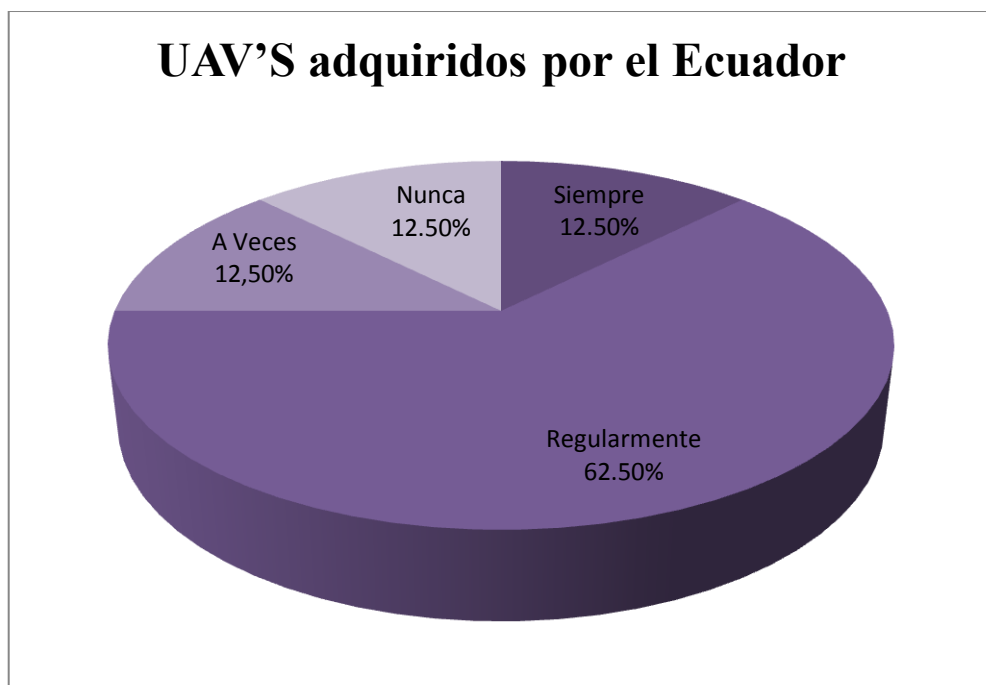
En algunos casos, los trabajos realizados en el CIDFAE son entregados a tiempo, ya que existen las herramientas y materiales específicas para ese trabajo, pero como se indica en la tabla y figura 4.7 el 50% de las personas encuestadas, hay labores que necesitan de herramientas especiales y necesarias para cumplir dicho trabajo, debido a este inconveniente el proyecto tiene un retraso de tiempo, el cual no es recuperable ya que los proyectos deben seguir avanzando.

**8. ¿Se puede acceder a los sistemas integrados que tienen los UAV's adquiridos por el Ecuador?**

ITEM	NÚMERO	PORCENTAJE (%)
Siempre	1	12,50
Regularmente	5	62,50
A Veces	1	12,50
Nunca	1	12,50
<b>TOTAL</b>		<b>100,00</b>

**Tabla 4.8** Resultado Porcentual, UAV'S adquiridos por el Ecuador

*Elaborado por:* El Investigador



**Figura 4.8** Resultado Gráfico, UAV'S adquiridos por el Ecuador

*Elaborado por:* El Investigador

El 62,50% de la población como se indica en la tabla y figura 4.8, informa que regularmente se puede acceder a los UAV's adquiridos por el país, esto muestra que no se da una completa apertura a la investigación de los mismos y no se puede realizar una inspección de sus sistemas integrados, con esto existe un retraso en la solución de problemas de la construcción en general de un UAV en el CIDFAE.

## **ENTREVISTA A LOS INGENIEROS INVESTIGADORES, OFICIALES INVESTIGADORES DE LAS ÁREAS DE AVIÓNICA Y MECÁNICA Y ASESORES DEL CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA.**

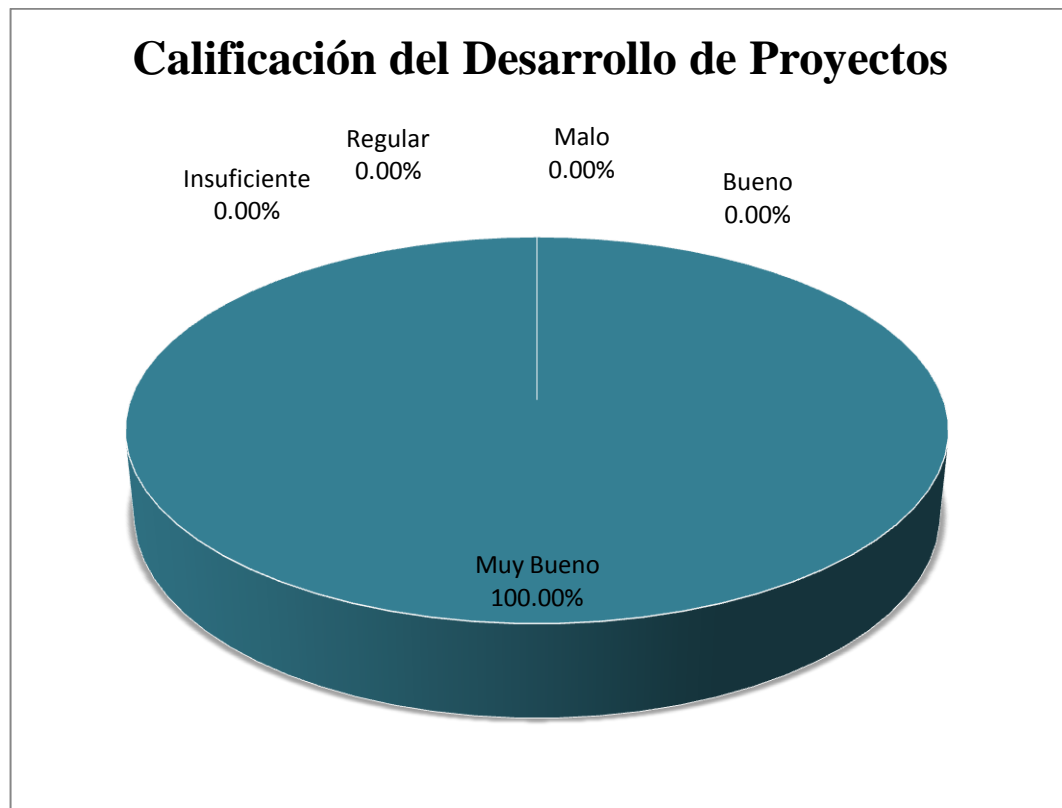
En el anexo 2 se detalla la entrevista realizada, que fue ejecutada el día jueves 03 de mayo del 2012 a 10 personas (Personal de Ingenieros, Oficial y Asesores del CIDFAE), obteniendo los siguientes resultados:

### **1. ¿Cuánto tiempo trabaja usted en el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana?**

La mayoría de los oficiales investigadores encargados de las diferentes áreas tanto en Electrónica como en Mecánica, han trabajado en el CIDFAE desde los inicios del proyecto hace 4 años, eso quiere decir que, han continuado con una línea de investigación progresiva desde sus inicios y que ahora muestra sus frutos con las validaciones de los proyectos de investigación.

En cuanto a los Ingenieros Investigadores y los Asesores, han ido incorporándose esporádicamente desde hace 3 años aproximadamente, siendo los coautores principales para el correcto funcionamiento de los proyectos realizados y convirtiéndose así en el recurso humano fundamental y necesario para el CIDFAE.

2. ¿Usted como Oficial Investigador, Ingeniero Investigador y/o Asesor, como califica el desarrollo de los proyectos en el CIDFAE?



**Figura 4.9** Resultado Gráfico, Calificación del Desarrollo de Proyectos  
*Elaborado por:* El Investigador

La figura 4.9 muestra que el 100% de las personas consideradas Investigadoras, como son Oficiales, Ingenieros y Asesores, están en total acuerdo en que el desarrollo de los proyectos que está en sus manos es totalmente beneficioso para el CIDFAE en primera instancia y para el país entero, ya que con el correcto desarrollo de los proyectos el Ecuador está avanzando tecnológicamente y así poder llevar a cabo la el desarrollo de software y hardware nacionales, dejando de depender de equipos extranjeros.

### **3. ¿Cuáles son los procesos a seguir según su perspectiva para la implementación de un Vehículo Aéreo No Tripulado?**

Los procesos a seguir son una convergencia de responsabilidades de cada área con su respectivo orden de desarrollo:

- ✓ Desarrollar la planificación en base a los objetivos propuestos y a las ideas planteadas y conceptualizadas.
- ✓ Estudios profundizados del funcionamiento de los sistemas aéreos no tripulados (UAV – UAS).
- ✓ Realizar la investigación previa de las posibilidades del diseño mecánico para construir a los mismos perfeccionados y funcionales.
- ✓ Estudio de la teoría de control automático y su intervención en una planta que tiene un grado de dificultad alto para su modelación matemática para su desarrollo en estabilidad.
- ✓ Proveer de una célula en los diseños de los UAV's para la instalación de los equipos electrónicos de control y de comunicaciones.
- ✓ Construir un airframe o fuselaje de acuerdo a las especificaciones y requerimientos con objetivo a la estabilidad aerodinámica tales como de velocidad lenta, de bajo stall y dócil con el viento.
- ✓ Aplicación de las características, funcionamiento, ventajas y desventajas de los UAV's.
- ✓ Desarrollar el vuelo de la aeronave en modo RC (Radio Controlado), para comprobar la estabilidad.
- ✓ Instalar el equipo Autopiloto en la aeronave, configurar y calibrar las PID's hasta obtener una estabilización en modo automático del UAV.
- ✓ Realizar el proceso de introducción de nuevas tecnologías y equipos extranjeros.
- ✓ Pruebas de campo de la aeronave configurada en modo automático – UAV.
- ✓ Finalizar el prototipo con prestaciones de uso local y verificar sus limitaciones y beneficios.

- ✓ Confirmar la validación del prototipo para sus respectivos usos.
- ✓ Presentar actualizaciones del proyecto final con las mejoras de las prestaciones.

**4. ¿Cuáles son los beneficios de implementar un sistema de aterrizaje de emergencia para la correcta recuperación de un UAV en los escenarios más críticos de vuelo?**

El sistema de emergencia de un UAV es la última operación a utilizar para la recuperación adecuada de la aeronave, cuando otras maniobras de rescate especialmente manuales intervenidas por el radio control no funcionan en las escenas críticas de vuelo o siniestros, es por esto que se distinguen los beneficios a comparación del resto de sistemas incorporados, como son:

- ✓ Permite recuperar los equipos electrónicos de control y de comunicaciones.
- ✓ Salvaguardar la vida de terceras personas involucradas en los accidentes aéreos de UAV's.
- ✓ Reducir considerablemente las consecuencias de los accidentes, tanto económicos como bienes materiales, y de recursos humanos.
- ✓ Se obtiene el menor daño de todos los sistemas a bordo en los posibles escenarios de falla de los mismos.
- ✓ Es importante poseer un sistema de emergencia durante los ajustes de los vuelos de la aeronave en modo automático.
- ✓ Es el último recurso para recuperar la aeronave y evitar cualquier tipo de accidentes en las zonas aledañas.
- ✓ Evita la destrucción total de los sistemas y subsistemas más sensibles de la aeronave e impide los gastos por reconstrucción o pérdida total.



**5. ¿Según su punto de vista, que requerimientos son necesarios para la correcta implementación del sistema de emergencia en los UAV's?**

Existen diferentes criterios para la implementación del sistema de emergencia, de los cuales se adquiere la importancia vital del mismo, como son:

- ✓ Realizar un estudio total en donde intervenga el sistema, es decir de la aeronave, de la zona en donde se va aterrizar, tipos de accionamiento y características de apertura.
- ✓ Determinar un paracaídas eficiente y adecuado que cumpla correctamente su misión, es decir que sea de rápido despliegue, de lento descenso y probado bajo condiciones de peso del prototipo.
- ✓ Correcto diseño tanto electrónico como mecánico.
- ✓ Colocación de las líneas de resistencia del paracaídas en puntos correctos del avión como es en el centro de gravedad y la adecuada sujeción al fuselaje.
- ✓ Diseño eficiente y eficaz del sistema de accionamiento.
- ✓ Obtener un sistema de comunicación fiable para la activación del sistema.
- ✓ Apropia instrumentación de las variables físicas (ambientales) y las variables propias de la nave (RPM's del motor, niveles y flujos de combustible, etc.) para descubrir los posibles escenarios críticos de una aeronave.
- ✓ Realizar pruebas de funcionamiento, accionamiento y resistencia del sistema durante los vuelos de prueba.

**6. ¿Cuáles son las suficientes condiciones de vuelo para que un UAV pueda realizar su procedimiento normal tanto en despegue, vuelo normal en crucero y aterrizaje?**

Las condiciones de vuelo pueden variar en cada momento, las óptimas para que un UAV se desempeñe de manera normal no son muy frecuentes y de ningún

modo será el mismo que otros anteriores, constando así características para cada vuelo, tales como:

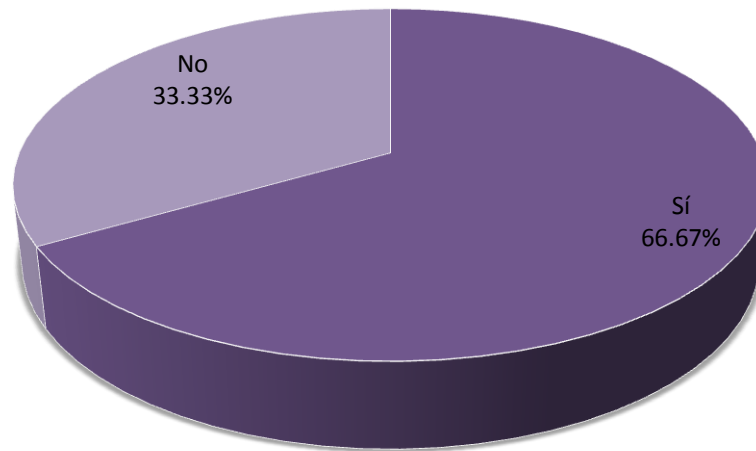
- ✓ Un UAV debe volar con las mismas condiciones meteorológicas que un avión tripulado, por ejemplo la temperatura, viento y densidad del aire de acuerdo al perfil aerodinámico de la aeronave.
- ✓ La velocidad óptima del viento puede ser menor a 5 nudos y beneficiarse de un clima frío para evitar los vientos térmicos.
- ✓ El UAV debe tener un pre vuelo y un post vuelo regularmente.
- ✓ Poseer todos los sistemas de recuperación y de emergencia en perfecto funcionamiento.
- ✓ Lograr un correcto control de las superficies de vuelo de la aeronave y obtener los enlaces de comunicación funcionales.

**7. ¿Existen los suficientes materiales y herramientas para implementar sistemas electrónicos y aeronáuticos en el CIDFAE?**

ITEM	NÚMERO	PORCENTAJE (%)
Sí	4	66,67
No	2	33,33
<b>TOTAL</b>		100,00

*Tabla 4.9* Resultado Porcentual, Existencia de Materiales y Herramientas  
*Elaborado por:* El Investigador

## Existencia de Materiales y Herramientas



**Figura 4.10** Resultado Gráfico, Pregunta #7 de la Entrevista  
*Elaborado por:* El Investigador

Como muestran la tabla 4.9 y figura 4.10, el 33,33% de las personas entrevistadas indica que no existen los suficientes materiales y herramientas para implementar los sistemas electrónicos y aeronáuticos, lo que ocasiona una pérdida de tiempo, ya que se realizan trabajos fuera de las instalaciones del CIDFAE y no existe la suficiente supervisión del mismo y tampoco la entrega total para el desarrollo de los proyectos.

### **8. ¿Qué estrategias son utilizadas para la implementación de los diferentes sistemas integrados en los UAV?**

Los sistemas y subsistemas a bordo de un UAV, se forman integrados por medio de un servidor central que adquiera, procese y ejecute los datos necesarios para la EMCT, las estrategias utilizadas en el CIDFAE son:

- ✓ Realizar un amplio estudio científico sobre los sistemas.
- ✓ Diseño y construcción de acuerdo a las necesidades y requerimientos planteados.

- ✓ Realizar pruebas de comprobación y desempeño en los laboratorios en forma individual.
- ✓ Integrar los sistemas en la aeronave y verificar su funcionamiento.
- ✓ Lograr una estabilidad aeronáutica, propulsión confiable de la aeronave, adquirir una electrónica y comunicación redundante y compatible.
- ✓ Ejecutar la corrección eficiente de errores en los sistemas y reducir los problemas de integración de los mismos.
- ✓ Realizar el proceso de validación y la entrega oficial con los manuales para usuarios futuros.

**9. ¿En qué parámetros tanto electrónicos, mecánicos como aeronáuticos incide la construcción del sistema de aterrizaje de emergencia en los UAV's?**

Cada área de trabajo tiene sus propias características para supervisar la construcción y la implementación del sistema de emergencia, que al final convergen en su total funcionamiento, las áreas de interés y sus características son:

**Electrónica.**

- ✓ Utilización de canales de comunicación para enviar señales de emergencia al avión y a la EMCT.
- ✓ Incorporar la alimentación adecuada en base al consumo de energía para el funcionamiento en cualquier situación.
- ✓ Investigación sobre la interferencia de frecuencias, ya que es activado por comunicación inalámbrica, es decir comunicaciones fiables.
- ✓ Los sistemas electrónicos deben tener cajas de protección contra interferencias electromagnéticas, contra la exposición a altas gravedades y a la humedad.

## **Mecánica.**

- ✓ Implementación del paracaídas en el centro de gravedad del avión.
- ✓ Optimizar la velocidad de acción del paracaídas.
- ✓ Dimensiones del sistema de emergencia acordes a la estructura del avión.
- ✓ Construcción de sistemas antiestáticos y anti vibración producida por el motor del avión.

## **Aeronáutica.**

- ✓ Peso y Balance para una correcta aproximación y un buen descenso.
- ✓ Paracaídas con gran fiabilidad y resistencia para la correcta recuperación de la aeronave.
- ✓ Diseño del sistema bajo los escenarios más críticos de la aeronave.

### **10. ¿Cuáles son las características para identificar los posibles escenarios críticos de un vuelo de un UAV con la posibilidad del colapso de la aeronave?**

Es importante conocer las características para identificar los posibles escenarios críticos de una aeronave y así poder emplear la activación del sistema de emergencia, las cualidades son:

- ✓ Inestabilidad de la aeronave.
- ✓ Ingreso al estado de “barrena” o “stall”, que básicamente son la pérdida de sustentación o insuficiencia de potencia del motor.
- ✓ Fallas de telecomunicaciones para tener la estimación del lugar del accionamiento del paracaídas.
- ✓ Apagado inesperado del motor.
- ✓ Errores en los equipos electrónicos debido por ejemplo a la pérdida de energía.
- ✓ Pérdida de propulsión de la aeronave debido a condiciones climáticas.

- ✓ Error en los diseños y construcción de la parte estructural del avión.
- ✓ Pérdida de radio control manual de la aeronave.
- ✓ Mal funcionamiento del sistema de Guiado, Navegación y Control (GNC).
- ✓ Golpes involuntarios de la aeronave con obstáculos.

## CAPÍTULO V

### CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

#### 5.1 Conclusiones

- ✓ No existe un sistema eficiente del control del aterrizaje de emergencia de los Vehículos Aéreos No Tripulados.
- ✓ El resultado de los escenarios críticos de vuelo de un UAV, de los cuales el mismo no se puede recuperar tanto en automático como en manual y sin sistema de emergencia de recuperación, alcanza el 75% de los daños materiales y físicos de la aeronave.
- ✓ No existen los suficientes materiales para la completa construcción e implementación de los sistemas integrados, por ende también del sistema de emergencia y esto se convierte en una limitante ya que se torna dificultoso la entrega a tiempo de los proyectos.
- ✓ La información adquirida por parte de los UAV's que el Ecuador tiene en su poder es muy baja y limitada, lo que ocasiona un gran retraso en la búsqueda de soluciones e investigaciones específicas.
- ✓ Para el completo desarrollo de los proyectos existen procesos específicamente detallados, es decir cada área sigue un orden de procesos técnicos que se complementan con los demás de cada área.
- ✓ Determinar un paracaídas eficiente y adecuado que cumpla correctamente su misión, es decir que sea de rápido despliegue, de lento descenso y probado bajo condiciones de peso del prototipo.

## 5.2 Recomendaciones

- ✓ Investigar a fondo sobre los diferentes sistemas de aterrizaje de emergencia de los Vehículos Aéreos No Tripulados.
- ✓ Comprobar que el sistema de emergencia tenga grandes prestaciones independientemente del tipo de Vehículo Aéreo No Tripulado a utilizar.
- ✓ Otorgar los suficientes materiales y herramientas para la completa realización de los proyectos y así solucionar los problemas suscitados a tiempo.
- ✓ Exigir las visitas continuas para conocer el tipo de tecnología existente en los UAV's adquiridos por el país.
- ✓ Respetar los procesos detallados de cada área, ya que así no se interrumpe el desarrollo general del proyecto.
- ✓ Realizar un estudio total en donde intervenga el sistema, es decir, de la aeronave, de la zona en donde se va aterrizar, tipos de accionamiento y características de apertura.
- ✓ Conocer las características para identificar los posibles escenarios críticos de una aeronave y así poder emplear la activación del sistema de emergencia.



## CAPÍTULO VI

### PROPUESTA

#### 6.1 Datos Informativos

**Tema.** Sistema Electrónico para el control del Aterrizaje de Emergencia de los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV) del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE) de la Ciudad de Ambato.

**Institución.** Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE)

**Beneficiarios.** Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE)

**Ubicación.** Izamba, Sector Aeropuerto Chachoán – Ambato

#### Equipo de Trabajo.

- ✓ **Director del CIDFAE.** Crnl. Emt. Avc. Edgar Jaramillo Parrales
- ✓ **Jefe del Área de Aviónica.** Capt. Víctor Enríquez, Ing.
- ✓ **Asesor Especialista.** Ing. Jorge Duque C.
- ✓ **Colaboradores Técnicos.** Personal Aerotécnico del Área de Aviónica, Taller Electrónico y del Área de Producción.
- ✓ **Tutor de Tesis.** Ing. Geovanni Brito, M. Sc.
- ✓ **Autor.** Sr. Joao Sebastián Jácome Aguiño.

## **6.2 Antecedentes de la Propuesta**

En el transcurso del desarrollo de la investigación, el CIDFAE ha trabajado para mejorar las situaciones desfavorables y críticas que se presentan a lo largo de las pruebas y ensayos de los diferentes proyectos realizados, conjuntamente con personal especializado se han realizado mejoras para solucionar los problemas suscitados.

En las aeronaves prototipos del proyecto UAV (Unmanned Aerial Vehicle) del CIDFAE, existe un control de aterrizaje manual, que son procedimientos para un aterrizaje de emergencia que no satisfacen todos los requerimientos necesarios para la recuperación completa de una aeronave, de tal manera que se ha buscado una solución efectiva para poder solucionar los problemas con el control del aterrizaje de emergencia.

Debido a la gran atención prestada por parte del CIDFAE, su personal y el ejecutor de este trabajo, se ha logrado integrar la comunicación inalámbrica con un sistema electrónico de control y de esta manera poder controlar el aterrizaje de emergencia y recuperar la aeronave en puntos críticos de vuelo.

El análisis del problema se lo realizó por medio de entrevistas, encuestas a los aerotécnicos y observando los vuelos de los prototipos y sus etapas críticas, por medio de las autoridades del CIDFAE, es decir con los oficiales encargados de cada área se pudo conocer las necesidades en el desarrollo del proyecto y se pudo detectar las falencias en el control del aterrizaje de emergencia, por lo que nace la necesidad de implementar un sistema electrónico que facilite la recuperación del aeromodelo.



Sin embargo la falta de suministros necesarios tanto humanos como materiales, han ocasionado que ésta no progrese con regularidad, provocando la inestabilidad en los proyectos realizados y la limitada búsqueda de soluciones a los problemas causados en las pruebas de funcionamiento.

Con el objetivo de impulsar la investigación sobre las nuevas tecnologías existentes y la posibilidad de migrar a alguna de ellas, se propone la creación de un sistema electrónico para el control del aterrizaje de emergencia, donde se plantea la adecuada recuperación de una aeronave mediante un código DTMF (Dual Tone Multi Frequency) enviado en tierra empleando los procedimientos de seguridad necesarios cuando exista un escenario crítico de vuelo.

## **6.4 Objetivos**

### **6.4.1 Objetivo General**

- ✓ Implementar un Sistema Electrónico para el control del Aterrizaje de Emergencia de los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV) del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE) de la Ciudad de Ambato.

### **6.4.2 Objetivos Específicos**

- ✓ Optimizar el uso de la tecnología existente de los sistemas electrónicos de los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV).
- ✓ Garantizar el mejoramiento de los diseños de los sistemas de control del aterrizaje de emergencia de los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV).
- ✓ Otorgar la correcta recuperación en los escenarios críticos de vuelo de Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV).

## 6.5 Análisis de Factibilidad

El estudio de factibilidad, es una etapa importante en el desarrollo del proyecto de investigación, que se refiere a la disponibilidad de los recursos necesarios para llevar a cabo los objetivos y metas señalados.

El estudio incluye los objetivos, alcances y restricciones sobre el sistema, a partir de esto, se crean soluciones alternativas para el nuevo sistema, analizando para cada una de éstas, diferentes tipos de factibilidades.

Los tipos de factibilidades son:

- ✓ **Factibilidad Técnica.** Si existe o está al alcance la tecnología necesaria para realizar el sistema.
- ✓ **Factibilidad Económica.** Es la relación beneficio costo.
- ✓ **Factibilidad Operacional u Organizacional.** Si el sistema puede funcionar completamente según los requerimientos necesarios.

### 6.5.1 Factibilidad Técnica

En el CIDFAE existen los recursos necesarios para el diseño y la construcción del Sistema de Emergencia como herramientas, conocimientos, capacitaciones, habilidades y experiencia entregada por los Oficiales Investigadores, Aerotécnicos y el Investigador, que son necesarios para efectuar las actividades y procesos que requiere el proyecto de investigación.

También existen los elementos y materiales tangibles, los recursos técnicos actuales son suficientes ya que existe la partida presupuestaria correspondiente a los requerimientos y necesidades del sistema, tales como:

- ✓ Mejora del sistema actual.
- ✓ Tecnología existente.

### **6.5.2 Factibilidad Económica**

El CIDFAE tiene los recursos económicos y financieros necesarios para desarrollar y llevar a cabo las actividades y procesos del Sistema de Emergencia, y para obtener los recursos básicos considerados tales como el costo del tiempo, el costo de la realización y el costo de adquirir nuevos recursos.

La factibilidad económica es el elemento más importante ya que a través de él se solventan las demás carencias de otros recursos.

### **6.5.3 Factibilidad Operacional**

En la elaboración de los proyectos realizados en el CIDFAE interviene todo el personal, ya sea directo o indirectamente, como son:

- ✓ El Coordinador del Centro de Investigación y Desarrollo de la FAE.
- ✓ Oficiales Investigadores encargados de cada área.
- ✓ Ingenieros Investigadores de cada área, que son el pilar fundamental de cada proyecto respectivamente.
- ✓ Personal Aerotécnico que son los encargados de la implementación.

Todo el personal son los que intervienen en las actividades y procesos, que depende de los recursos humanos que participen durante la operación del proyecto.

Durante la etapa de implementación se identificaron todas aquellas actividades que son necesarias para lograr los objetivos y se evaluó y determinó todo lo necesario para llevarla a cabo.

## 6.6 Fundamentación

### 6.6.1. Descripción de Elementos y Fundamentación Teórica

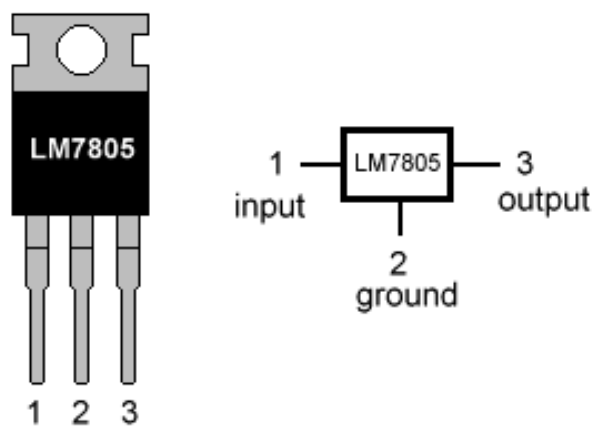
#### 6.6.1.1. Circuito Integrado LM7805 – Regulador de Tensión

Son circuitos diseñados y construidos para entregar una tensión fija a una carga, en el interior de un circuito integrado se encuentran diodos transistores, resistencias y condensadores en tamaños muy reducidos y conectados entre sí formando un circuito.

El regulador de tensión en circuito integrado tiene tres terminales, distribuidos de la siguiente manera:

- ✓ **Uno.** Es la entrada de tensión.
- ✓ **Dos.** Es el común tanto para la entrada como para la salida.
- ✓ **Tres.** Es la salida de tensión regulada.

En este caso se puede observar en la Figura 6.2 al regulador de tensión LM7805 con su diagrama de pines.



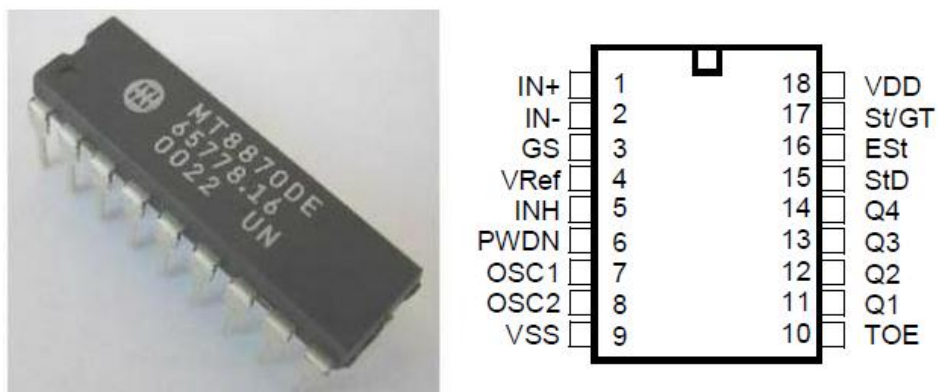
**Figura N<sup>o</sup> 6.2** Diagrama de Pines del CI LM7805  
*Elaborado por:* El Investigador

La tensión de entrada siempre es mayor a la tensión de salida en el caso del LM7805, “la tensión de entrada dado por el fabricante es de 35 a 40 Voltios máximo, entregando una corriente máxima de 1 Amperio y soporta consumos pico de hasta 2.2A.

Posee protección contra sobrecargas térmicas y contra cortocircuitos, que desconectan el regulador en caso de que su temperatura supere los 125°C. El LM7805 es un regulador de salida positiva es capaz de entregar 5 voltios positivos en corriente continua y una potencia de 65 W<sup>10</sup>

### 6.6.1.2. Circuito Integrado MT8870 – Decodificador de Tonos DTMF

DTMF son las siglas en inglés de *Dual Tone Multi Frequency*, que significa *Tonos Duales de Múltiples Frecuencias*, la Figura 6.3 muestra el diagrama de pines del circuito integrado MT8870 de 18 pines.



**Figura Nª 6.3** Diagrama de Pines del CI MT8870

**Elaborado por:** El Investigador

Una señal DTMF válida es la suma de dos frecuencias, una de un grupo bajo y la otra de un grupo alto, con cada grupo de frecuencias conteniendo cuatro tonos individuales, como muestra la tabla 6.1.

<sup>10</sup> Hoja de Datos – LM7805  
**3 – Terminal 1A Positive Voltage Regulator.**  
 (www.farichildsemi.com)



<b>Símbolo</b>		<b>Tono B [Hz]</b>			
		<b>1209</b>	<b>1336</b>	<b>1477</b>	<b>1633</b>
<b>Tono A [Hz]</b>	<b>697</b>	<b>1</b>	<b>2</b>	<b>3</b>	<b>A</b>
	<b>770</b>	<b>4</b>	<b>5</b>	<b>6</b>	<b>B</b>
	<b>852</b>	<b>7</b>	<b>8</b>	<b>9</b>	<b>C</b>
	<b>941</b>	<b>*</b>	<b>0</b>	<b>#</b>	<b>D</b>

*Tabla N<sup>o</sup> 6.1* Distribución de Frecuencias Duales

*Elaborado por:* El Investigador

Las frecuencias de los tonos fueron cuidadosamente seleccionadas de tal forma que sus armónicos no se encuentran relacionados y que los productos de su intermodulación produzcan un deterioro mínimo en la señalización.

Este esquema permite 16 combinaciones únicas. Diez de estos códigos representan los números del cero al nueve, los seis restantes (\*, #, A, B, C, D) son reservados para señalización especial. Los interruptores en los teclados telefónicos se encuentran organizados en una matriz, cada uno selecciona el tono del grupo bajo de su fila respectiva y el tono del grupo alto de su columna correspondiente.

El esquema de codificación DTMF asegura que cada señal contiene un solo componente de cada uno de los grupos de tonos alto y bajo. Esto simplifica de manera significativa la decodificación por que la señal compuesta DTMF puede ser separada con filtros pasa banda en sus dos componentes de frecuencia simples cada uno de los cuales puede ser manipulado de forma individual.

“Las teclas de función A, B, C y D son extensiones de las teclas normales (0-9, \*, #) y fueron diseñadas para los teléfonos militares norteamericanos Autovon, los nombres originales de estas teclas fueron FO (Flash Override), F (Flash), I (Immediate) y P (Priority) los cuales representaban niveles de prioridad y que podían establecer comunicación telefónica con varios grados de prioridad, eliminando otras conversaciones en la red.”<sup>11</sup>

<sup>11</sup> *Codificación y Decodificación DTMF*  
(<http://mural.uv.es/masimo/DTMF.html>)

Estos tonos son más comúnmente referidos como A, B, C y D respectivamente, todos ellos tienen en común 1633 Hz como su frecuencia o tono alto.

“Estas teclas de función son empleados principalmente en aplicaciones especiales tales como repetidores de radioaficionados para sus protocolos de comunicación y los módem, no han sido usados para el servicio público en general, y podría tomar años antes de que pudieran ser incluidas en aplicaciones tales como líneas de información al cliente.

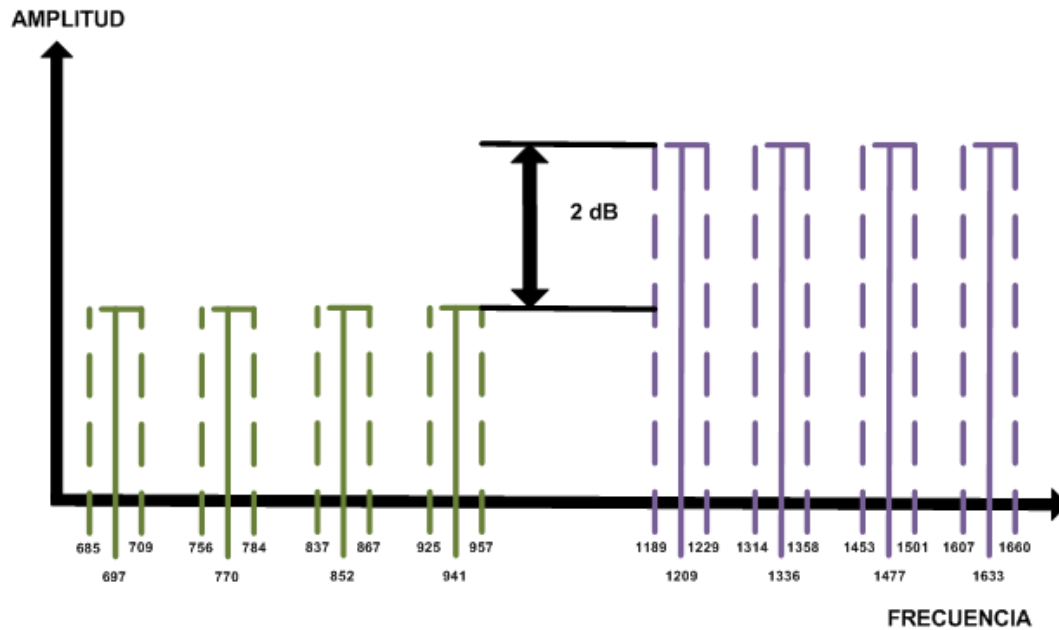
El esquema de marcado DTMF fue diseñado por los laboratorios BELL e introducido a los Estados Unidos a mediados de los años 60 como una alternativa para a la marcación por pulsos o rotatoria, ofreciendo incremento en la velocidad de marcado, mejorando la fiabilidad y la conveniencia de señalización de punto a punto.”<sup>12</sup>

DTMF es el sistema de señales usado en los teléfonos para el marcado por tonos, estos son el resultado de la suma algebraica en tiempo real de dos señales seno de diferentes frecuencias.

El sistema de señales DTMF son generadas por un codificador, y son la suma algebraica en tiempo real de dos tonos, uno de baja frecuencia y otro de alta, el tono alto normalmente es de + 1.5 % (2db) con respecto del tono bajo, como se muestra en la figura 6.4 para compensar pérdidas de señal en las largas líneas de conexión con la central telefónica.

---

<sup>12</sup> *Codificación y Decodificación DTMF*  
(<http://mural.uv.es/masimo/DTMF.html>)



**Figura N<sup>o</sup> 6.4** Espectro de las Señales DTMF  
*Elaborado por:* El Investigador

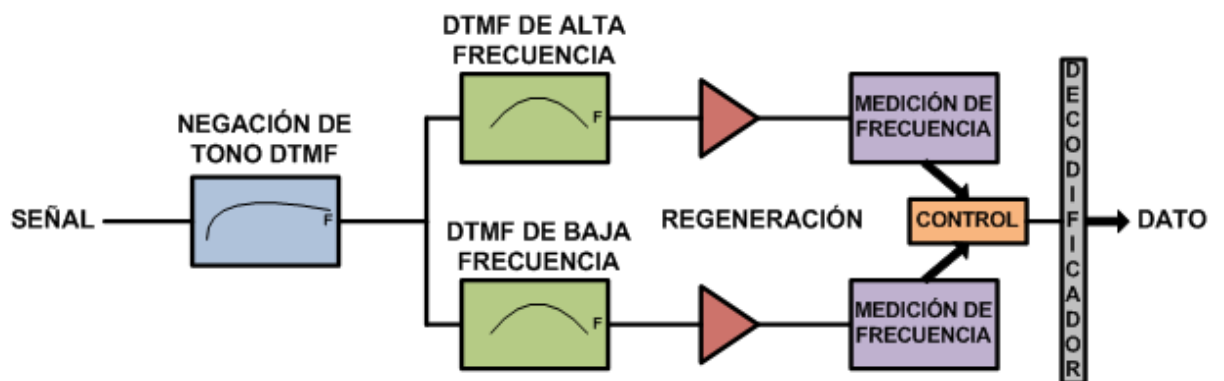
### Decodificación DTMF

Las especificaciones dadas por la ITU Q.24 para la detección DTMF son las siguientes:

- ✓ **Tolerancia a la Frecuencia.** Un símbolo válido DTMF debe tener una desviación en frecuencia dentro del 1.5% de tolerancia. Los símbolos con una desviación en frecuencia mayor al 3.5% deberán ser rechazados.
- ✓ **Duración de la Señal.** Un símbolo DTMF con una duración de 40ms debe ser considerado válido. La duración de la señal no debe ser menor de 23ms.
- ✓ **Atenuación de la Señal.** El detector debe trabajar con una relación señal – ruido (SNR) de 15db y en el peor caso con una atenuación de 26dB.
- ✓ **Interrupción de la Señal.** Una señal DTMF válida interrumpida por 10ms o menos no debe ser detectada como dos símbolos distintos.

- ✓ ***Pausa en la Señal.*** Una señal DTMF válida separada por una pausa de tiempo de al menos 40ms debe ser detectada como dos símbolos distintos.
- ✓ ***Fase.*** El detector debe operar con un máximo de 8dB en fase normal y 4dB en fase invertida.
- ✓ ***Rechazo al Habla.*** El detector debe operar en la presencia del habla rechazando la voz como un símbolo DTMF válido.

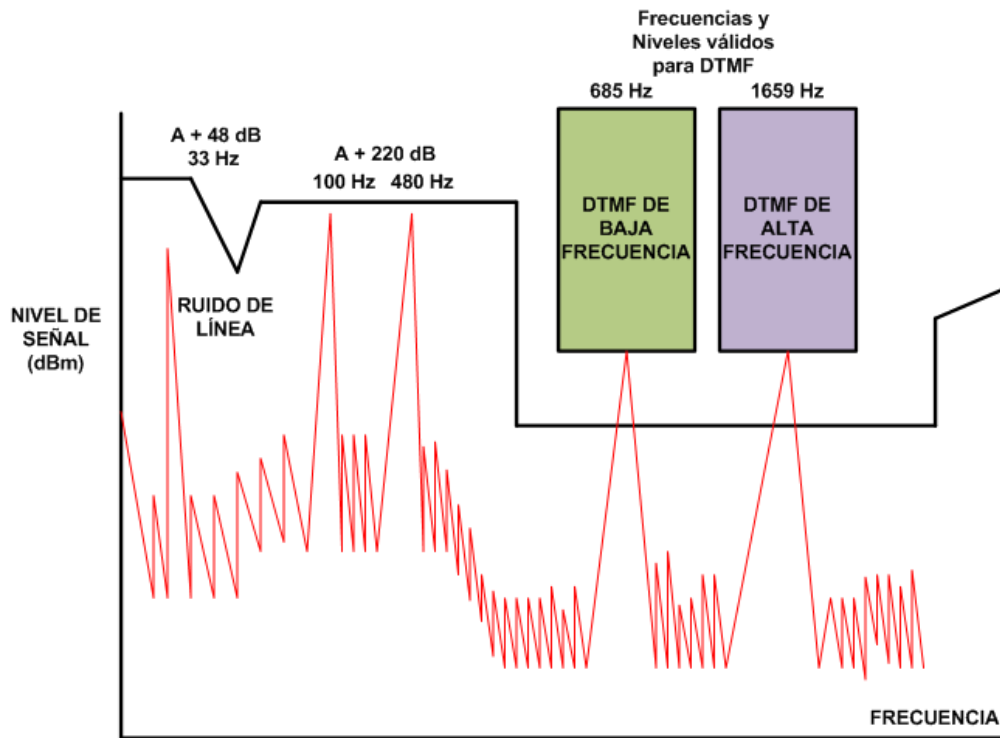
La división de frecuencias en los grupos alto y bajo simplifica el diseño de receptores DTMF como se muestra en la Figura 6.5.



**Figura Nª 6.5** Arquitectura de un Receptor DTMF  
*Elaborado por:* El Investigador

En este diseño cuando se encuentra conectado a una línea telefónica, receptor de radio o cualquier otra fuente de señal DTMF, el receptor filtra el ruido del tono, separa la señal en los componentes de grupos de alta y baja frecuencia para luego medir el cruce por cero promediando los periodos para producir la decodificación de un dígito.

Como se muestra en la Figura 6.6, la detección DTMF se puede complicar por la presencia de ruido de línea de 50/60 Hz, tonos de varias frecuencias, ruido aleatorio y otras fuentes de interferencia.



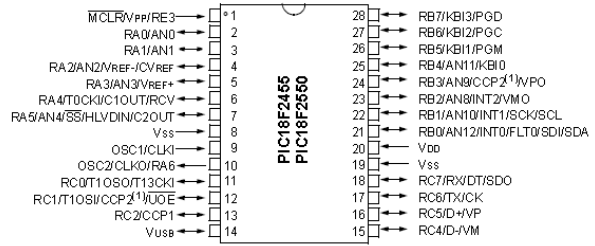
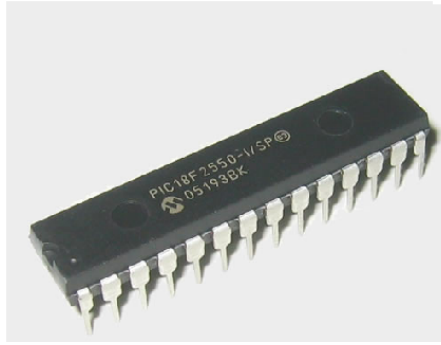
*Figura N<sup>o</sup> 6.6* Entorno de la señalización DTMF  
*Elaborado por:* El Investigador

### 6.6.1.3. PIC 18F2550 – Microcontrolador Programable

Un microcontrolador es un circuito integrado que contiene toda la estructura (arquitectura) de un CPU (Central Processing Unit), que es la unidad donde se ejecutan las instrucciones de los programas y se controla el funcionamiento de los distintos componentes del ordenador.

Tiene integrado un chip denominado microprocesador, una RAM (Random Access Memory), una ROM y puertos de entrada y salida.

El microcontrolador 18F2550 posee convertidores análogos a digital, temporizadores, contadores y un sistema para permitir la comunicación serial, y mediante puerto USB, en la figura 6.7 se observar el diagrama de pines del PIC.

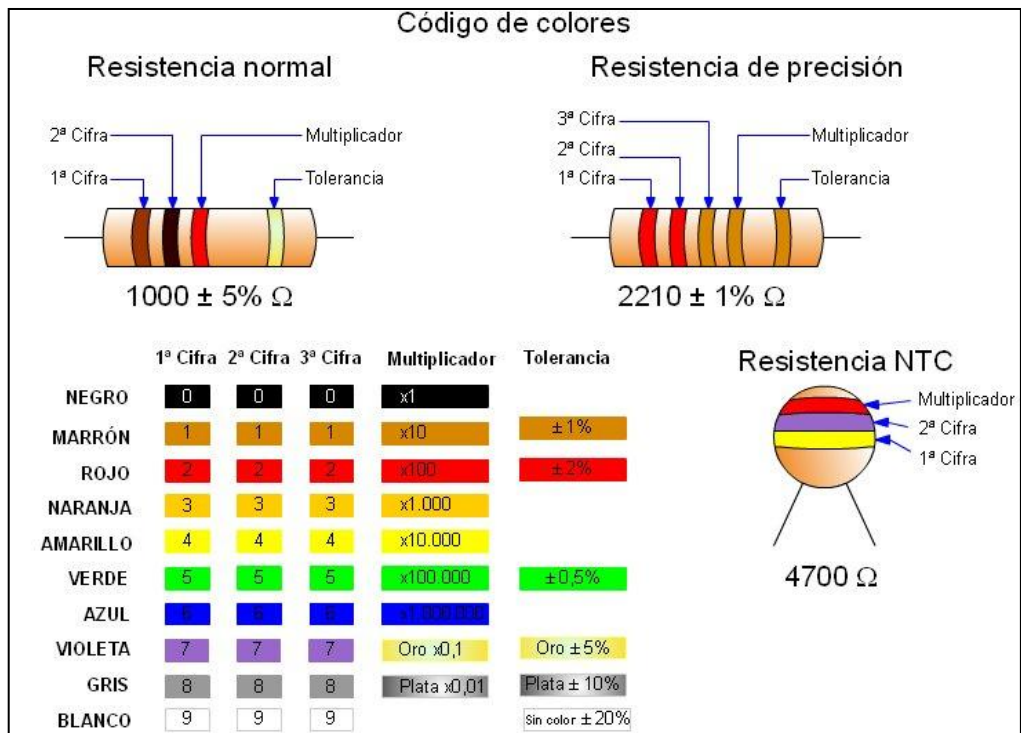


**Figura N<sup>o</sup> 6.7** Diagrama de Pines del PIC 18F2550  
*Elaborado por:* El Investigador

### 6.6.1.4. Resistencias

La resistencia es el elemento que más abunda en un circuito electrónico, con ella se puede aplicar a voluntad distintos voltajes partiendo de una misma fuente y así polarizar o alimentar los distintos elementos electrónicos que conforman un circuito electrónico.

Las hay de distintos tamaños, potencias y valores óhmicos como muestra la figura 6.8.



**Figura N<sup>o</sup> 6.8** Interpretación de una Resistencia  
*Elaborado por:* El Investigador

### 6.6.1.5. Capacitores o Condensadores

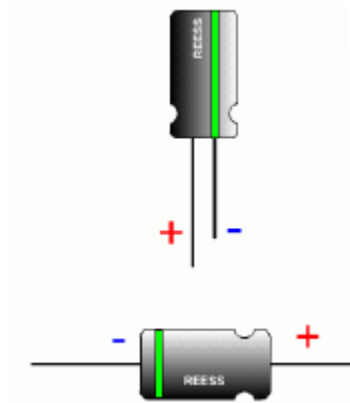
Se mide en Faradios (F) y sus submúltiplos, tales como microfaradios ( $1\mu F = 10^{-6} F$ ), nano faradios ( $1nF = 10^{-9} F$ ) y pico faradios ( $1pF = 10^{-12} F$ ).

Tienen características importantes, tales como:

- ✓ **Tensión de Trabajo.** Es el máximo voltaje que puede soportar un condensador, que depende del tipo y grosor del dieléctrico con que esté fabricado, si supera dicha tensión, el condensador puede explotar.
- ✓ **Tolerancia.** Igual que en las resistencias, se refiere al error máximo que puede existir entre la capacidad real del condensador y la capacidad indicada sobre su cuerpo.
- ✓ **Polaridad.** Los condensadores electrolíticos y en general los de capacidad superior a 1 $\mu$ F tienen polaridad (aplicar la tensión prestando atención a sus terminales positivo y negativo), al contrario que los inferiores a 1 $\mu$ F, a los que se puede aplicar tensión en cualquier sentido, los que tienen polaridad pueden explotar en caso de ser ésta la incorrecta.

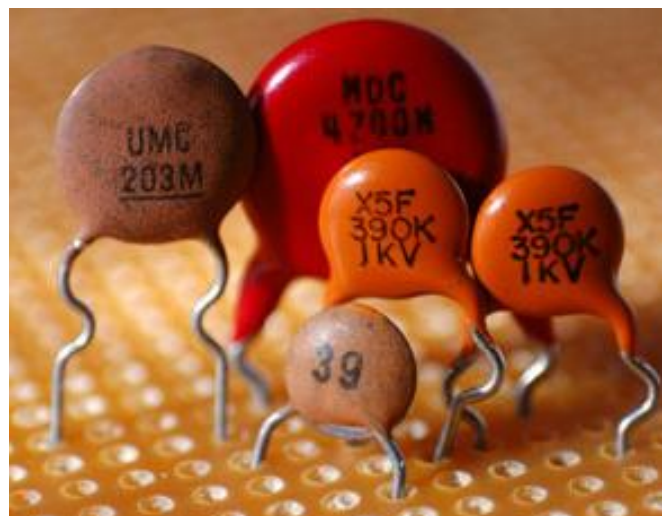
Los diferentes tipos de condensadores utilizados son:

- ✓ **Electrolíticos.** Su dieléctrico consiste en papel impregnado en electrolito, tienen polaridad, y una capacidad superior a 1 $\mu$ F, como se puede observar en la figura 6.9.



**Figura N<sup>o</sup> 6.9** Condensador Electrolítico  
*Elaborado por:* El Investigador

- ✓ **Cerámico.** Sus valores de capacidad están comprendidos entre 0.5pF y 47nF, en ocasiones llevan sus datos impresos en forma de bandas de color como muestra la figura 6.10.



**Figura N<sup>o</sup> 6.10** Condensadores Cerámicos  
*Elaborado por:* El Investigador

#### 6.6.1.6. Transistor 2N3904

El transistor es un dispositivo electrónico semiconductor que cumple funciones de amplificador, oscilador, conmutador o rectificador, el término "transistor" es la contracción en inglés de transfer resistor ("resistencia de transferencia").



El transistor consta de un sustrato (silicio) y tres partes que forman dos uniones bipolares, el emisor que emite portadores, el colector que los recibe o recolecta y la tercera, que está intercalada entre las dos primeras, modula el paso de dichos portadores (base), como se observa en la figura 6.11.



*Figura N<sup>o</sup> 6.11* Transistor 2N3904  
*Elaborado por:* El Investigador

El transistor es un dispositivo controlado por corriente y del que se obtiene corriente amplificada.

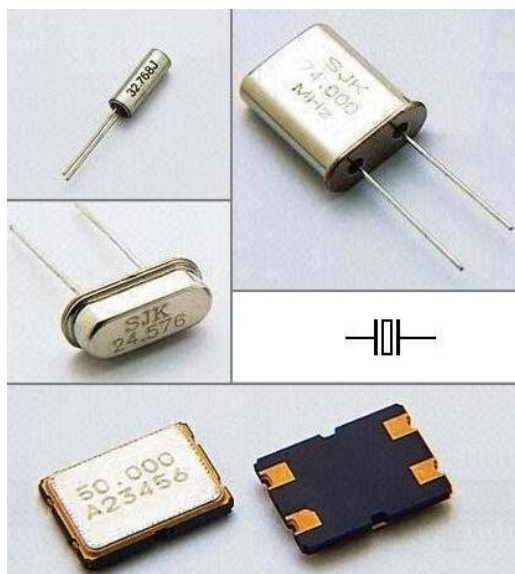
#### **6.6.1.7. Osciladores de Cristal**

Un oscilador de cristal es aquel elemento que incluye en su realimentación un resonador piezoeléctrico.

El oscilador de cristal se caracteriza por su estabilidad de frecuencia y pureza de fase, dada por el resonador, la frecuencia es estable frente a variaciones de la tensión de alimentación.

La dependencia con la temperatura depende del resonador, pero un valor típico para cristales de cuarzo es de 0'005% del valor a 25°C, en el margen de 0 a 70°C.

La figura 6.12 muestra los diferentes tipos de osciladores de cristal.



**Figura N<sup>o</sup> 6.12** Osciladores de Cristal  
*Elaborado por:* El Investigador

#### 6.6.1.8. Relay DC 5V – Relé de un pin común, 5 V a 10 A

Un relé permite utilizar una pequeña corriente para controlar una corriente grande, la bobina del relé tiene una resistencia relativamente alta y se requieren sólo una pequeña corriente eléctrica para realizar los contactos.

Los contactos están diseñados para transportar mucha más corriente de lo que se necesita para activar el relé.

En la figura 6.13 se puede observar un relé de 1 pin común, 5 Voltios a 10 Amperios.



**Figura N<sup>o</sup> 6.13** Relé de 1 Pin Común, 5 Voltios  
*Elaborado por:* El Investigador

Los términos contacto 'normalmente abierto' y 'normalmente cerrado' se refieren a un par de contactos en un relé o un interruptor.

## **6.7 Metodología. Modelo Operativo**

El trabajo realizado conjuntamente con el CIDFAE (Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana) demanda un gran desempeño tanto laboral como investigativo.

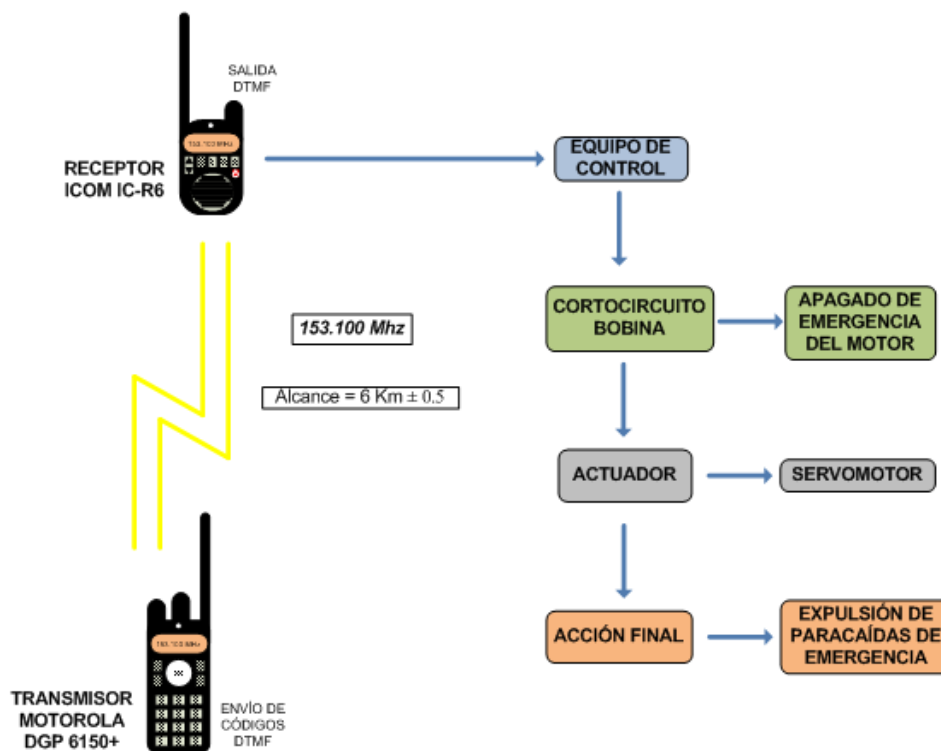
El CIDFAE ha sido la organización impulsadora de este proyecto ya que por medio de este se ha podido satisfacer las necesidades del control del aterrizaje de emergencia de los UAV (Vehículos Aéreos No Tripulados), y ha concedido los recursos suficientes para poder ejecutarlo, tales como:

- ✓ Equipos Inalámbricos Tecnológicos tales como: el Radio Portátil de dos vías con tonos DTMF de marca MOTOROLA modelo DGP 6150+ y el Radio Receptor Portátil de Comunicaciones IC – R6 de marca ICOM, Sistema de Supervisión de Datos en tiempo real y en memoria a través de sensores EAGLE TREE SYSTEMS – DATA RECORDER.
- ✓ Implementos Electrónicos para la construcción del hardware del sistema de control tales como: microcontroladores, cristales osciladores, decodificadores de tonos DTMF, servomotores y demás implementos tanto activos como pasivos.
- ✓ Suministro de una Computadora Portátil para la elaboración del software del sistema de control con programas adecuados al sistema tales como: software para la programación de PIC's MICROCHIP MPLAB C18 v8.6, elaboración de PCB's (Placas de Circuitos Impresas) Eagle Layout Editor 5.10.0, construcción de placas en 3D POV – Ray v3.62, Compilador de Programas de Diseño y Simulación Electrónica PROTEUS PROFESSIONAL 7.7, Software grabador de PIC's US – Burn v1.9 a3 con PIC – database v.18, Sistema de Supervisión de Datos en tiempo real y en

memoria a través de sensores EAGLE TREE SYSTEMS – DATA RECORDER .

- ✓ Construcción de cajas reductoras de interferencia y antivibración en fibra de carbono.
- ✓ Recubrimiento de fibra de vidrio de elementos necesarios para el sistema mecánico de activación, los cuales sufren el mayor desgaste.
- ✓ Capacitaciones constantes relacionadas al desarrollo del proyecto, tales como vibraciones del avión, sistema mecánico de activación del paracaídas, configuraciones de radios de comunicación, sistemas embebidos en programación gráfica.

La figura 6.14 muestra un diagrama de bloques del sistema completo y su funcionamiento mediante los códigos DTMF enviados en tierra.



**Figura Nª 6.14** Diagrama de Bloques Sistema de Emergencia  
*Elaborado por:* El Investigador

El Método de Validación del prototipo en construcción es un procedimiento proporcionado por el CIDFAE cumpliendo los siguientes pasos:

- ✓ Presentación de Diseños del Prototipo.
- ✓ Implementación del Sistema.
- ✓ Pruebas de Funcionamiento.
- ✓ Ajustes Finales.
- ✓ Validación del Prototipo Final.

Este procedimiento es detallado para cumplir con las necesidades del Sistema.

## **6.8 Diseño del Sistema**

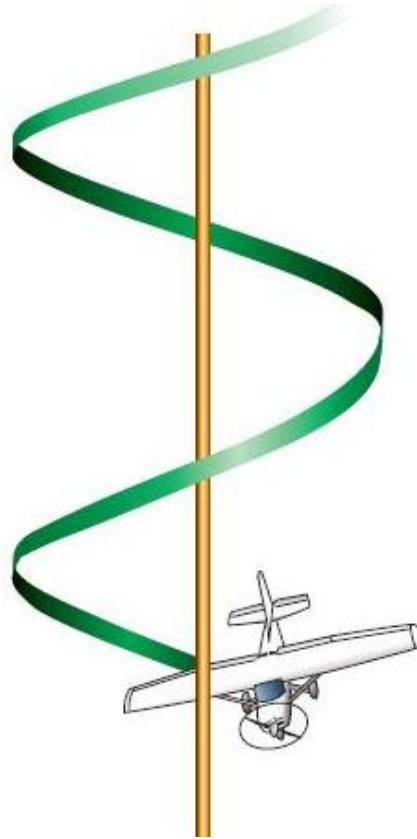
El diseño se realizó a través de una extensa investigación, ya que como es la integración de diversas tecnologías se necesita mucha preparación, la cual también se dio por medio del Centro de Investigación y Desarrollo de la FAE, dando cursos de preparación al personal de trabajo y al investigador.

A partir de las conclusiones obtenidas por medio de las encuestas y las entrevistas realizadas, nace la necesidad de diseñar un sistema de aterrizaje de emergencia de los UAV's que permite la correcta recuperación de una aeronave que se encuentre en las etapas críticas de vuelo.

En la figura 6.15 se puede apreciar una de las etapas críticas de vuelo en las que se puede encontrar un UAV, es la llamada "Barrena", que es la pérdida prolongada por el fallo en los motores y provocado por un descenso brusco de la velocidad, en la cual el avión cae en una posición de frente abajo describiendo una trayectoria helicoidal alrededor de su eje vertical.

En esta posición el motor puede acelerarse de manera abrupta y el avión puede caer sin tener la oportunidad de recuperarlo manualmente, ya que debido a la velocidad alta a la que se encuentra y a la trayectoria que describe, las superficies

de vuelo operadas por el radiocontrol no responden y es necesario activar el sistema de aterrizaje de emergencia.



*Figura N° 6.15* Etapa Crítica de Vuelo llamada “Barrena”  
*Elaborado por:* El Investigador

El diseño del Sistema de Aterrizaje de Emergencia constituye dos elementos importantes:

- ✓ Diseño Electrónico para la activación del sistema.
- ✓ Diseño Mecánico para la correcta apertura del paracaídas de emergencia

### **6.8.1 Diseño Electrónico del Sistema**

El diseño electrónico del sistema de aterrizaje de emergencia está realizado en base a los requerimientos y necesidades dadas por el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana.

El requerimiento importante dado por el CIDFAE es:

- Por medio de un código DTMF enviado en tierra a través de un radio transmisor portátil, activar un paracaídas de recuperación en un UAV como se observa en la figura 6.16, siendo necesaria en las etapas críticas de vuelo en las que no se pueda recuperar manualmente a la aeronave.

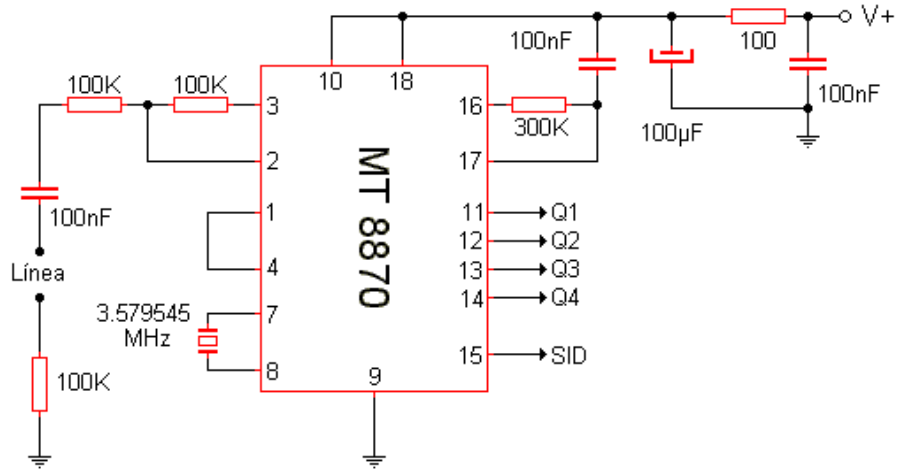


**Figura N<sup>a</sup> 6.16** Recuperación de un UAV mediante un paracaídas  
*Elaborado por:* El Investigador

Para solucionar esta necesidad dada por el CIDFAE se toma en cuenta la disponibilidad, ya que se verifica la existencia de los materiales utilizados tales como:

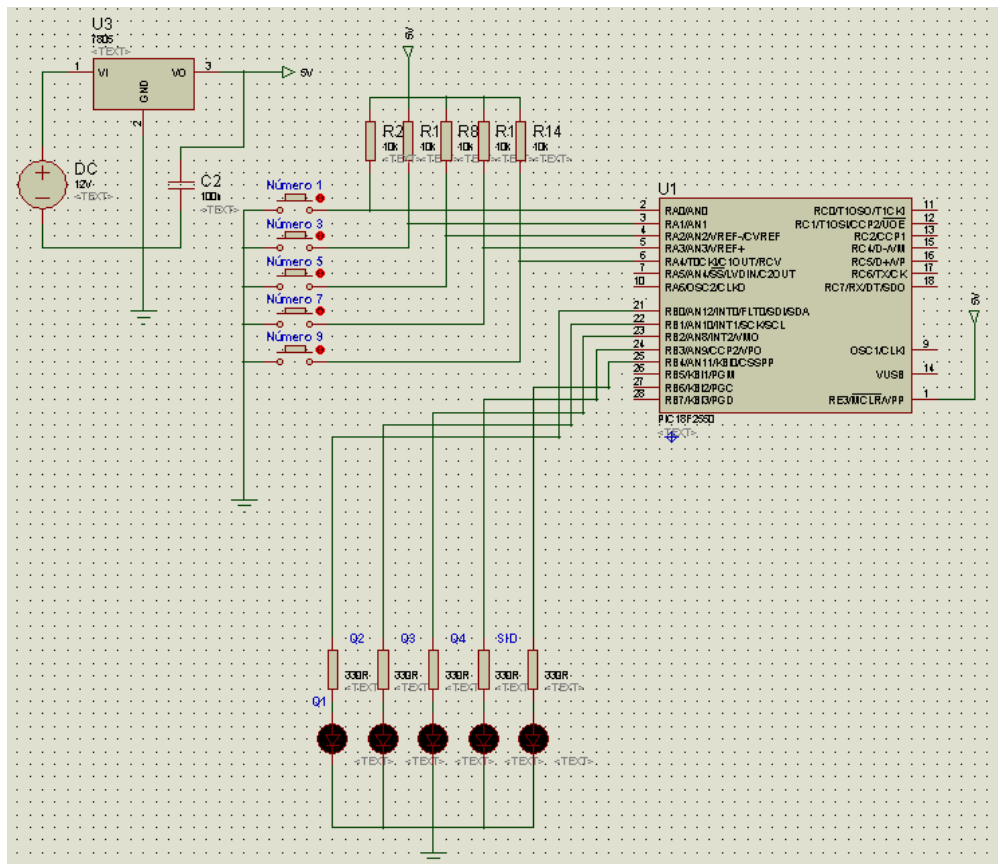
- ✓ Radio Portátil Transmisor de tonos DTMF.
- ✓ Radio Portátil Receptor de tonos DTMF.
- ✓ Circuito Integrado MT8870 que cumple la función de decodificador de tonos DTMF.
- ✓ Implementos electrónicos tanto en hardware como en software.

En primera instancia se procede a verificar los resultados de la investigación sobre el circuito integrado MT8870 que tiene la función de decodificador de tonos DTMF, realizando la implementación del circuito mostrado en la figura 6.17



**Figura N° 6.17** Circuito Decodificador de tonos DTMF  
*Elaborado por:* El Investigador

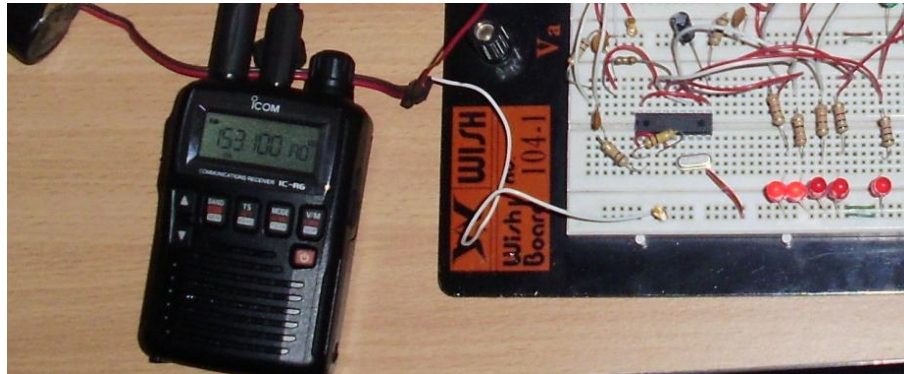
La figura 6.18 muestra la simulación del decodificador de tonos DTMF se lo realizó en el programa PROTEUS, programando un microcontrolador que cumpla sus funciones, ya que en el simulador no existe tal decodificador.



**Figura N° 6.18** Simulación Decodificador de tonos DTMF  
*Elaborado por:* El Investigador



Como se puede observar en la figura 6.19, la implementación para la verificación del circuito de decodificación de tonos DTMF se lo realizó en Protoboard o Placa de Pruebas.



**Figura N° 6.19** Implementación Decodificador de tonos DTMF

*Elaborado por:* El Investigador

Instalando todos los elementos necesarios y realizando las pruebas necesarias se obtiene la eficacia del circuito comprobando los resultados mostrados en la tabla 6.2.

TECLA	Q1	Q2	Q3	Q4
1	0	0	0	1
2	0	0	1	0
3	0	0	1	1
4	0	1	0	0
5	0	1	0	1
6	0	1	1	0
7	0	1	1	1
8	1	0	0	0
9	1	0	0	1
0	1	0	1	0
*	1	0	1	1
#	1	1	0	0
A	1	1	0	1
B	1	1	1	0
C	1	1	1	1
D	0	0	0	0

**Tabla 6.2** Código binario resultante de la codificación DTMF

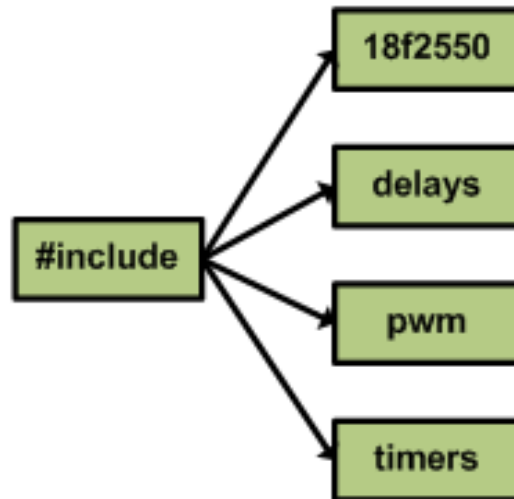
*Elaborado por:* El Investigador

La programación del PIC 18F2550 de la marca MICROCHIP se la realizo a través del software de MICROCHIP MPLAB C18 v8.6, el cual es un compilador para microcontroladores de la familia PIC 18FXXXX que permite la depuración a nivel de fuente.

La lógica de activación del Sistema de Emergencia tiene un código de verificación en un estado primario y tres secundarios ejecutados en la programación, los cuales son:

- ✓ **Estado Primario.** Código 1 & 3, en primera instancia realiza el apagado del motor por medio de la desactivación de emergencia, y existe una espera de 1.5 segundos y activa la expulsión del paracaídas.
- ✓ **Estado Secundario 1.** Código 7 & 9, realiza el apagado del motor por medio de la desactivación de emergencia.
- ✓ **Estado Secundario 2.** Código 3 & 7, realiza la expulsión del paracaídas sin apagar el motor (puede existir el caso de que el avión entre en estado crítico de vuelo causado por la falla del motor).
- ✓ **Estado Secundario 3.** Código 5, ejecuta la reposición del sistema a su estado original (uso exclusivamente para pruebas de funcionamiento).

El primer recurso de la programación es el encabezado que tiene las librerías a utilizar y los parámetros necesarios de la configuración del microcontrolador, como muestra las figuras 6.20 y 6.21.



*Figura Nª 6.20* Programación, Etapa de Cabecera  
*Elaborado por:* El Investigador



*Figura Nª 6.21* Programación, Configuraciones  
*Elaborado por:* El Investigador

Como se puede observar en el encabezado de programación las librerías utilizadas son:

- ✓ “*p18f2550.h*” – Es la librería principal del PIC 18F2550, que contiene la configuración por defecto del microcontrolador y los ficheros de definición de los registros internos.

- ✓ **“delays.h”** – Esta librería contiene los parámetros para la configuración de los retardos según la instrucción utilizada, son los ciclos de conteo de las rutinas de retardo.
- ✓ **“pwm.h”** – En esta librería se indican las configuraciones para las cuatro rutinas que puede entregar el microcontrolador en cada módulo PWM, como son:
  - **Rutina “OPEN”**. Configura el modo de PWM (Modulación por Ancho de Pulso) en una salida simple, establece el Periodo PWM especificado por la rutina, configura el pin de salida como CCPx y por ultimo inicia la operación de PWM.
  - **Rutina “SetDC”**. Configura el ciclo de trabajo como esta especificado en los parámetros de la rutina.
  - **Rutina “SetOutputPWM”**. Esta rutina tiene 2 parámetros: el “output\_config” que es la configuración de salida y el “pwm\_mode” que es el modo de salida de la señal PWM.
  - **Rutina “Close”**. Apaga la operación PWM y configura el pin CCpx a entrada.
- ✓ **“timers.h”** – Es la librería periférica de contadores de tiempo, se utiliza para mantener o modificar el valor del temporizador del microcontrolador, en este caso se utiliza para controlar la señal de salida de PWM.

La directiva **#pragma config** especifica los parámetros de configuración específicos del procesador, como se puede ver en el encabezado de la programación las configuraciones utilizadas son:

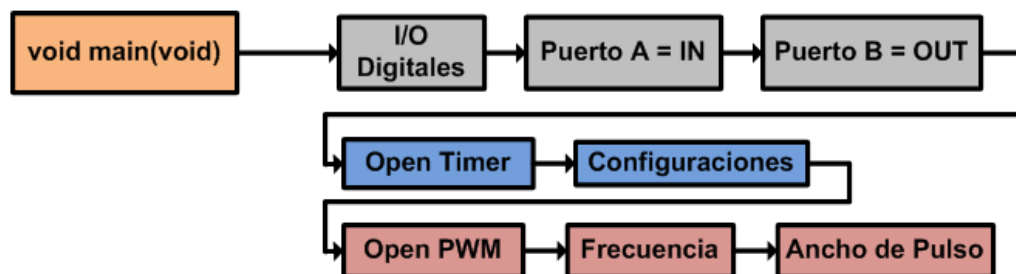
- ✓ **“FOSC=XT\_XT”**. Indica que se usa un oscilador para el microcontrolador externo.
- ✓ **“FCMEN=OFF”**. Desactiva el bit de seguridad contra fallos de la señal de reloj, se utiliza en sincronización.
- ✓ **“IESO=OFF”**. Desactiva la conmutación entre el oscilador interno y externo.

- ✓ **“CPUDIV=OSCI\_PLL2”**. Esta configuración establece al oscilador externo por defecto ya que en otras opciones se utiliza para comunicación USB con una PC.
- ✓ **“PWRT=ON”**. Es el bit de habilitación del temporizador para utilizar en la señal PWM.
- ✓ **“BOR=OFF”**. Desactivar el reseteo del microcontrolador por hardware y software.
- ✓ **“BORV=0”**. Activa el nivel de voltaje de reseteo del microcontrolador a nivel de TTL, pero como en la configuración anterior se encuentra desactivado el reseteo del PIC, no influye en tal acción.
- ✓ **“WDT=OFF”**. Desactiva el Watch Dog Timer que es un temporizador de seguridad para reiniciar el microcontrolador cuando exista una falla o un problema de software.
- ✓ **“WDTPS=32768”**. Indica la máxima velocidad de respuesta del Watch Dog Timer.
- ✓ **“LPT1OSC=OFF”**. Configura al Timer1 para operar en su mayor potencia para enviar la señal PWM.
- ✓ **“PBADEN=OFF”**. Configura a las 5 primeras entradas del puerto B (B0...B4) como entradas o salidas digitales después de reiniciar el microcontrolador.
- ✓ **“CCP2MX=OFF”**. Configura la segunda salida PWM en el pin 3 del puerto B, es decir en RB2, la principal salida PWM es por defecto en el pin RC2.
- ✓ **“STVREN=OFF”**. Indica que si existe una caída de tensión en la batería de alimentación del microcontrolador, este no se reseteará, si se encuentra en ON el PIC si se reiniciará en este caso.
- ✓ **“LVP=OFF”**. Configura al microcontrolador en modo ‘single supply’, es decir se deshabilita el método de programación directa ICSP (In Circuit Serial Programming).
- ✓ **“XINST=OFF”**. Deshabilita el conjunto de instrucciones extendidas y el modo de direccionamiento indexado para localizaciones de memoria.

- ✓ **“DEBUG=OFF”**. Deshabilita a los pines RB6 y RB7 destinados a la programación por ICSP, para que su función sea de propósito general siendo de entrada o salida.
- ✓ **“MCLRE=OFF”**. Habilita al pin RE3 como entrada y deshabilita el ‘Master Clear’.
- ✓ **“CP0=ON”**. Habilita la protección contra lectura bloque 0 del código de programación (000800-001FFFh).
- ✓ **“CP1=ON”**. Habilita la protección contra lectura bloque 1 del código de programación (002000-003FFFh).
- ✓ **“CP2=ON”**. Habilita la protección contra lectura bloque 2 del código de programación (006000-007FFFh).
- ✓ **“CPD=ON”**. Habilita la protección contra lectura de los datos de la memoria EEPROM.
- ✓ **“CPB=ON”**. Habilita la protección contra lectura código de arranque del microcontrolador, es decir el encabezado de programación.
- ✓ **“WRT0=OFF”**. Deshabilita la protección contra escritura del bloque 0 del código de programación (000800-001FFFh).
- ✓ **“WRT1=OFF”**. Deshabilita la protección contra escritura del bloque 1 del código de programación (002000-003FFFh).
- ✓ **“WRT2=OFF”**. Deshabilita la protección contra escritura del bloque 2 del código de programación (006000-007FFFh).
- ✓ **“WRTB=OFF”**. Deshabilita la protección contra escritura a los registros de configuración (300000-3000FFFh).
- ✓ **“WRTC=ON”**. Habilita la protección contra escritura del código de arranque del microcontrolador, es decir el encabezado de programación (000000-0007FFFh).
- ✓ **“WRTD=ON”**. Habilita la protección contra escritura de los datos de la memoria EEPROM.
- ✓ **“EBTR0=OFF”**. Deshabilita el bloque 0 (000800-001FFFh) para la protección contra lectura ejecutadas en otros bloques.
- ✓ **“EBTR1=OFF”**. Deshabilita el bloque 1 (002000-003FFFh) para la protección contra lectura ejecutadas en otros bloques.

- ✓ **“EBTR2=OFF”**. Deshabilita el bloque 2 (004000-005FFFh) para la protección contra lectura ejecutadas en otros bloques.
- ✓ **“EBTRB=OFF”**. Deshabilita el bloque del código de arranque del microcontrolador, es decir el encabezado de programación (000000-0007FFh) para la protección contra lectura ejecutadas en otros bloques.

Se inicia el programa con el movimiento del servomotor de la tapa y del servomotor de anclaje, la misma señal opera a los dos actuadores, a continuación comienza un temporizador que es el que comanda a la señal PWM, como muestra la figura 6.22.



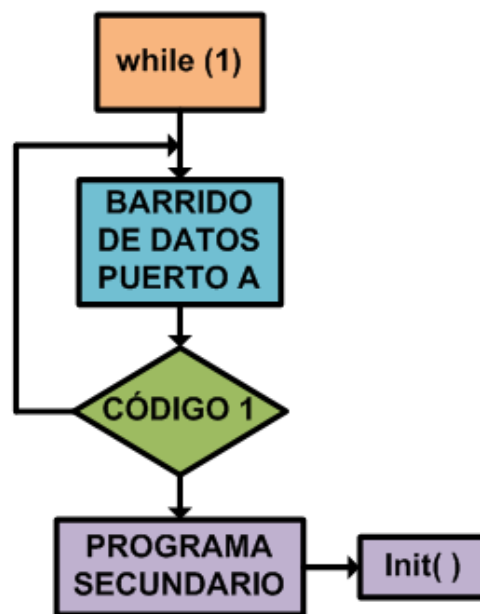
*Figura N° 6.22 Programación, Señal PWM  
Elaborado por: El Investigador*

A continuación de la cabecera, se encuentra el estado inicial de la programación, que consiste en configurar de la siguiente manera:

- ✓ En primera instancia con la instrucción **“ADCON1=0x0F”** se digitaliza al micro controlador, es decir, se anulan todas las entradas y salidas analógicas, así como también los conversores análogo – digital, permitiendo al PIC estar configurado a nivel TTL.
- ✓ En seguida se procede a configurar los puertos A y B, con la instrucción **“TRISA=0xFF”** el puerto A opera como entradas del PIC y con la instrucción **“TRISB=0x00”** el puerto B opera como salidas del PIC.
- ✓ Posteriormente con la instrucción **“PORTB=0x00”** se inicializa el puerto B en cero, para que no existan errores en las salidas digitales.

- ✓ Después de inicializar los puertos del micro controlador, se ejecuta la instrucción **“OpenTimer2”**, que es la encargada de configurar y habilitar el temporizador para actuar conjuntamente con la señal PWM.
- ✓ Seguidamente se ejecuta la instrucción **“OpenPWM1(511)”** que es la encargada de configurar la frecuencia de funcionamiento del PWM, en este caso es de **242Hz**, con la cual funciona el movimiento del servomotor, y la instrucción **“SetDCPWM1(255)”** que configura el ciclo de trabajo de la señal PWM, en este caso es de **1ms** que es el inicio del movimiento del servomotor.
- ✓ Finalmente se ejecuta la instrucción **“SetOutputPWM1”** con sus parámetros de funcionamiento necesarios.

La figura 6.23, muestra el barrido de datos en el puerto A.



**Figura N<sup>a</sup> 6.23** Programación, Barrido de Datos Puerto A  
*Elaborado por:* El Investigador

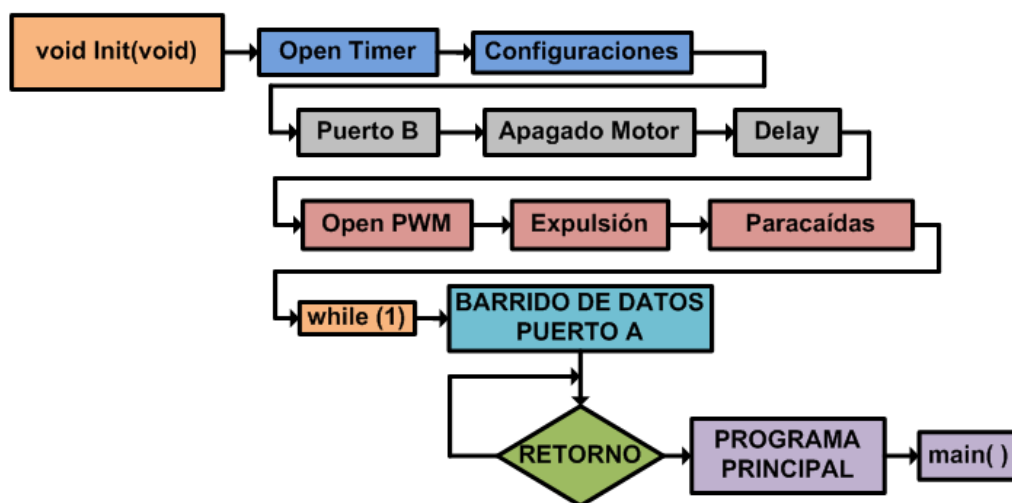
En la programación se realiza un barrido de datos en los 5 primeros bits del puerto A, ya que el decodificador de tonos DTMF entrega por cada tono un código binario de 4 posiciones, sumado un pin llamado StD (Delayed Steering) que



mantiene un nivel alto mientras esté enviándose el tono por el radio transmisor, de tal manera que:

- ✓ La instrucción “*while(1)*” mantiene el proceso de barrido de datos en el puerto A.
- ✓ La instrucción “*PORTAbits.RAx==x*” verifica que exista un dato de entrada en ese puerto y condiciona si es verdadero o falso.
- ✓ Tiene un retardo de tiempo que se ejecuta con la instrucción “*Delay1KTCYx(20)*” asegurando que no se congele el PIC, este retardo es de *20ms*, ya que tiene el parámetro de multiplicación normal (en  $1 \times 20$ ).
- ✓ Como es un código de dos dígitos, vuelve a realizar el barrido de datos en el puerto A para verificar el segundo dígito después de haber comprobado que el primer dígito es el verdadero.
- ✓ Después de confirmar que se enviaron los dos dígitos correctos (para el *Estado Primario*), pasa al esquema secundario del programa que es el “*Init()*”, esto facilita la lectura y edición del programa, ya que la siguiente parte es la configuración de la activación del sistema.

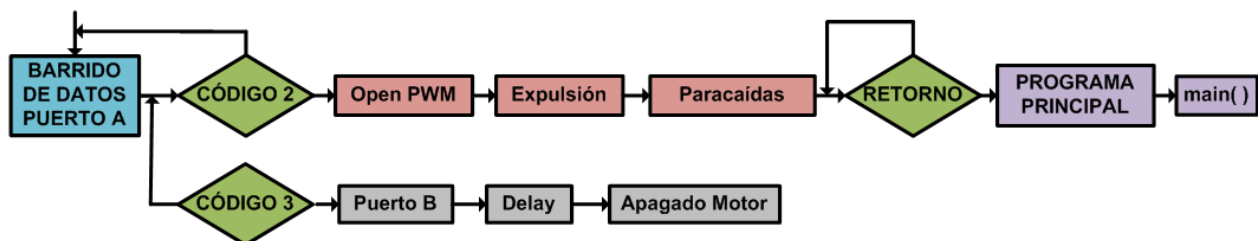
Al iniciarse el programa secundario llamado “*void Init(void)*”, se ejecutan las instrucciones para el apagado del motor y la expulsión del paracaídas, como muestra la figura 6.24:



*Figura N° 6.24* Programación, Programa Secundario  
*Elaborado por:* El Investigador

- ✓ La instrucción ***“PORTBbits.RB0=1”*** envía una señal que activa un relé, el mismo que tiene conectado el pin común a un terminal de la bobina y el pin normalmente abierto está conectado al chasis del motor, y al activarse realiza un cortocircuito entre el terminal de la bobina y el chasis del motor, activando así el apagado de emergencia del motor.
- ✓ Tiene un retardo de tiempo que se ejecuta con la instrucción ***“Delay10KTCYx(500)”*** que es el tiempo en el que el motor está en 0 RPM, este retardo es de ***1500ms o 1.5s***, ya que tiene el parámetro de multiplicación por 10 (en 10 x 150).
- ✓ A continuación se ejecuta la instrucción ***“OpenPWM1(511)”*** que es la encargada de configurar la frecuencia de funcionamiento del PWM, en este caso es de ***242Hz***, con la cual funciona el movimiento del servomotor, y la instrucción ***“SetDCPWM1(500)”*** que configura el ciclo de trabajo de la señal PWM, en este caso es de ***2ms*** que indica el movimiento del servomotor en la posición de activado.
- ✓ Finalmente se ejecuta la instrucción ***“SetOutputPWM1”*** con sus parámetros de funcionamiento necesarios.
- ✓ En los casos de pruebas de funcionamiento, se activa el estado secundario 3 para retornar al inicio del programa que es el esquema principal ***“main()”***.

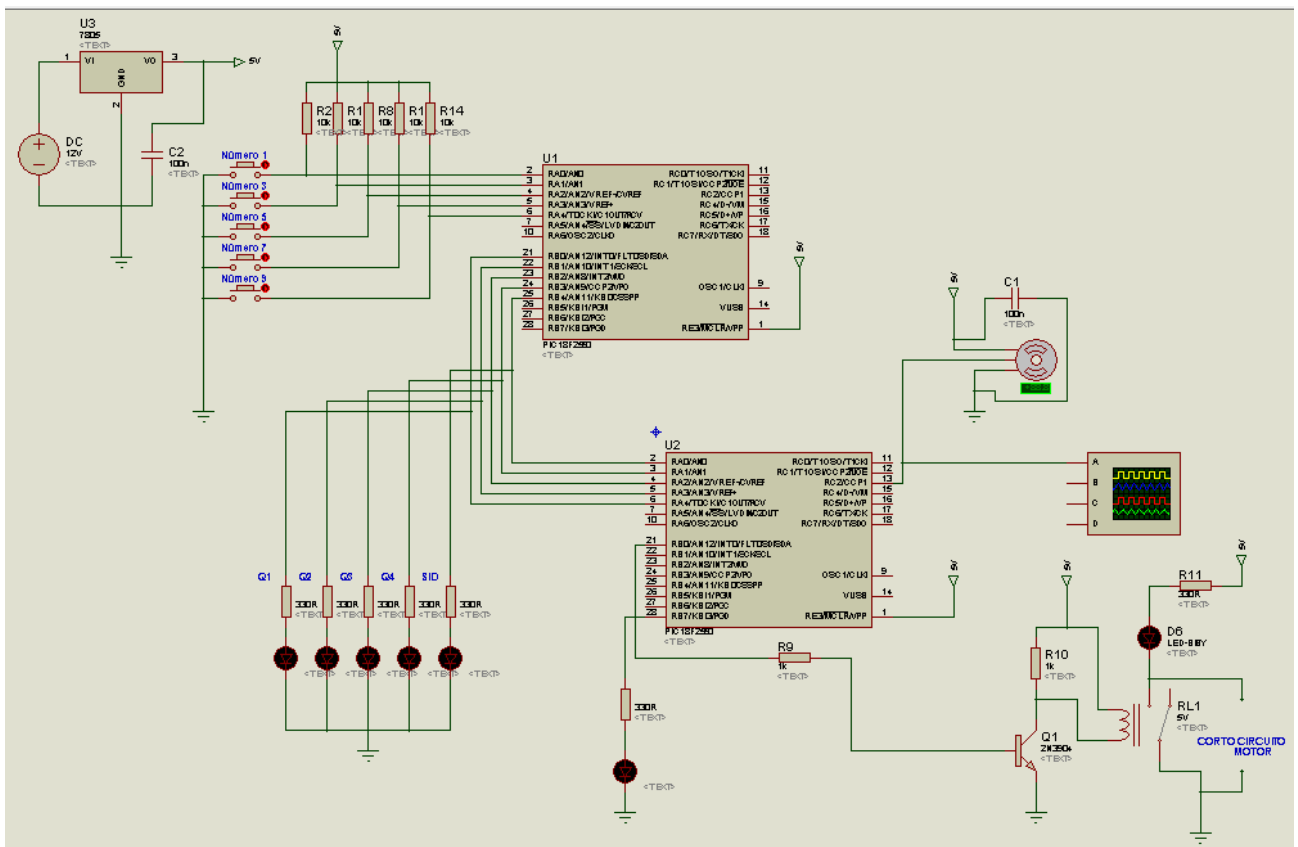
La activación de los Estados Secundarios 1 y 2, se debe a los posibles casos de emergencia que pueda tener un UAV, de tal manera que solo se necesite apagar el motor o solo expulsar el paracaídas, como se muestra en la figura 6.25:



**Figura Nª 6.25** Programación, Código de Estados Secundarios  
*Elaborado por:* El Investigador

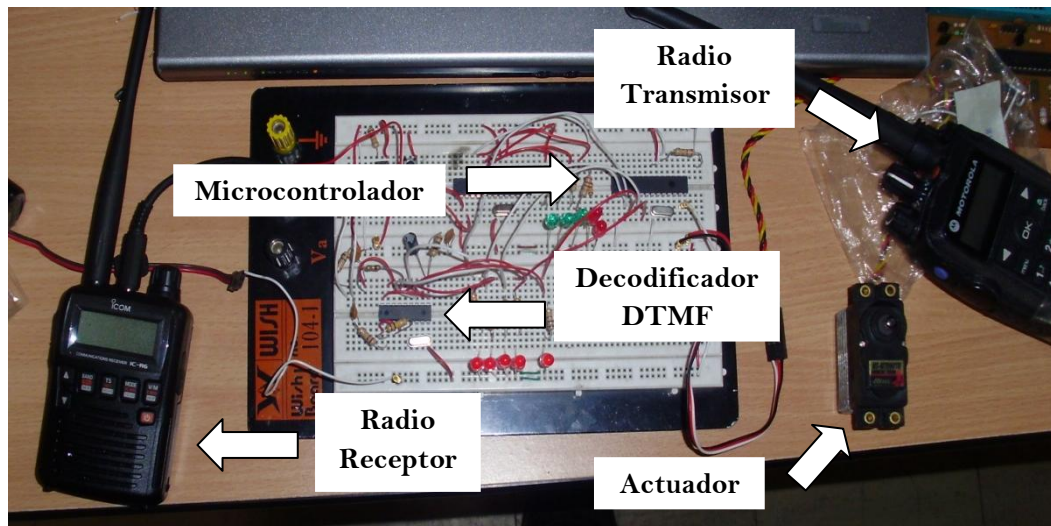
- ✓ En cada caso de barrido de datos en el puerto A, existe el retorno al esquema de programación “*main()*” (por pruebas de funcionamiento).
- ✓ Después de activarse el estado secundario 1, se mantiene 5 segundos en ese estado, debido a que cuando el motor se encuentre totalmente prendido y al 100% de potencia necesita un tiempo alto para poder apagarse.
- ✓ En la activación del estado secundario 2, necesariamente debe estar apagado el motor, en caso contrario existe la posibilidad de que el paracaídas se enrede en la hélice del motor.

La figura 6.26 muestra la simulación del programa realizado (como no se puede simular el decodificador DTMF, se lo realizó con otra programación).



**Figura N° 6.26** Simulación, Sistema de Emergencia  
*Elaborado por:* El Investigador

Las pruebas de funcionamiento del circuito de control del Sistema de Emergencia, se construyeron en protoboard o placa de pruebas, en la figura 6.27 se puede observar el circuito de control armado.

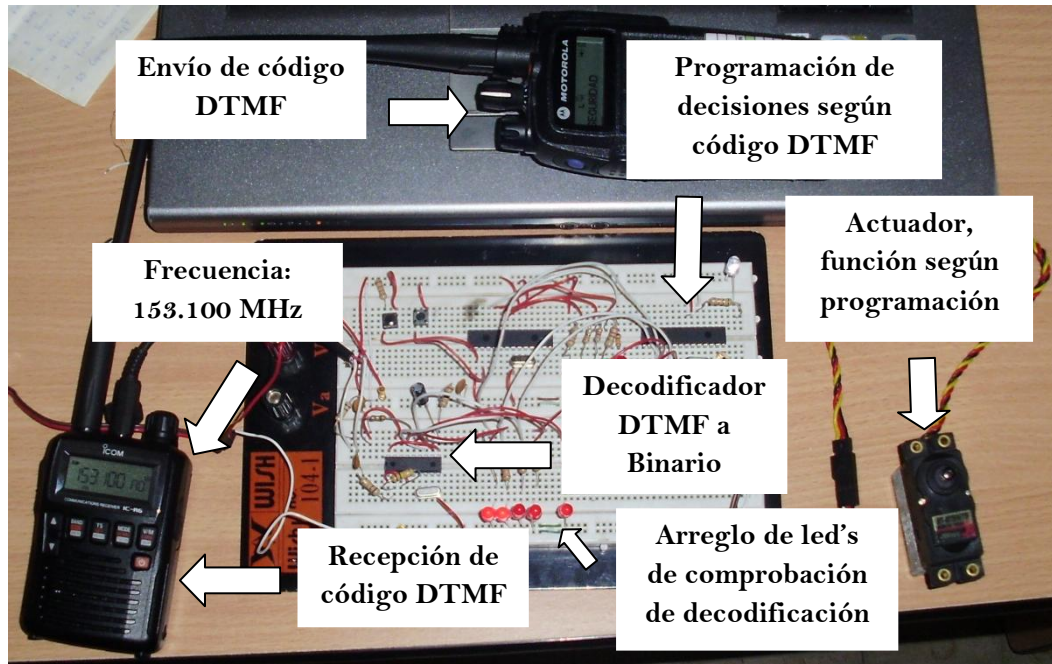


*Figura N<sup>o</sup> 6.27 Montado en Protoboard, Sistema de Emergencia  
Elaborado por: El Investigador*

Por medio del radio portátil se envían los tonos DTMF y el radio receptor tiene la función de recibir los tonos y enviarlos al decodificador DTMF, el mismo que después de efectuar adecuadamente su función, envía los datos en forma binaria al microcontrolador que es el encargado de según las instrucciones desempeñar una función determinada.

La figura 6.28 muestra los resultados de las pruebas de funcionamiento, se puede distinguir que se envía el código de *Estado Primario* por medio del radio portátil transmisor al radio receptor en la frecuencia de *153.100 MHz*, el mismo que envía el código al decodificador de DTMF a Binario y se muestra el último dígito enviado (el dígito 3, en binario 0011) aumentando un bit que se encuentra en nivel alto mientras se esté enviado el dígito (bit llamado StD, Delayed Steering).

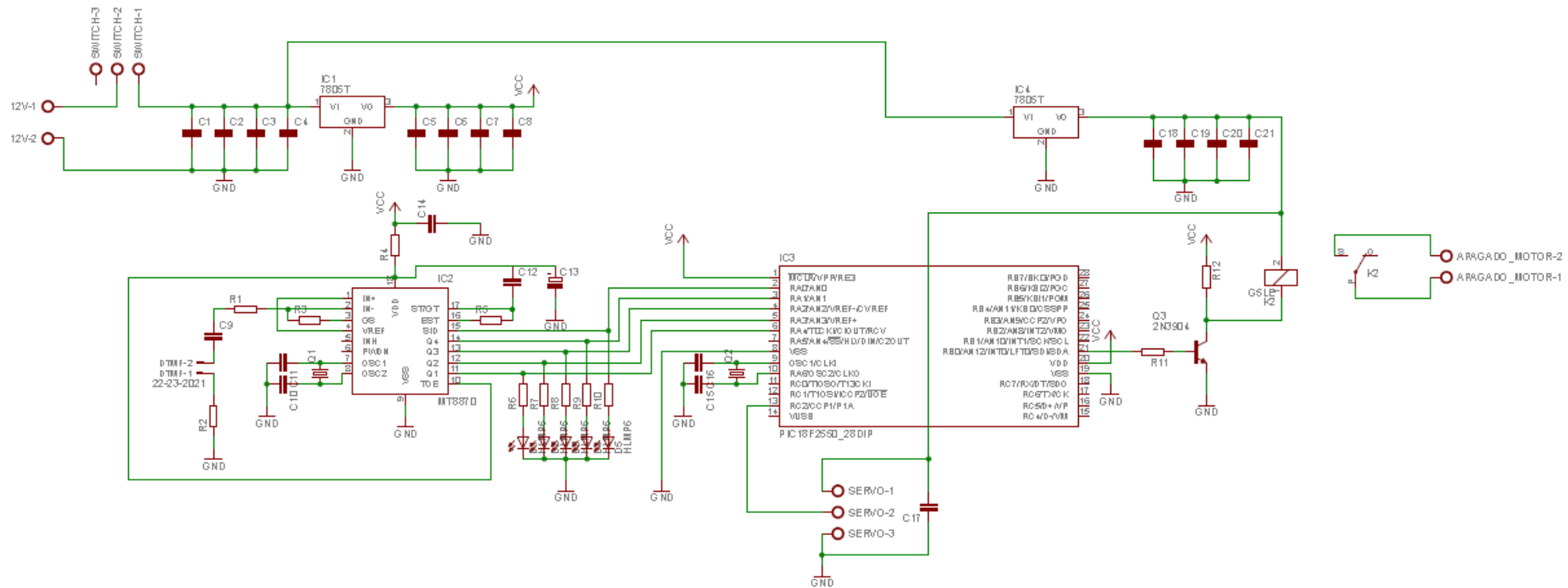
A continuación el microcontrolador recibe estas señales y la programación es la encargada de tomar las decisiones según el código de estado emitido y produce el movimiento del actuador por medio de señales PWM, enviando la señal para apagar el motor según cada caso.



**Figura N° 6.28** Resultados Pruebas de Funcionamiento, Sistema de Emergencia  
*Elaborado por:* El Investigador

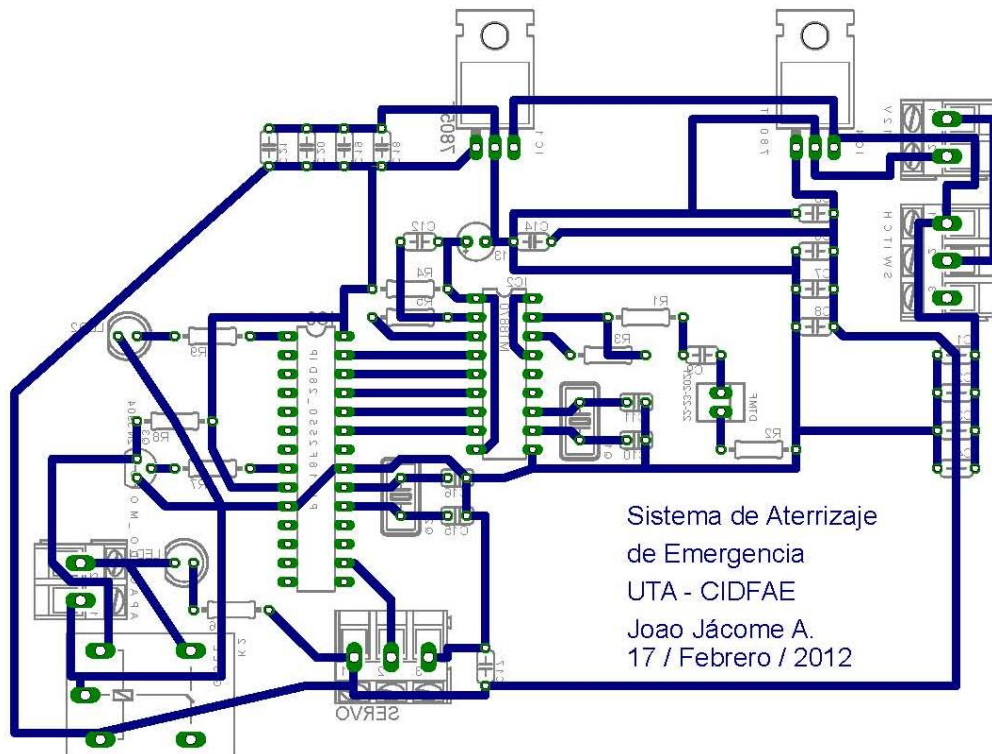
Después de realizar las pruebas de funcionamiento y que las mismas produzcan buenos resultados, se procede al diseño de la placa de control en el software Eagle 3D, el mismo que facilita la visión en tres dimensiones para determinar dimensiones reales.

La figura 6.29 muestra el circuito esquemático del Sistema Electrónico para el aterrizaje de Emergencia, en donde se puede observar los diferentes elementos utilizados para su construcción.



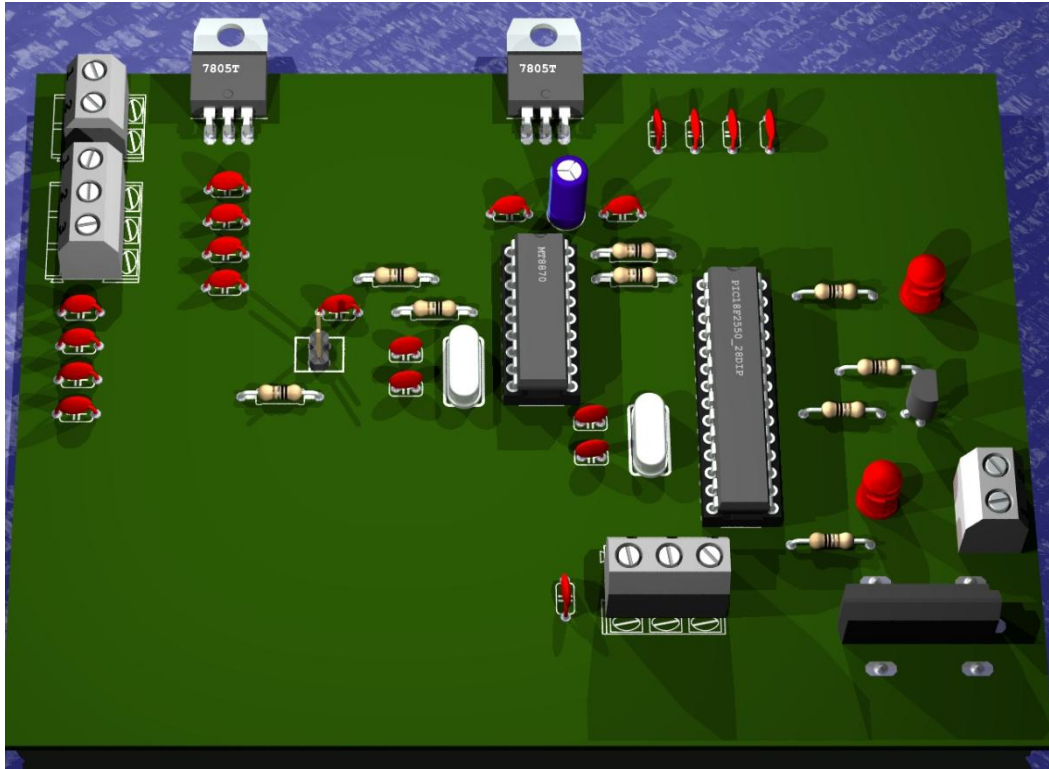
**Figura N<sup>o</sup> 6.29** Circuito Esquemático, Sistema de Emergencia  
*Elaborado por:* El Investigador

En la figura 6.30 se puede observar el circuito impreso del Sistema Electrónico para el aterrizaje de Emergencia, en donde se aprecia las conexiones de los diferentes componentes utilizados a través de las rutas o pistas de material conductor.



**Figura N<sup>o</sup> 6.30** Circuito Impreso, Sistema de Emergencia  
**Elaborado por:** El Investigador

Se puede interpretar en la figura 6.31 el circuito en 3D del Sistema Electrónico para el aterrizaje de Emergencia, los valores sobre las dimensiones de la placa de control con sus elementos, acercándose así a la realidad para prever el espacio disponible para la misma.



**Figura N° 6.31** Circuito 3D, Sistema de Emergencia  
*Elaborado por:* El Investigador

Los tamaños calculados por el software **POVRay** según los elementos a utilizar y la placa utilizada, son coincidentes en un 99%, de tal forma que estos son:

- ✓ Alto: 2 cm
- ✓ Largo: 18 cm
- ✓ Ancho: 10 cm

### 6.8.2 Diseño Mecánico del Sistema

El diseño mecánico del Sistema de Emergencia se basa en el principio de la expulsión por resorte, que es utilizar la energía potencial del muelle para expulsar el paracaídas a una altura determinada.

En base a los criterios y necesidades se procede a realizar el diseño del resorte a utilizar, tomando los datos por defecto como son:



- ✓ Altura a levantar desde el suelo: 1,00 m
- ✓ Peso del paracaídas: 3 Kg
- ✓ Peso de la cubierta del paracaídas: 1 Kg
- ✓ Área a utilizar: 30,42 cm<sup>3</sup>
  - Largo: 30 cm
  - Ancho: 26 cm
  - Altura: 39 cm
- ✓ Área del paracaídas: 11,745 cm<sup>3</sup> (Empaquetado)
  - Largo: 29 cm
  - Ancho: 27 cm
  - Altura: 15 cm

El diseño del resorte se realizó en base a cálculos físicos, de la siguiente manera:

- ✓ De manera primordial se obtiene la constante elástica ( $k$ ) de resorte a utilizar, ya que con este cálculo se consigue la facilidad de encontrar otros parámetros.

$$k = \frac{G * d^4}{n * D^3 * 8}$$

Donde:

$k$  = Constante de elasticidad del Resorte

$G$  = Módulo de Rigidez =  $79,3 * 10^9 \frac{N}{m^2}$

$d$  = Diámetro del alambre = 7 mm = 0,007 m

$n$  = Número de Espiras del Resorte = 6

$D$  = Diámetro Interno del Resorte = 160 mm = 0,16 m

$$k = \frac{\left(79,3 * 10^9 \frac{N}{m^2}\right) * (0,007 m)^4}{(6) * (0,16 m)^3 * (8)}$$

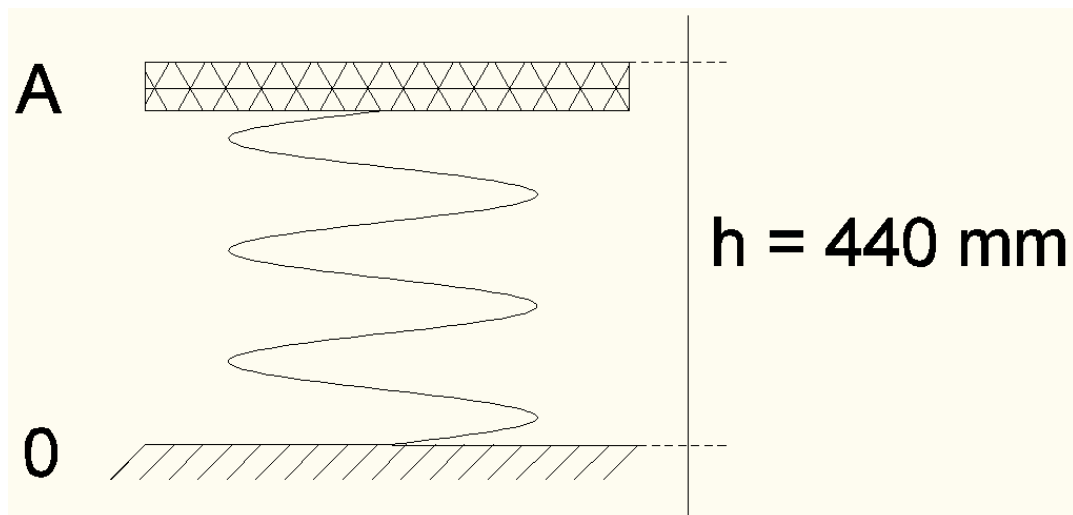
$$k = \frac{(79,3 * 10^9 \frac{N}{m^2}) * (0,000000002401 m^4)}{(6) * (0,004096 m^3) * (8)}$$

$$k = \frac{190,3993 N m^2}{0,196608 m^3}$$

$$k = 968,4209 \frac{N}{m}$$

Con el dato de la constante elástica del resorte se facilita la construcción del mismo y para garantizar cálculos reales se manipula el resorte para obtener los datos de mejor manera.

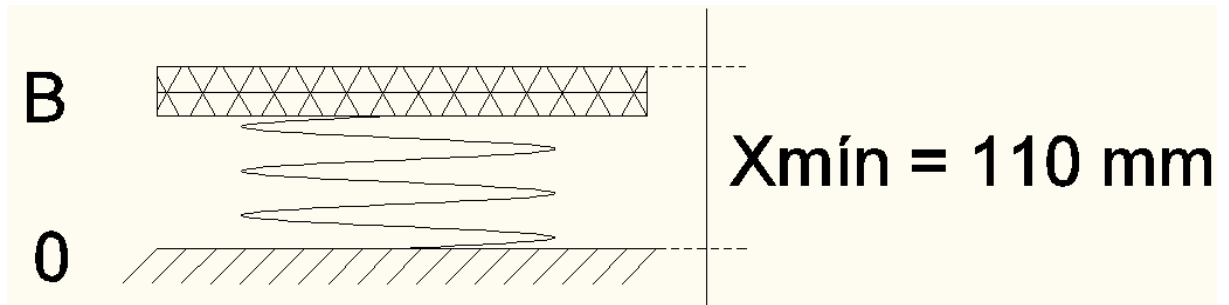
La figura 6.32 muestra el estado en reposo del resorte, en donde se obtiene la altura en el estado de inmovilidad denominada  $h = 0,44 m$ .



**Figura N<sup>o</sup> 6.32** Resorte en Estado de Reposo

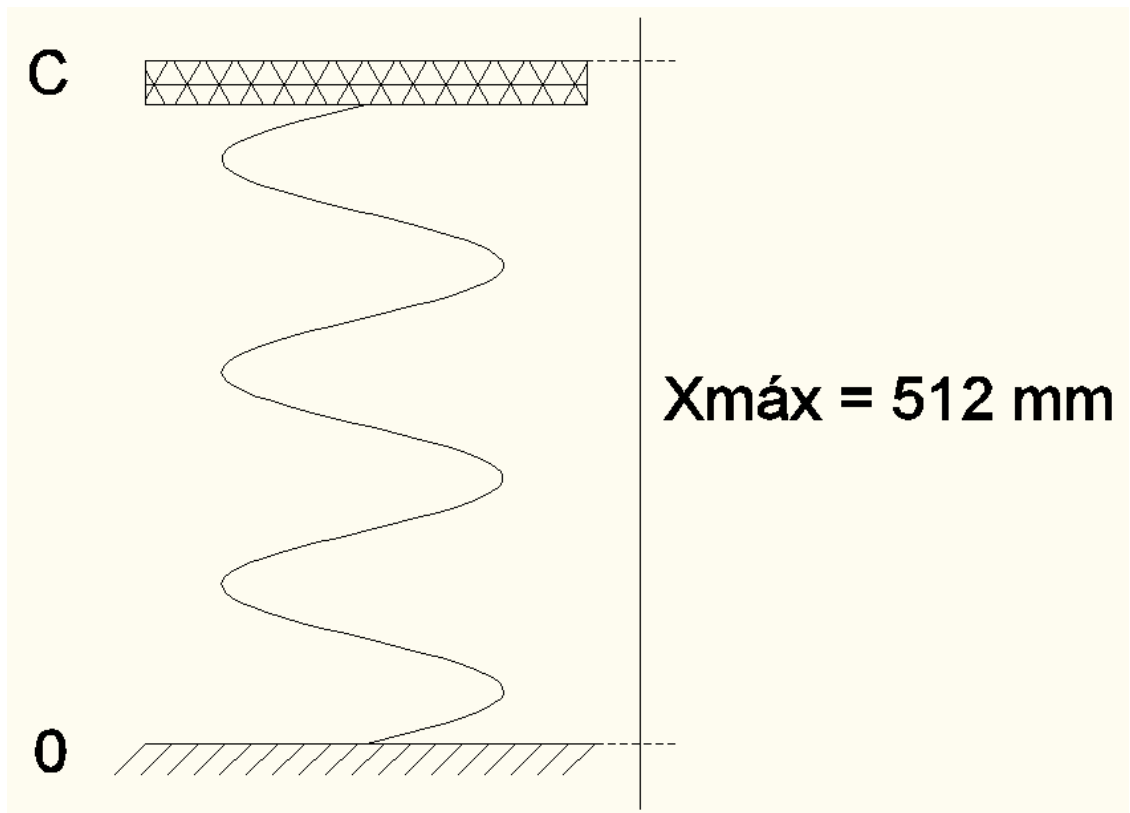
**Elaborado por:** El Investigador

En la figura 6.33 se puede apreciar el resorte en estado comprimido y de la misma manera se obtiene la altura denominada  $X_{mín} = 0,11 m$ .



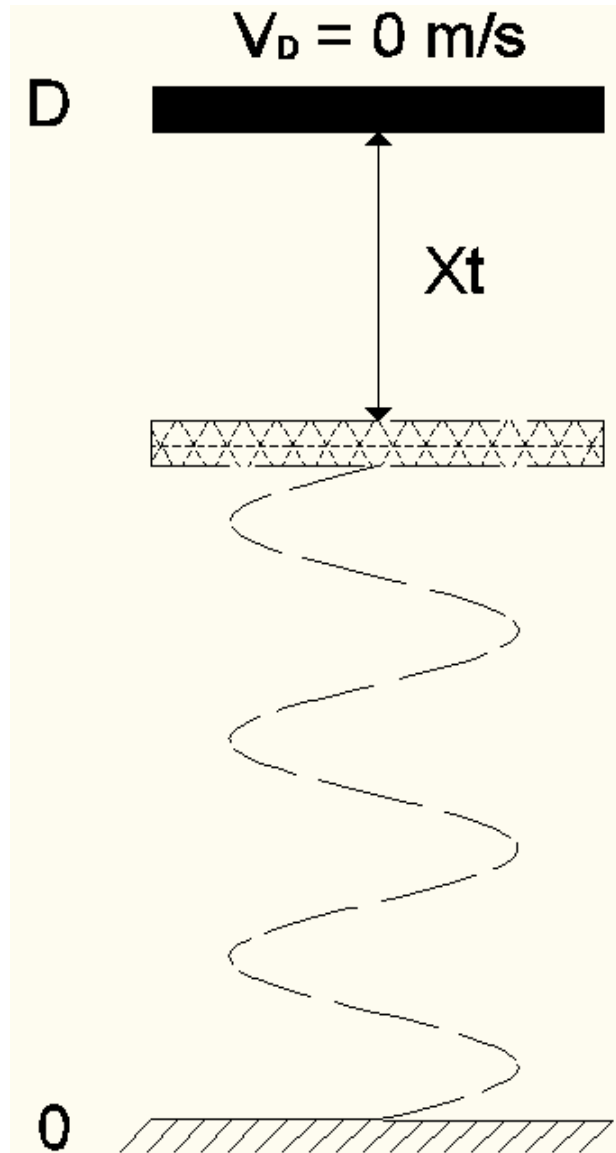
**Figura N<sup>o</sup> 6.33** Resorte en Estado Comprimido  
*Elaborado por:* El Investigador

En la figura 6.34 se distingue al resorte en el estado de total extensión y se obtiene la altura denominada  $X_{máx} = 0,512 m$ .



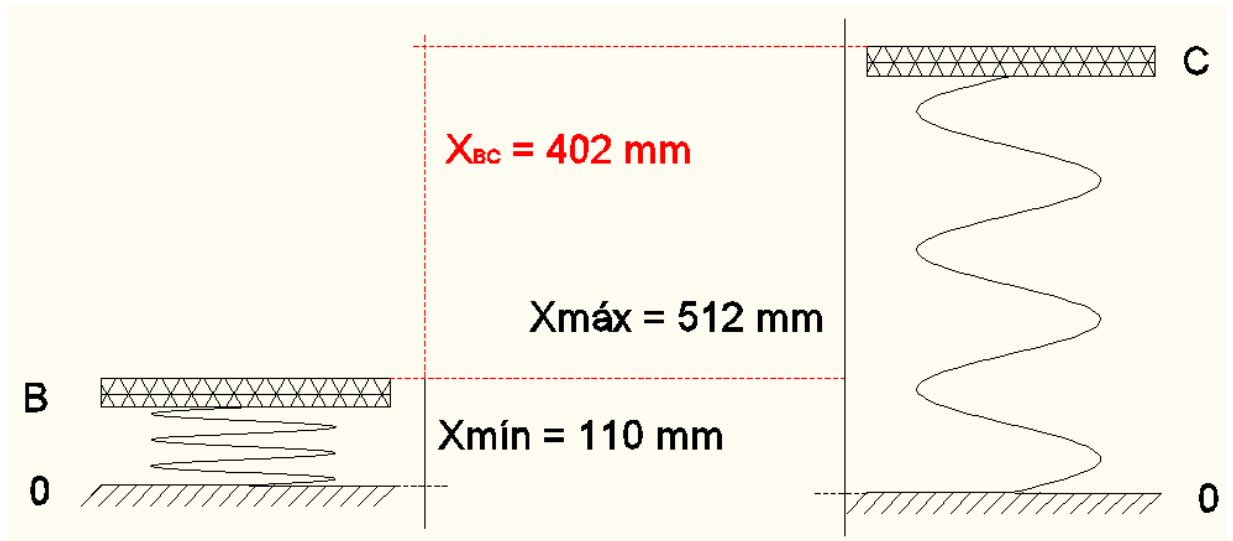
**Figura N<sup>o</sup> 6.34** Resorte en Estado de Total Extensión  
*Elaborado por:* El Investigador

De igual manera es necesario conocer la altura a la que la fuerza del resorte empuja al paracaídas, la cual se denomina  $X_t$  para sus cálculos posteriores, la figura 6.35 muestra el diseño de proyección de altura.



**Figura N° 6.35** Altura de Expulsión del Paracaídas  
*Elaborado por:* El Investigador

- ✓ A continuación se procede a calcular la **Velocidad Máxima ( $V_c$ )**, para ello se utiliza la igualación de energías en el punto **B**, que es el estado de compresión del resorte, y en **C** que es el estado de máxima extensión, como muestra la figura 6.36 de la siguiente manera:



**Figura N<sup>o</sup> 6.36** Cálculo Velocidad Máxima  
*Elaborado por:* El Investigador

$$E_{RB} = E_{RC}$$

$$E_{CB} + E_{PB} + E_{PeB} = E_{CC} + E_{PC} + E_{PeC}$$

$$\frac{1}{2} m V_B^2 + m g h_B + \frac{1}{2} k X_{BC}^2 = \frac{1}{2} m V_C^2 + m g h_C + \frac{1}{2} k X_{BC}^2$$

$$V_B = 0 \text{ (Estado de Reposo)}$$

$$h_B = 0 \text{ (Nivel de Referencia)}$$

$$h_C = X_{BC} \text{ (Diferencia de altura)}$$

$$X_{BC} = 0 \text{ (En el punto máximo de C)}$$

$$\frac{1}{2} k X_{BC}^2 = \frac{1}{2} m V_C^2 + m g X_{BC}$$

$$\left( \frac{1}{2} k X_{BC}^2 \right) = \left( \frac{1}{2} m V_C^2 + m g X_{BC} \right) \quad (2)$$

$$k X_{BC}^2 = m V_C^2 + 2 m g X_{BC}$$

$$m V_C^2 = k X_{BC}^2 - 2 m g X_{BC}$$

$$V_C^2 = \frac{k X_{BC}^2 - 2 m g X_{BC}}{m}$$

$$V_C = \sqrt{\frac{k X_{BC}^2 - 2 m g X_{BC}}{m}}$$

$$V_C = \sqrt{\frac{\left[ \left( 968,42092 \frac{N}{m} \right) (0,402 m)^2 \right] - \left[ (2) (5 Kg) \left( 9,81 \frac{m}{s^2} \right) (0,402 m) \right]}{(5 Kg)}}$$

$$V_C = \sqrt{\frac{(156,5007 N m) - (39,4362 N m)}{(5 Kg)}}$$

$$V_C = \sqrt{\frac{(117,0645 N m)}{(5 Kg)}}$$

$$V_C = \sqrt{23,4129 \frac{N m}{Kg}}$$

$$V_C = \sqrt{23,4129 \frac{\frac{Kg m^2}{s^2}}{Kg}}$$

$$V_C = \sqrt{23,4129 \frac{Kg m^2}{Kg s^2}}$$

$$V_C = \sqrt{23,4129 \frac{m^2}{s^2}}$$

$$V_C = 4,8387 \frac{m}{s}$$

- ✓ Posteriormente se calcula el parámetro  $X_t$  que es la altura a la que la fuerza del resorte empuja al paracaídas en donde la velocidad en el punto D es cero ( $V_D = 0 \text{ m/s}$ ), se realiza de la misma manera de igualación de energías en el punto C, que es el estado de máxima extensión y en el punto D, que es el estado de altura provocada por la fuerza del resorte, como muestra la figura 6.37 de la siguiente manera:

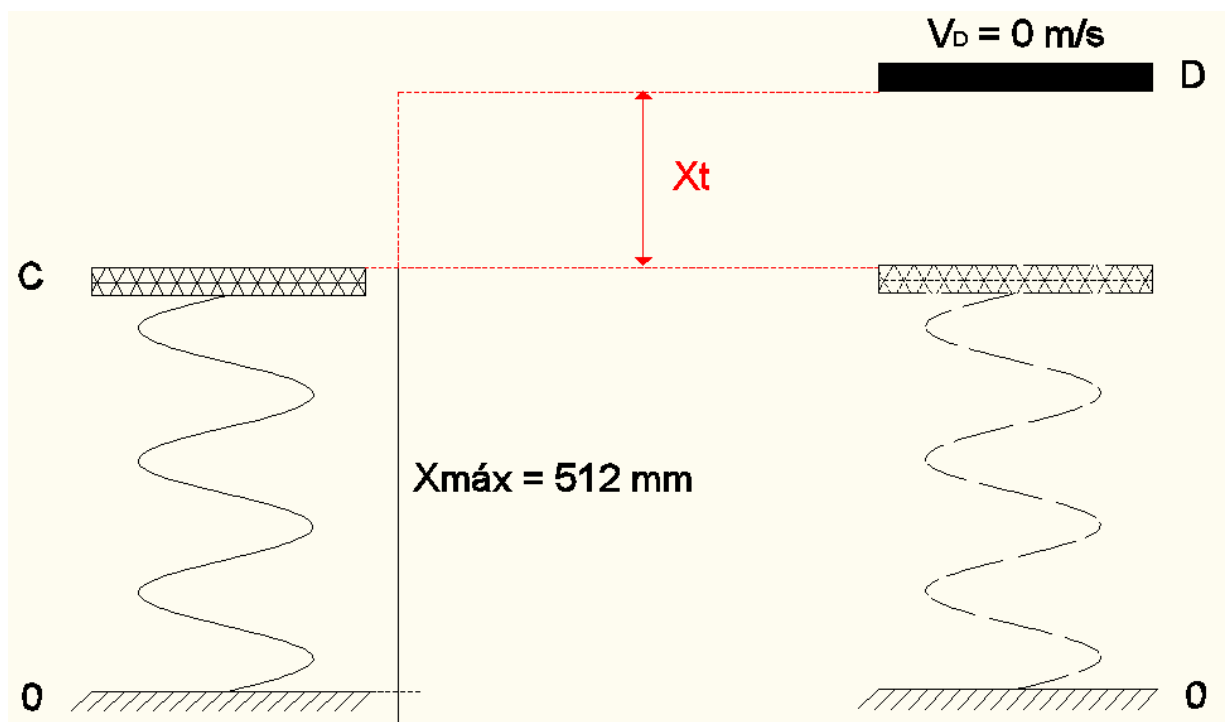


Figura N° 6.37 Parámetro  $X_t$  en el estado de máxima extensión del resorte

Elaborado por: El Investigador

$$E_{RC} = E_{RD}$$

$$E_{CC} + E_{PC} + E_{PeC} = E_{CD} + E_{PD} + E_{PeD}$$

$$\frac{1}{2} m V_C^2 + m g h_C + \frac{1}{2} k X_t^2 = \frac{1}{2} m V_D^2 + m g h_D + \frac{1}{2} k X_t^2$$

$$h_C = 0 \text{ (Nivel de Referencia)}$$

$$k_C = 0 \text{ (Estado de Reposo del Resorte)}$$

$$V_D = 0 \text{ (Nivel de Referencia de Maxima Altura Alcanzada)}$$

$$h_D = X_t \text{ (Altura Alcanzada)}$$

$$k_D = 0 \text{ (Estado de Reposo del Resorte)}$$

$$\frac{1}{2} m V_C^2 = m g X_t$$

$$\frac{1}{2} m V_C^2 = m g X_t$$

$$\frac{1}{2} V_C^2 = g X_t$$

$$g X_t = \frac{1}{2} V_C^2$$

$$X_t = \frac{V_C^2}{2 g}$$

$$X_t = \frac{\left(4,8387 \frac{m}{s}\right)^2}{2 \left(9,81 \frac{m}{s^2}\right)}$$

$$X_t = \frac{\left(23,4129 \frac{m^2}{s^2}\right)}{\left(19,62 \frac{m}{s^2}\right)}$$

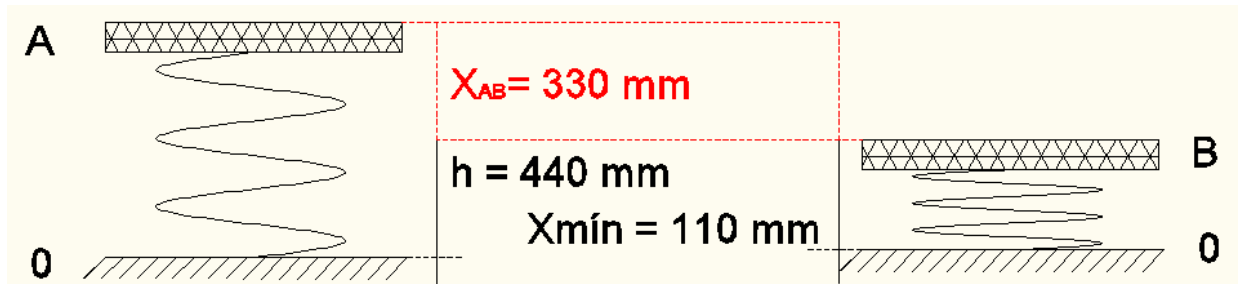
$$X_t = 1,1933 \frac{m^2 s^2}{m s^2}$$

$$\mathbf{X_t = 1,1933 m}$$



Este valor del parámetro  $Xt$ , es aceptable ya que es una altura suficiente en el aire para que el paracaídas tome su forma natural y realice su función de manera correcta.

- ✓ Finalmente para criterios de implementación se calcula la fuerza necesaria para la correcta y total compresión del resorte, es decir provocar al resorte al estado del punto **B**, que es el estado de total compresión del mismo, entonces se realiza la igualación de energías entre el punto **A**, que es el estado de reposo del resorte o en este caso inicio del movimiento y el punto **B**, que es el estado final de compresión, como se puede observar en la figura 6.38, de la siguiente forma:



**Figura N° 6.38** Movimiento a Total Compresión del Resorte

*Elaborado por:* El Investigador

$$E_{CA} + E_{PA} + E_{PeA} = E_{CB} + E_{PB} + E_{PeB}$$

$$\frac{1}{2} m V_A^2 + m g h_A + \frac{1}{2} k X_{AB}^2 = \frac{1}{2} m V_B^2 + m g h_B + \frac{1}{2} k X_{AB}^2$$

$$V_A = 0 \text{ (Estado de Reposo)}$$

$$k_A = 0 \text{ (Estado de Reposo del Resorte)}$$

$$V_B = 0 \text{ (Estado de Reposo)}$$

$$h_B = 0 \text{ (Nivel de Referencia)}$$

$$h_A = X_{AB} \text{ (Diferencia de Altura)}$$

$$m g X_{AB} = \frac{1}{2} k X_{AB}^2$$

$$m g = \frac{1}{2} k X_{AB}$$

$$m = \frac{k X_{AB}}{2 g}$$

$$m = \frac{(968,4209 \frac{N}{m}) (0,33 m)}{(2) (9,81 \frac{m}{s^2})}$$

$$m = \frac{(319.5789 N)}{(19,62 \frac{m}{s^2})}$$

$$m = 16.2884 \frac{N s^2}{m}$$

$$m = 16.2884 \frac{Kg \frac{m}{s^2} s^2}{m}$$

$$m = 16.2884 \frac{Kg m}{m}$$

$$m = 16.2884 Kg$$

$$F = m g$$

$$F = (16.2884 Kg) (9,81 \frac{m}{s^2})$$

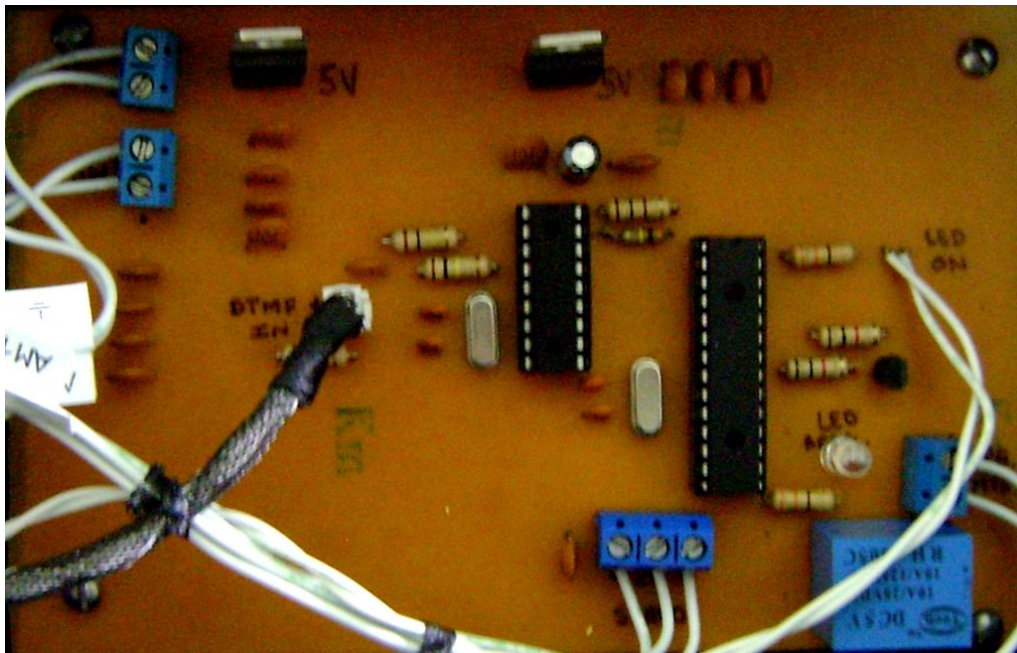
$$F = 159,7892 N$$

Este dato quiere decir que se necesita una fuerza  $F$ , para comprimir el resorte en su totalidad, lo que es tolerable, ya que una persona normal puede alcanzar una fuerza de  $F = 294.3 N$ .

## 6.9 Implementación del Sistema

La implementación del Sistema de Aterrizaje de Emergencia se logra a través de la materia prima entregada por el CIDFAE.

Los materiales necesarios para implementar el sistema electrónico como se puede observar en la figura 6.39 son:



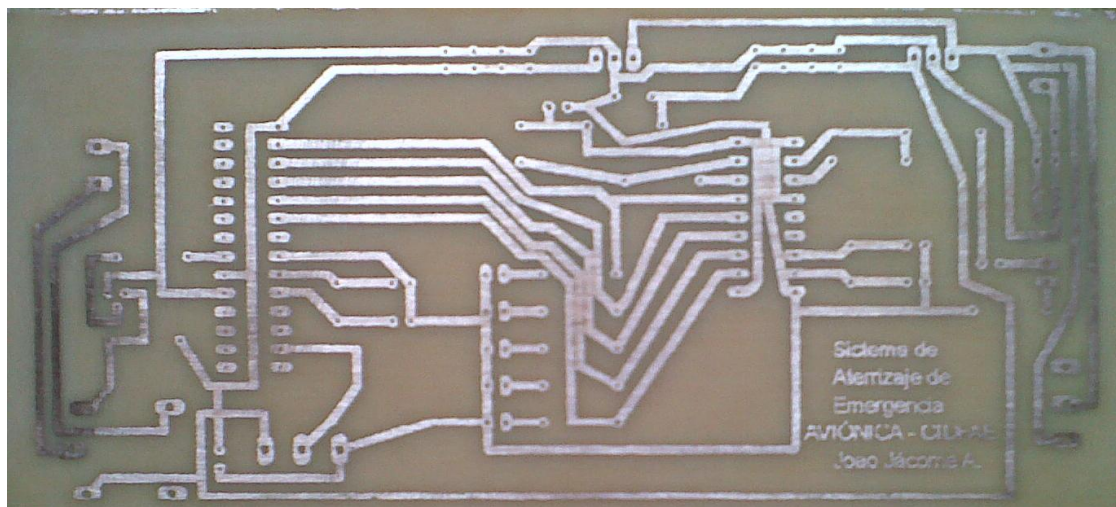
*Figura N<sup>o</sup> 6.39* Elementos de la Placa de Control  
*Elaborado por:* El Investigador

- ✓ 2 CI 7805 – Regulador de Tensión (5V)
- ✓ 1 CI MT8870 – Decodificador de Tonos DTMF
- ✓ 1 PIC 18F2550 – Micro controlador
- ✓ 16 CAP 0,1  $\mu$ F – Capacitores de 0,1  $\mu$ F
- ✓ 1 CAP 100  $\mu$ F – Capacitor de 100  $\mu$ F
- ✓ 4 CAP 15 pF – Capacitores de 15 pF para Osciladores de Cristal

- ✓ 1 OSC 4 MHz – Oscilador de Cristal de 4MHz
- ✓ 1 OSC 3,5795 MHz – Oscilador de Cristal de 3,5795 (usado en TV)
- ✓ 3 RES 100 K $\Omega$  – Resistencias de 100 K $\Omega$
- ✓ 1 RES 300 K $\Omega$  – Resistencia de 300 K $\Omega$
- ✓ 1 RES 100  $\Omega$  – Resistencia de 100  $\Omega$
- ✓ 2 RES 330  $\Omega$  – Resistencias de 330  $\Omega$
- ✓ 2 RES 1 K $\Omega$  – Resistencias de 1 K $\Omega$
- ✓ 1 TRANS 2N3904 – Transistor NPN
- ✓ 1 RELAY DC 5V – Relé un pin común, 5V a 10A
- ✓ 2 LED – Diodo Emisor de Luz
- ✓ 3 Borneras de 2 pines
- ✓ 1 Bornera de 3 pines
- ✓ 1 Pin Header de 2 pines
- ✓ 1 Placa de Cobre

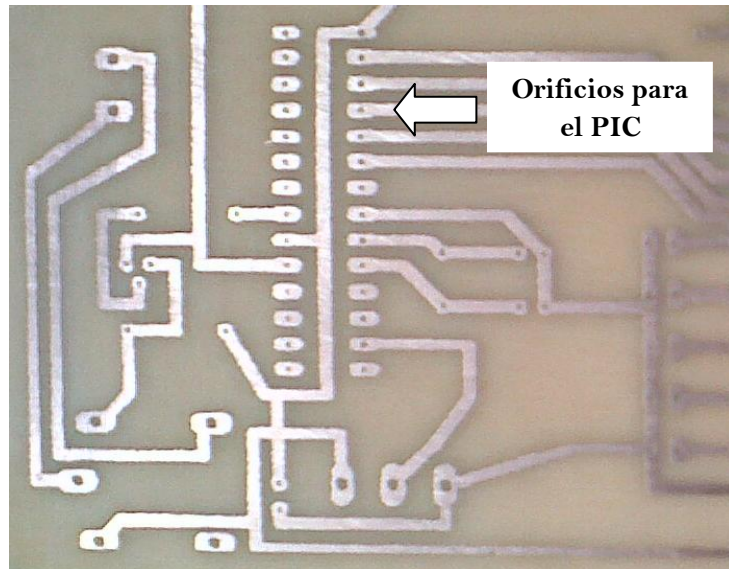
Existe un procedimiento para la correcta implementación del Sistema de Emergencia en su totalidad, como se detalla a continuación:

1. Se realiza la construcción de la placa de control en base al diseño, como muestra la figura 6.40, las líneas de conexión entre los dispositivos en la placa de cobre ya totalmente tratada.



**Figura N<sup>o</sup> 6.40** Ruteado de la Placa de Control  
**Elaborado por:** El Investigador

2. A continuación se procede a realizar los orificios para los elementos a utilizar, cuidadosamente con un taladro y una broca adecuada para no deteriorar al cobre ni al plástico que lo contiene, como lo muestra la figura 6.41.



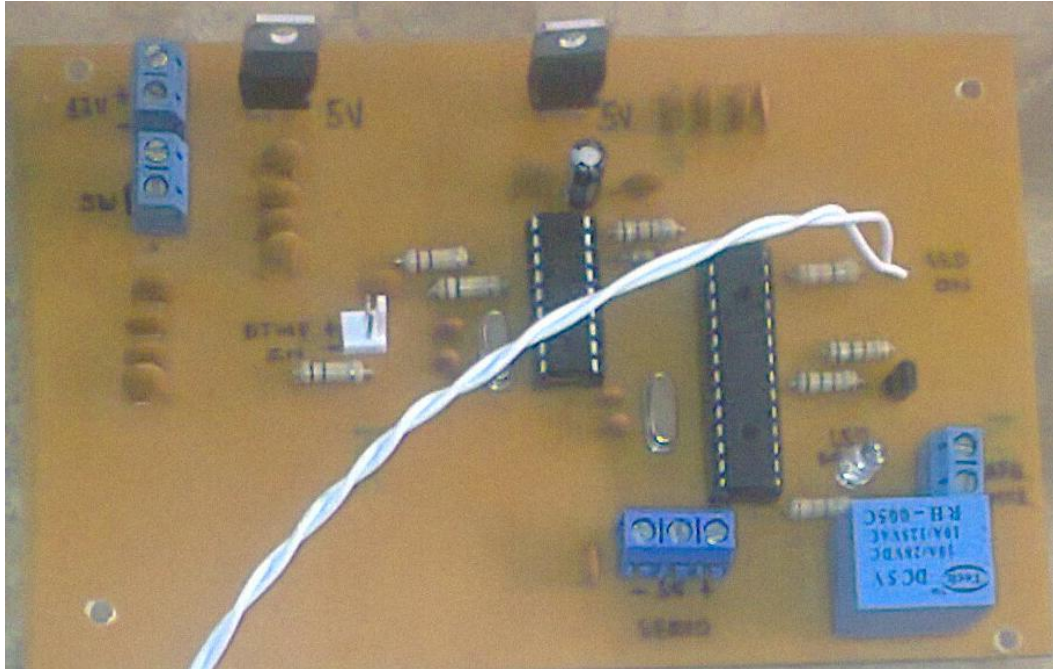
**Figura N<sup>o</sup> 6.41** Perforaciones en la Placa de Control  
*Elaborado por:* El Investigador

3. En la figura 6.42 se puede observar el proceso de soldadura de los elementos, los cuales deben ser manipulados con total precaución, ya que el calor del cautín puede alterar los estados normales de los dispositivos.



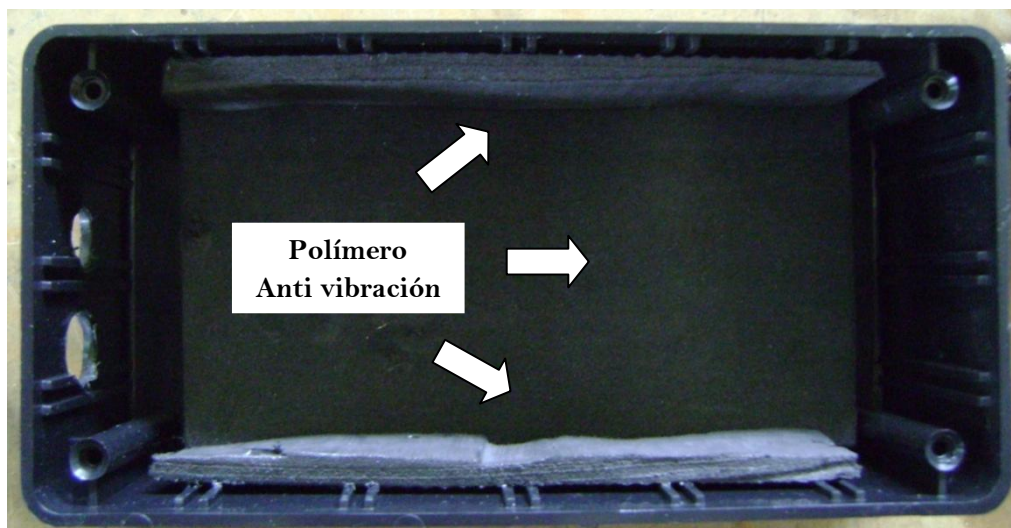
**Figura N<sup>o</sup> 6.42** Soldado de elementos en la Placa de Control  
*Elaborado por:* El Investigador

4. El resultado parcial es la placa de control del Sistema de Emergencia con sus elementos instalados correctamente, como se puede reconocer en la figura 6.43, es similar a la placa en 3D dibujada en la figura 6.31, y se aprecia la distribución de los elementos electrónicos.



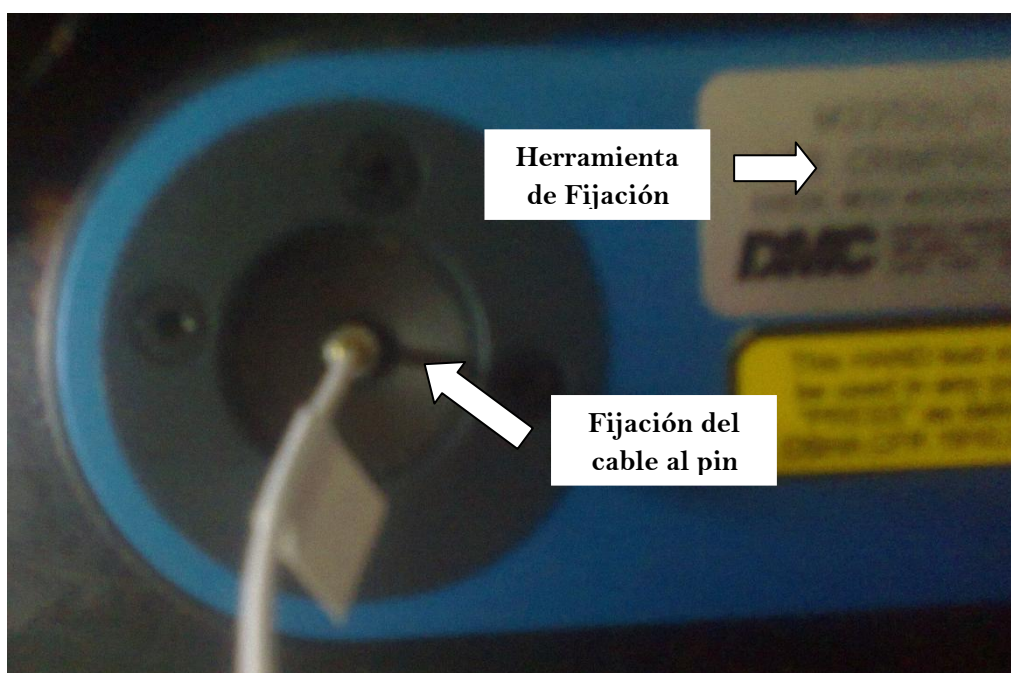
**Figura N<sup>o</sup> 6.43** Resultado Parcial de la Placa de Control  
**Elaborado por:** El Investigador

5. Posteriormente se realiza la construcción de las cajas de protección y anti vibración en fibra de carbono, la cual permite reducir la interferencia y ruido causados por la vibración del motor, como se puede observar en la figura 6.44, la caja tiene un polímero de aviación que reduce considerablemente la vibración y por ende el ruido.

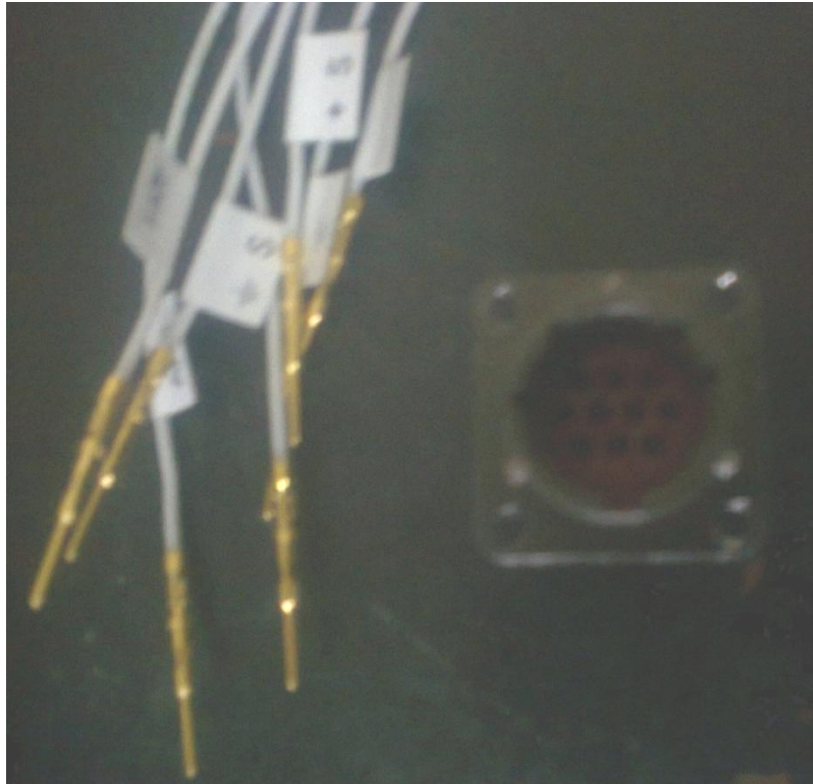


**Figura N<sup>o</sup> 6.44** Caja en Fibra de Carbono  
**Elaborado por:** El Investigador

6. A continuación se procede a la construcción del arnés de conexión, tomando en cuenta que debe ser un arnés de aviación, ya que estos son diseñados para soportar todos los parámetros críticos de los vuelos de un avión tales como las múltiples gravedades y la vibración, las figuras 6.45, 6.46, 6.47, 6.48, 6.49 muestran el procedimiento de la fijación del cable al pin del arnés, los cables fijados y etiquetados, la instalación de los cables, al arnés de aviación y finalmente el arnés terminado.



**Figura N<sup>o</sup> 6.45** Fijación del Cable al Pin  
**Elaborado por:** El Investigador

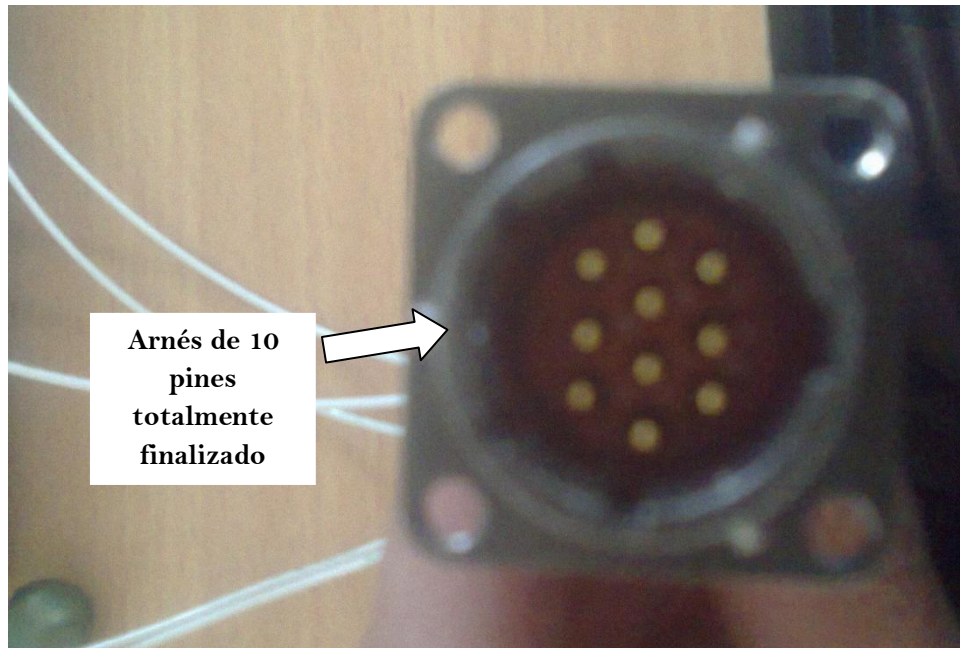


**Figura N° 6.46** Cables Fijados y Arnés de Aviación  
*Elaborado por:* El Investigador

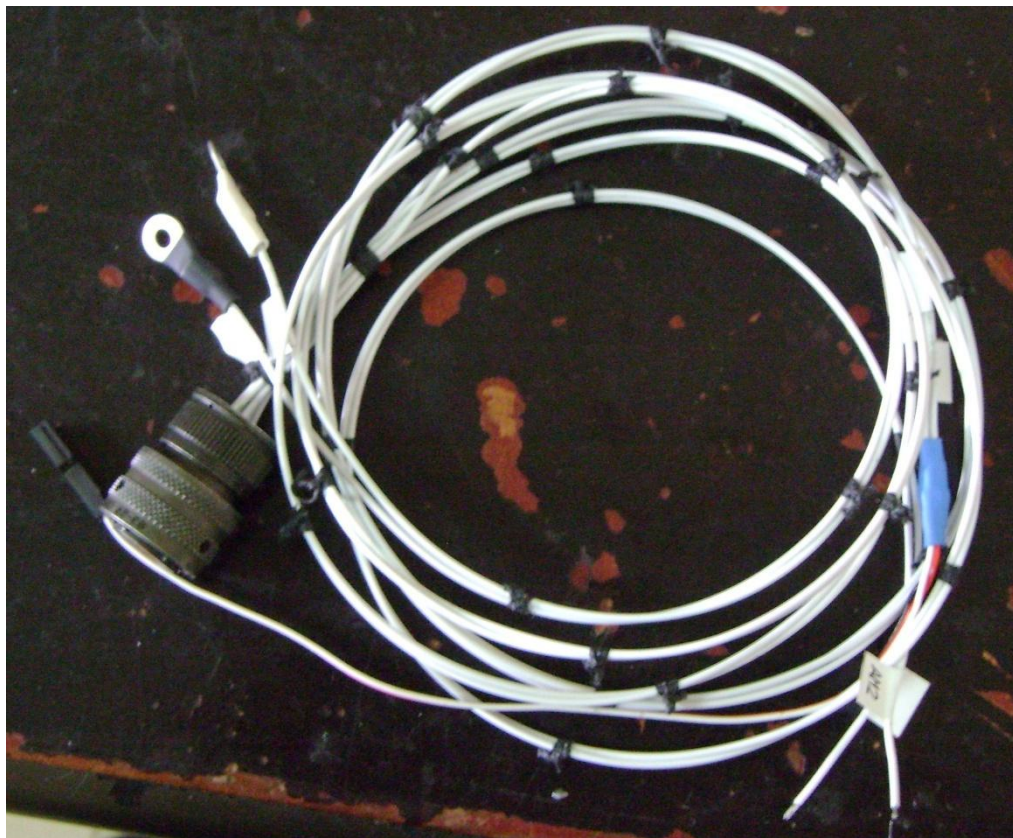


**Figura N° 6.47** Instalación al Arnés de Aviación  
*Elaborado por:* El Investigador



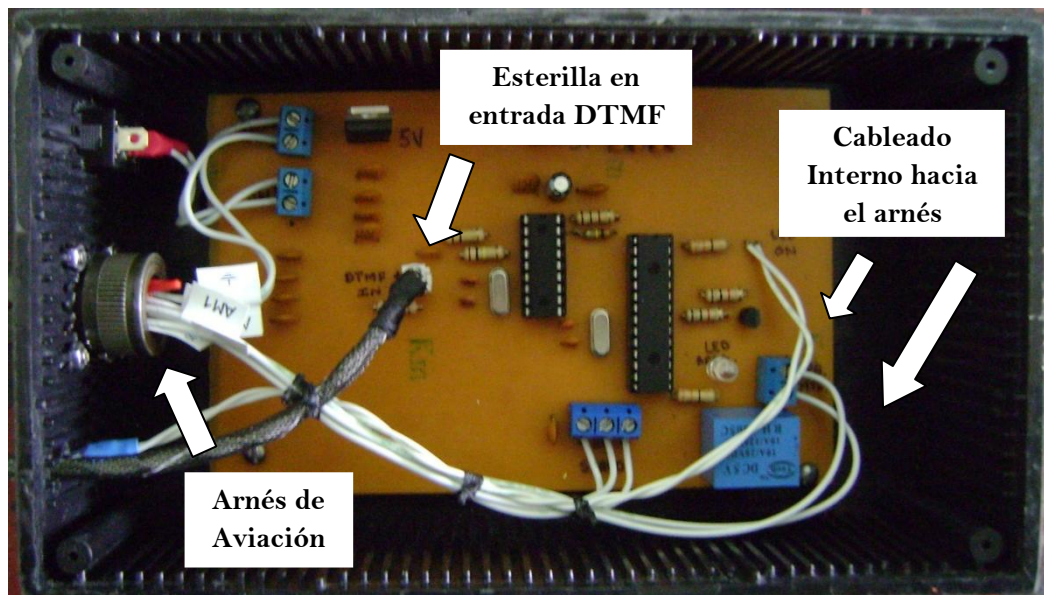


**Figura N<sup>a</sup> 6.48** Arnés de Aviación  
**Elaborado por:** El Investigador



**Figura N<sup>a</sup> 6.49** Arnés del Sistema de Emergencia Terminado  
**Elaborado por:** El Investigador

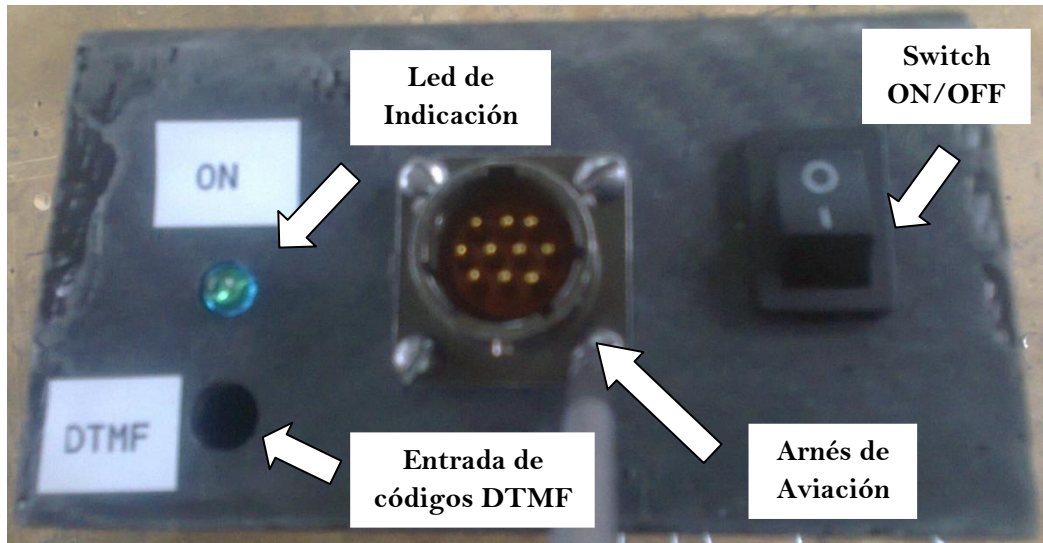
7. Seguidamente se procede a la instalación de la placa de control a la caja de fibra de carbono, se puede notar en la figura 6.50 la sujeción de los cables internos al arnés de aviación y las protecciones dadas a los mismos, por ejemplo la entrada del código DTMF se encuentra recubierto con un material llamado “esterilla” para protegerlo del ruido y evitando así los errores en la información de los códigos DMTF.



**Figura N<sup>a</sup> 6.50** Implementación de la Placa de Control a la Caja de Fibra de Carbono

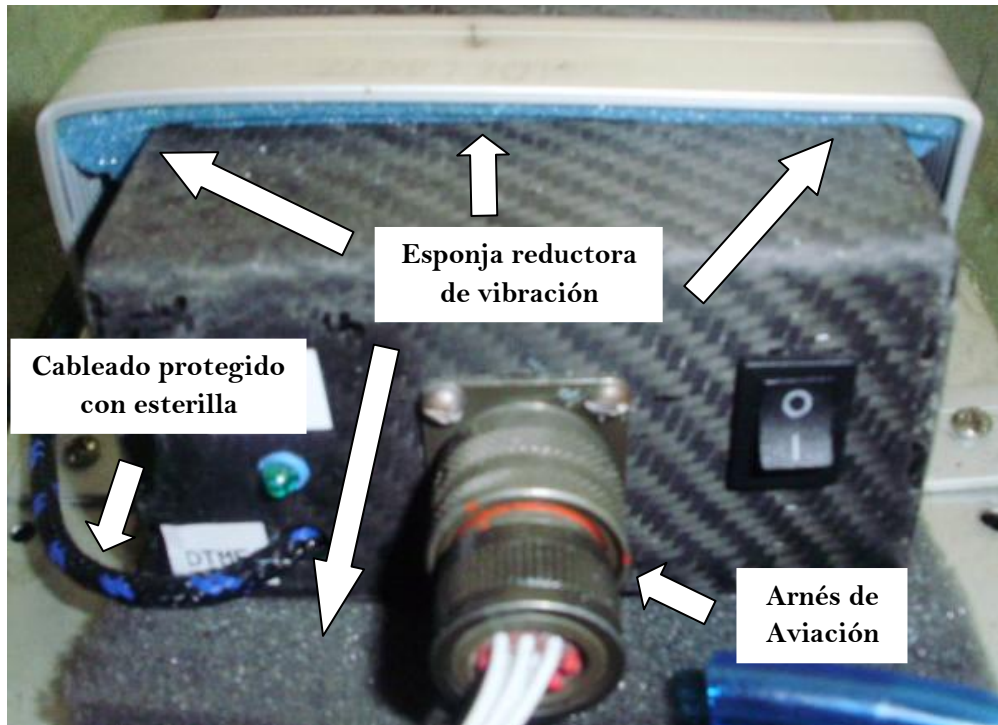
*Elaborado por:* El Investigador

8. La figura 6.51 muestra la parte delantera de la caja de fibra de carbono que contiene a la placa de control, se puede observar el arnés de aviación (tipo macho), el orificio para la entrada de los códigos DMTF, el switch de encendido del Sistema y el led de indicación.

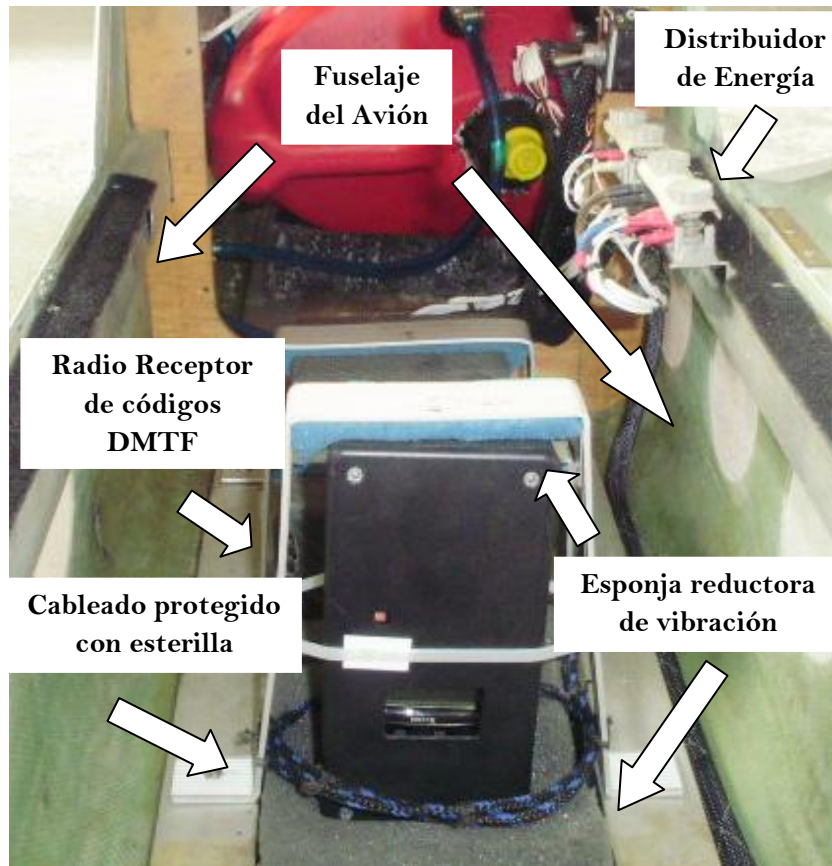


*Figura N° 6.51* Parte Delantera de la Caja del Sistema de Emergencia  
*Elaborado por:* El Investigador

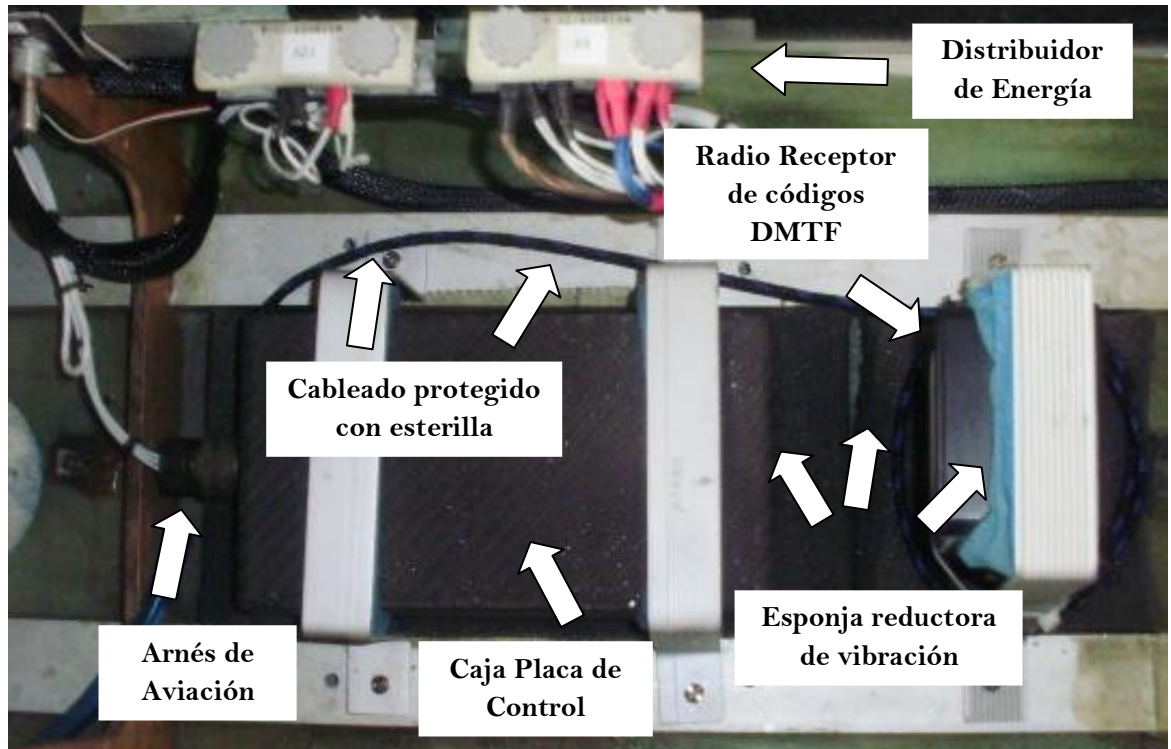
9. Finalmente se instala el sistema electrónico de control en la aeronave denominada prototipo PHOENIX UAV – 1, se puede observar en las figuras 6.52, 6.53 y 6.54 la implementación en el fuselaje del mismo, por precaución además de tener polímero de anti vibración en su interior, tiene en el exterior de las cajas una esponja anti vibración en las uniones con el fuselaje, también se puede observar el cableado protegido con esterilla y la instalación del radio receptor de los tonos DMTF.



**Figura N° 6.52** Instalación en el Fuselaje  
*Elaborado por:* El Investigador



**Figura N° 6.53** Instalación en el Fuselaje con Radio Receptor  
*Elaborado por:* El Investigador



*Figura N<sup>o</sup> 6.54* Instalación en el Fuselaje, Vista Superior

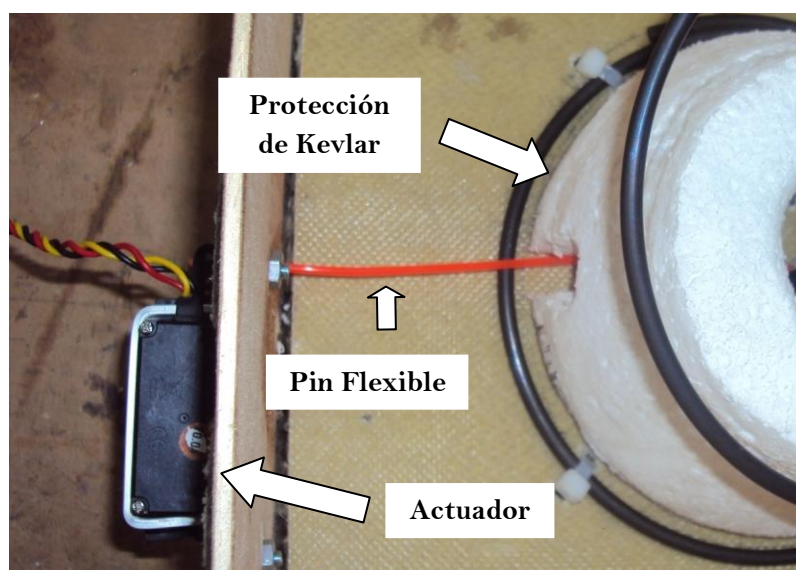
*Elaborado por:* El Investigador

10. Después de tener la placa de control implementada en su totalidad con la caja de protección en la aeronave, se procede a implementar el sistema mecánico de activación por resorte del paracaídas, la figura 6.55 indica el resorte a utilizar en base a los diseños planteados, tiene una protección hecha en espuma flex forrada de kevlar para ayudar a que el resorte no se deforme en su forma vertical.

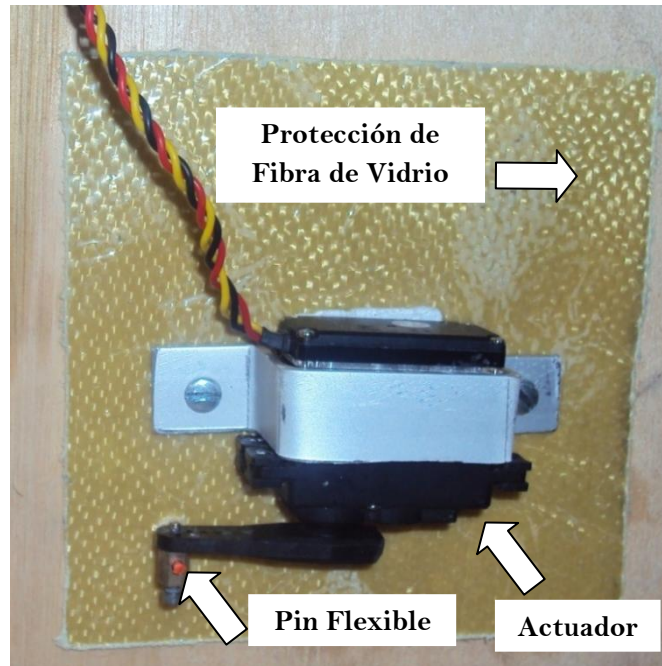


**Figura N° 6.55** Resorte para la activación del Paracaídas  
*Elaborado por:* El Investigador

11. La figura 6.56 se refiere a la instalación del servomotor, que es el actuador indicado para mover un pin flexible y activar así el resorte para la expulsión del paracaídas por medio del desmultiplicador de fuerzas, y la figura 6.57 muestra en vista frontal la instalación del servomotor y se nota que tiene un aislante de fibra de vidrio para proteger la sensibilidad del mismo, el actuador es adecuadamente ubicado para que no afecte al funcionamiento normal del Sistema Mecánico.

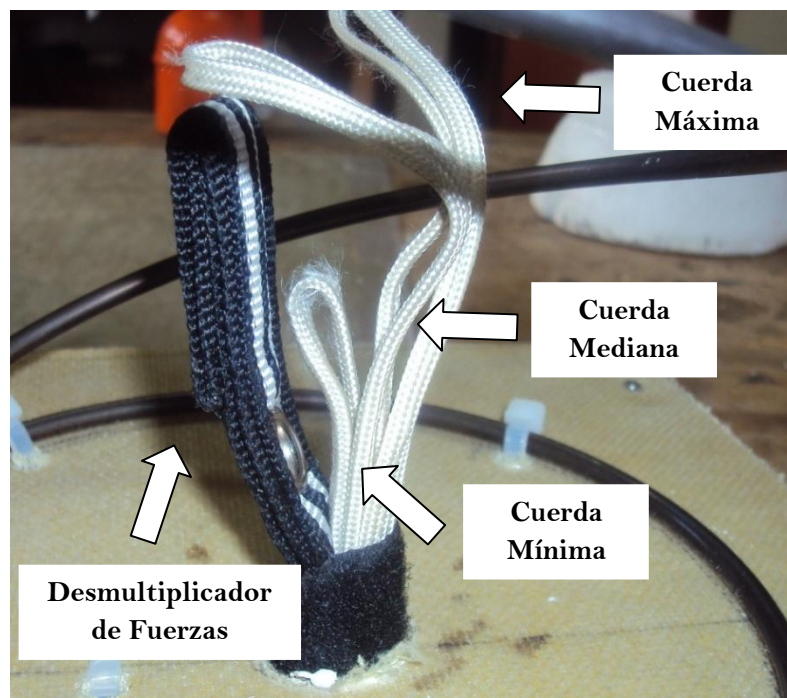


**Figura N° 6.56** Instalación del Actuador  
*Elaborado por:* El Investigador



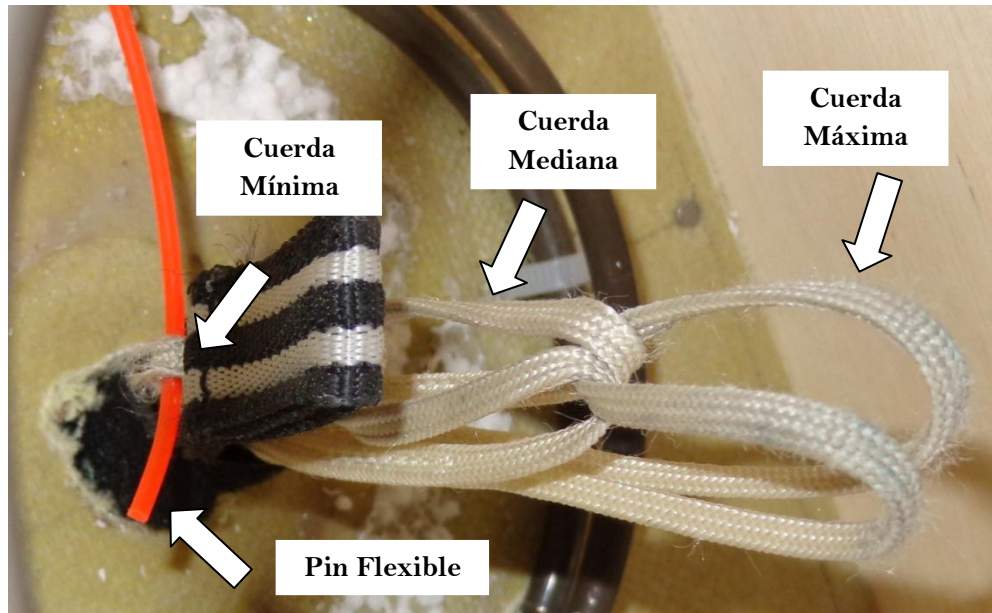
**Figura N° 6.57** Instalación Frontal del Actuador  
*Elaborado por:* El Investigador

12. A continuación se procede a instalar el desmultiplicador de fuerzas, que es una herramienta que tiene el principio físico de las poleas, es decir, mientras más cuerdas tenga menos fuerza realizará el servomotor para activar al resorte como se muestra en la figura 6.58.

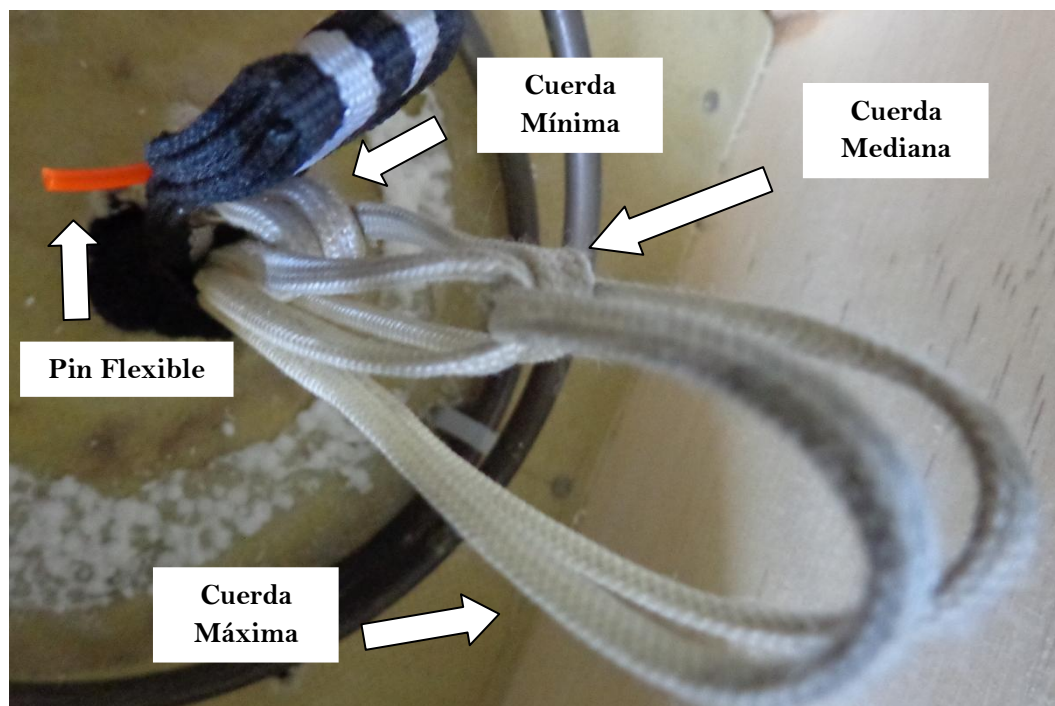


**Figura N° 6.58** Desmultiplicador de Fuerzas en la Activación del Resorte  
*Elaborado por:* El Investigador

13. A continuación se realiza el armado del desmultiplicador de fuerzas, que consiste en formar un arco cruzando la cuerda de menor a la de mayor tamaño, así con las tres cuerdas y la última, es decir la más pequeña es a la que se fija el pin flexible, demostrando así que la mayor cuerda es la que tiene mayor tensión, como se puede observar en la figura 6.59 y 6.60.



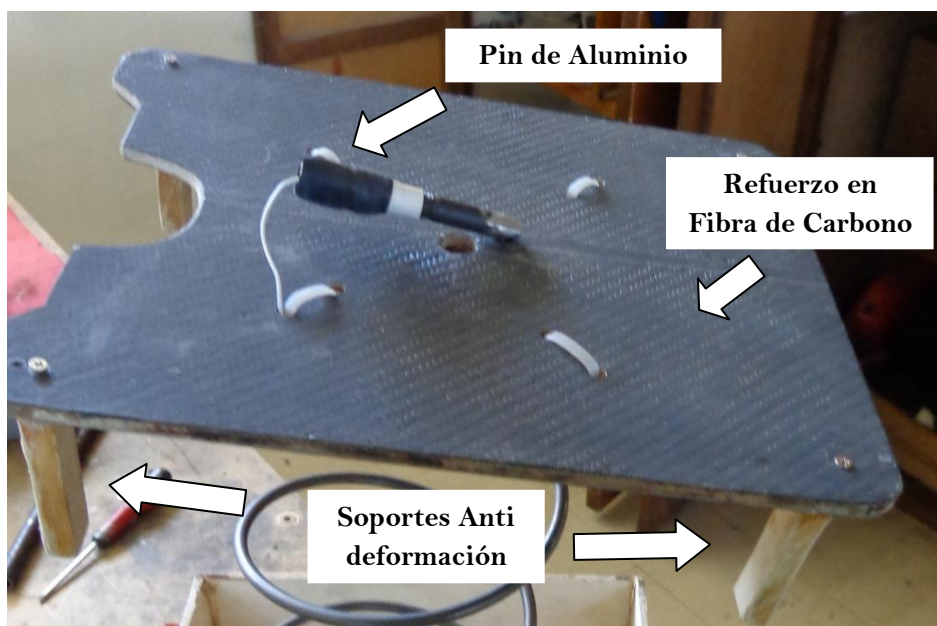
*Figura N° 6.59 Fijación del Pin Flexible*  
*Elaborado por: El Investigador*



*Figura N° 6.60 Cruce de Cuerdas del Desmultiplicador de Fuerzas*  
*Elaborado por: El Investigador*

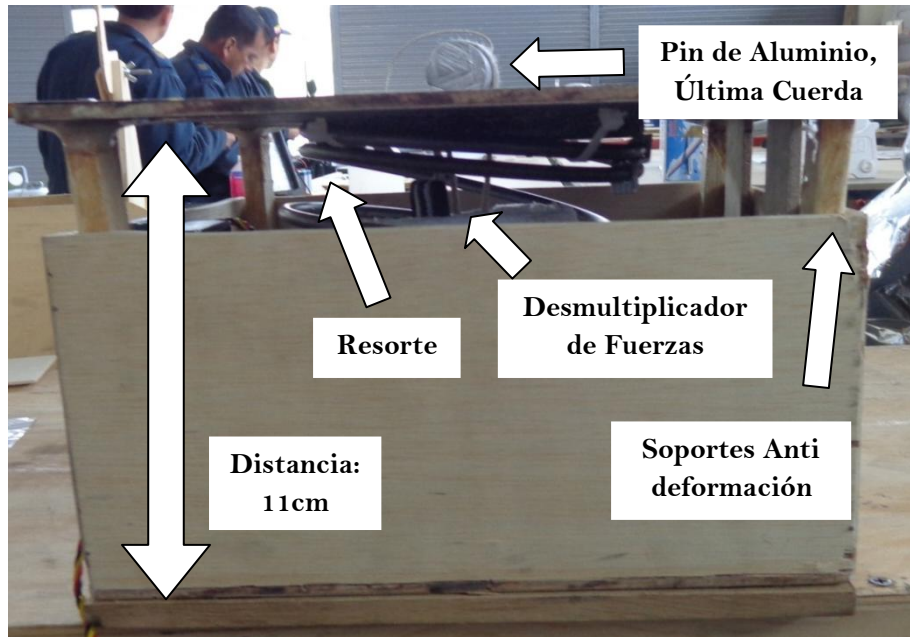


14. Posteriormente se realiza la implementación de la cubierta superior del resorte, la misma que es la base del paracaídas, como muestra la figura 6.61 su construcción se basa en un molde de madera forrado en fibra de carbono, ofreciendo así resistividad entre el pin de aluminio que es el soporte del desmultiplicador de fuerzas y la fuerza del resorte, además posee unos apoyos de madera en cada esquina que son necesarios para que el resorte no se deforme en su forma horizontal y otorgando así la expulsión vertical del paracaídas.

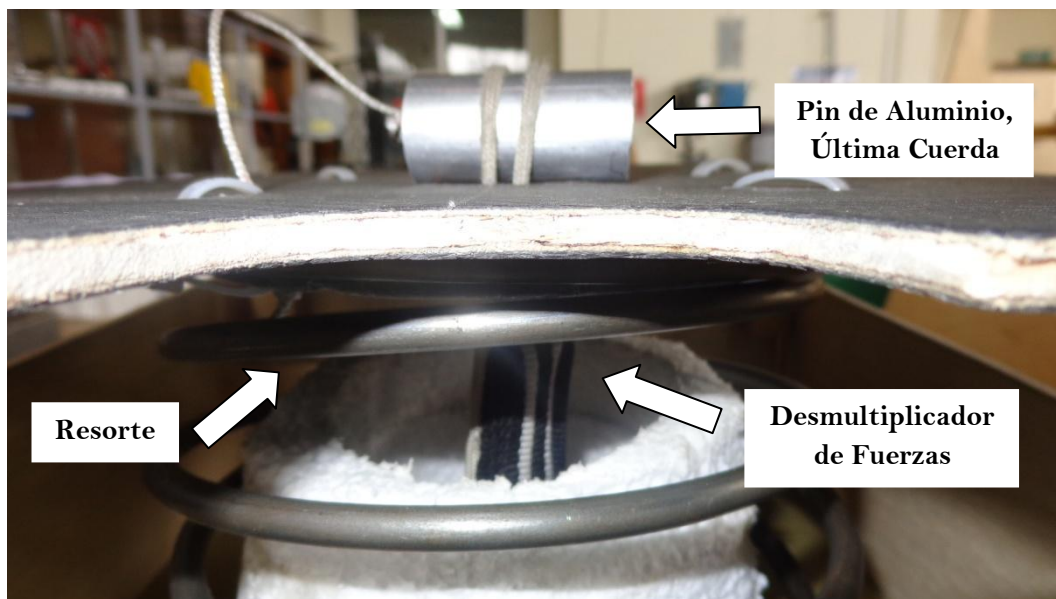


**Figura N° 6.61** Cubierta Superior del Resorte, Base del Paracaídas de Emergencia  
*Elaborado por:* El Investigador

15. Por consiguiente, se procede a realizar el ensamblaje total del sistema mecánico de activación del resorte, se realiza la compresión manual al resorte para que descienda a su mínima altura que es 11cm como se muestra en la Figura 6.62, y se fija al pin de aluminio de la cubierta del resorte con la última cuerda del desmultiplicador de fuerzas, siendo este punto el que más soporte la fuerza de tensión, por tal razón es recubierta con fibra de carbono como se observa en la figura 6.63.



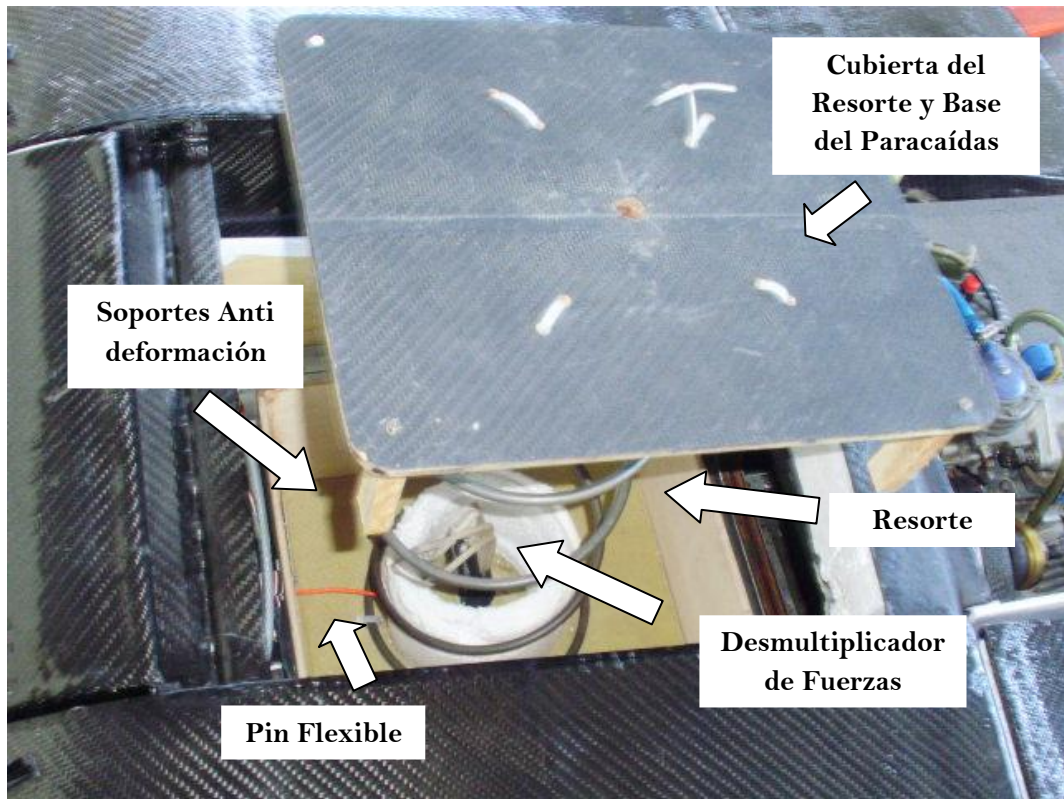
**Figura N° 6.62** Compresión Total del Resorte  
*Elaborado por:* El Investigador



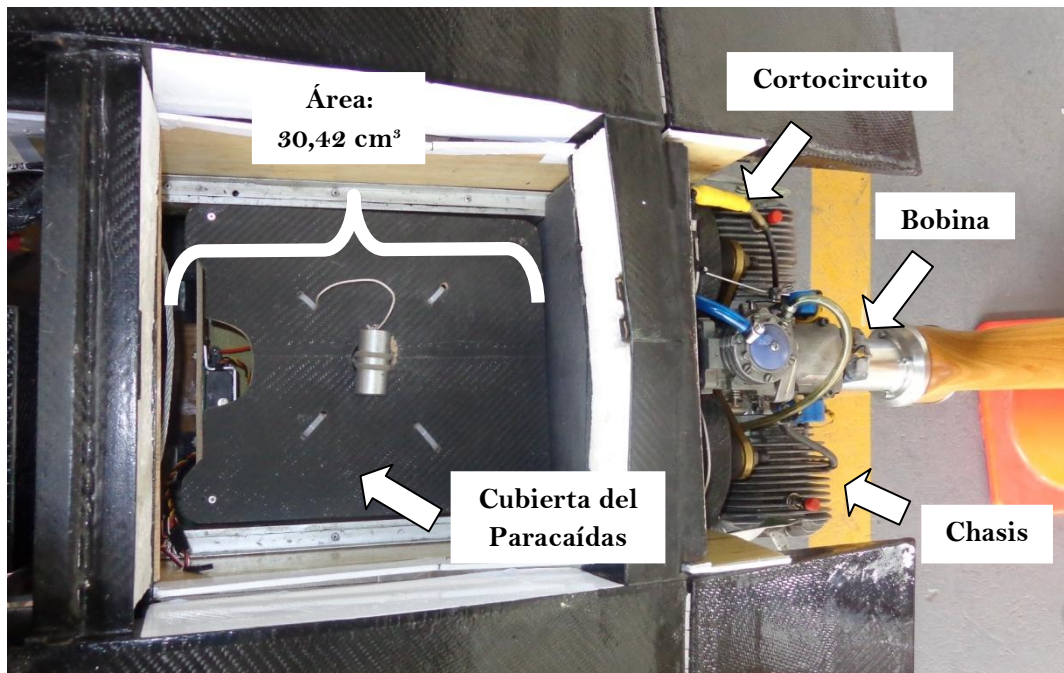
**Figura N° 6.63** Sujeción de la Cuerda al Pin de Aluminio  
*Elaborado por:* El Investigador

16. Finalmente se instala el Sistema de Emergencia en el avión denominado prototipo PHOENIX UAV – 1, como muestra la figura 6.64, 6.65 y 6.66 el Sistema Mecánico se instala en un área de 30,42 cm<sup>3</sup>, es importante que se encuentre ubicado en el Centro de Gravedad (CG) de la Aeronave para que

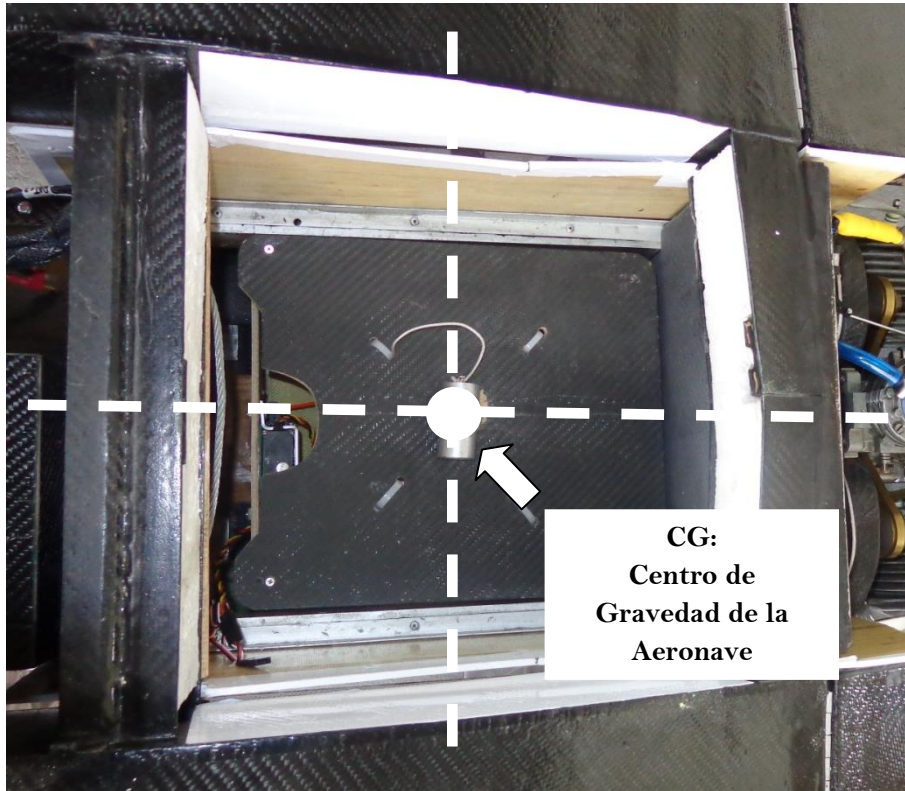
en el momento de su activación tenga la menor oscilación posible en la caída.



*Figura N° 6.64* Instalación del Sistema Mecánico No Ensamblado  
*Elaborado por:* El Investigador

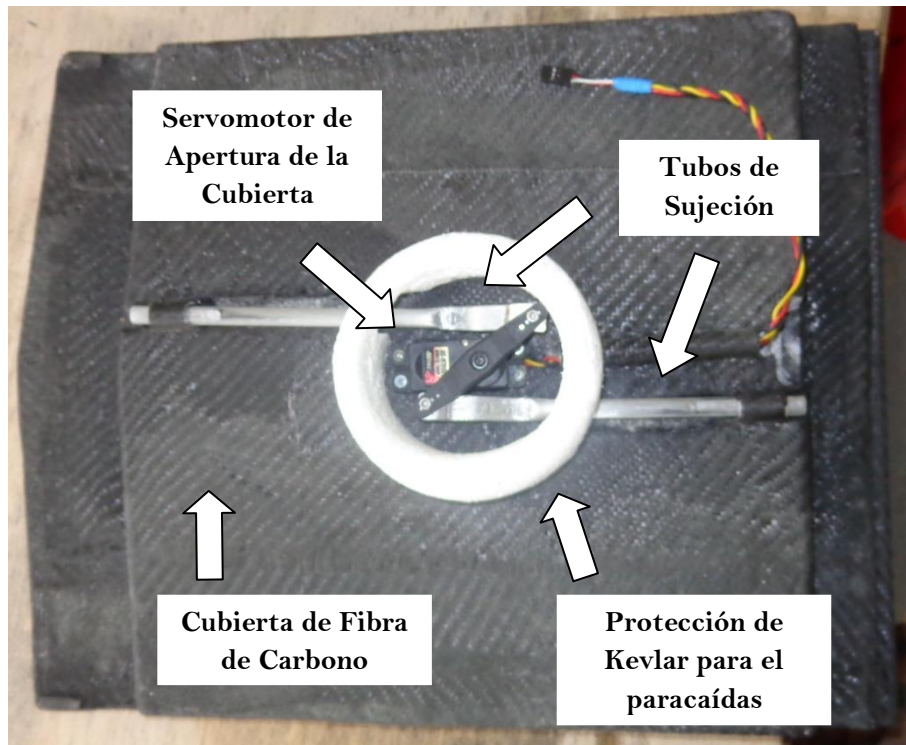


*Figura N° 6.65* Instalación del Sistema Mecánico Ensamblado  
*Elaborado por:* El Investigador



*Figura N<sup>o</sup> 6.66* Instalación en el Centro de Gravedad de la Aeronave  
*Elaborado por:* El Investigador

17. Por último la construcción de la cubierta del paracaídas se la hace en fibra de carbono para alivianar el peso y así no afectar al centro de gravedad, ésta cubierta posee un servomotor que es activado con la misma señal del sistema mecánico, funcionando como un anclaje protector del paracaídas como se observa en la figura 6.67.



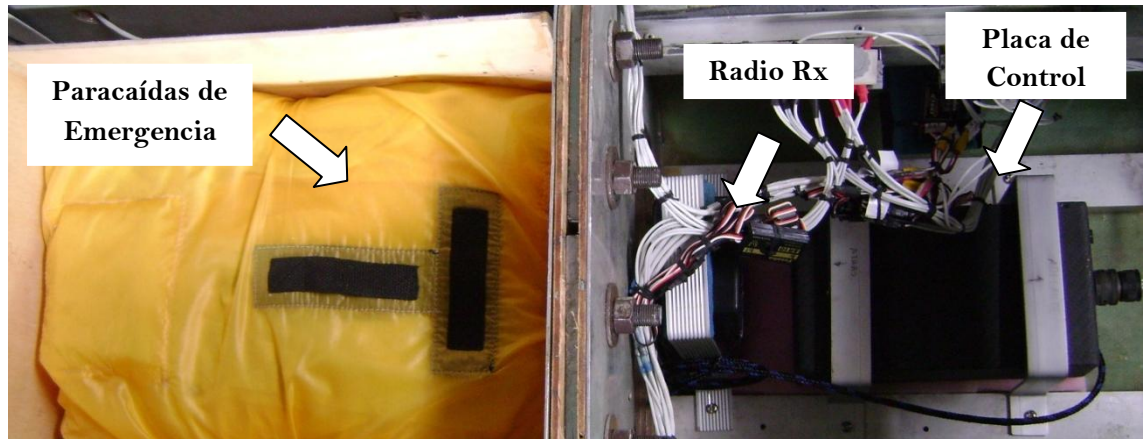
*Figura N° 6.67* Cubierta del Paracaídas  
*Elaborado por:* El Investigador

## 6.10 Pruebas de Funcionamiento del Sistema de Emergencia

Las pruebas de funcionamiento se realizan mientras el proyecto sigue su marcha de investigación, es decir, mientras se siguen aportando implementaciones de las otras áreas inmersas en el proyecto.

Para poner en funcionamiento el Sistema de Emergencia se sigue un procedimiento, para evitar fallas posibles y lograr el 100% de cumplimiento, de la siguiente manera:

1. Al tener completamente instalado el Sistema Electrónico y el Sistema Mecánico como se muestra en la figura 6.68, se procede a la instalación del paracaídas, para los casos de pruebas de funcionamiento se coloca un peso similar al de paracaídas a utilizar que es de 3Kg, para no estropear al original, como se observa en la Figura 6.69.

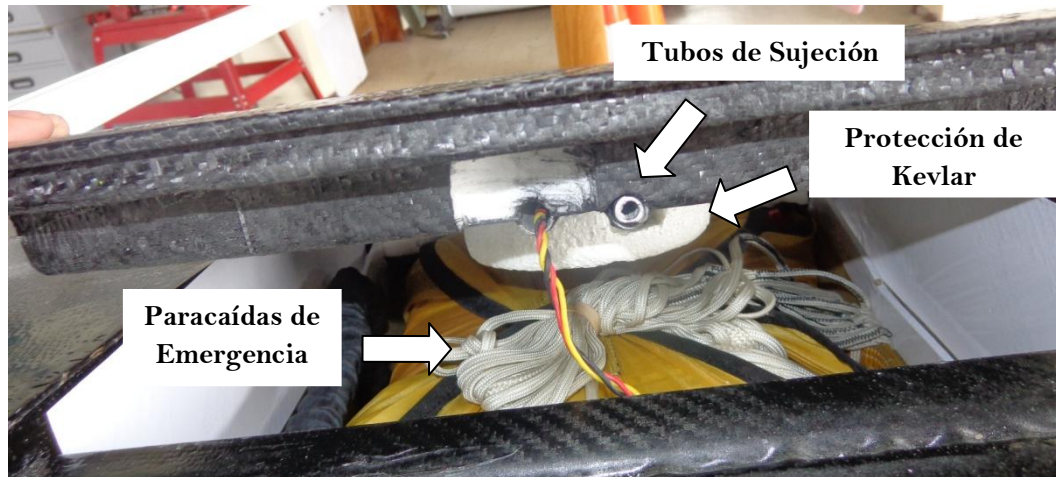


**Figura N° 6.68** Instalación del Sistema Completo  
*Elaborado por:* El Investigador



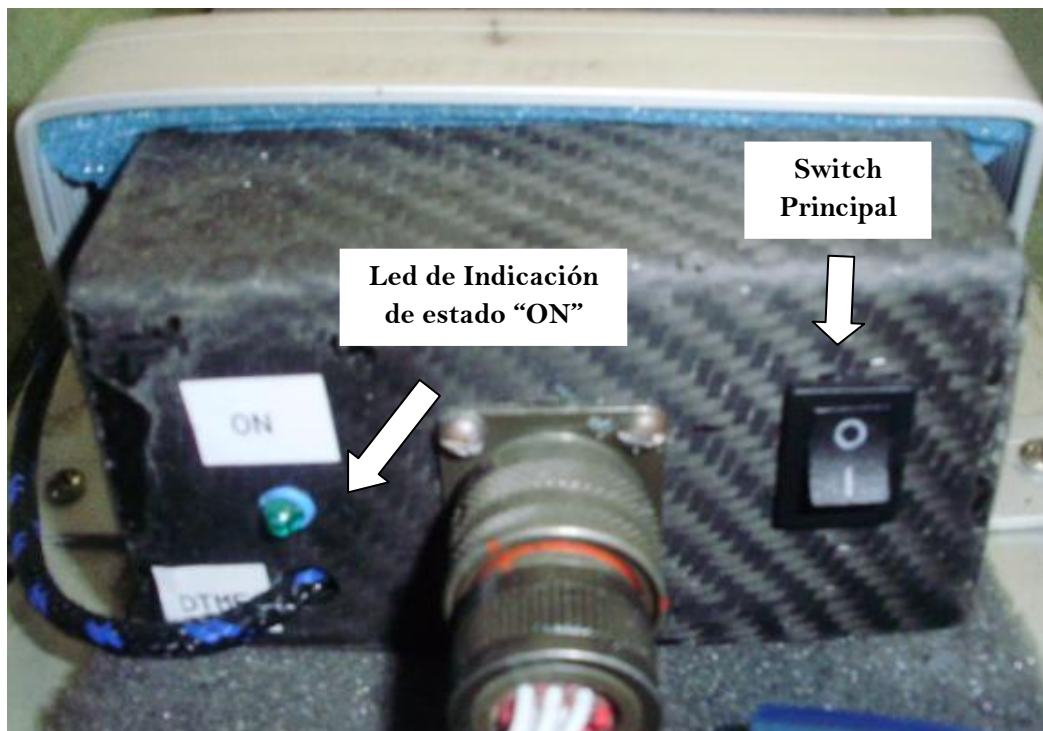
**Figura N° 6.69** Peso Simulado del Paracaídas  
*Elaborado por:* El Investigador

2. A continuación se procede a la instalación de la cubierta del paracaídas, en la figura 6.70 se observa que no existe ningún impedimento para los tubos de sujeción, la protección de kevlar y el paracaídas.

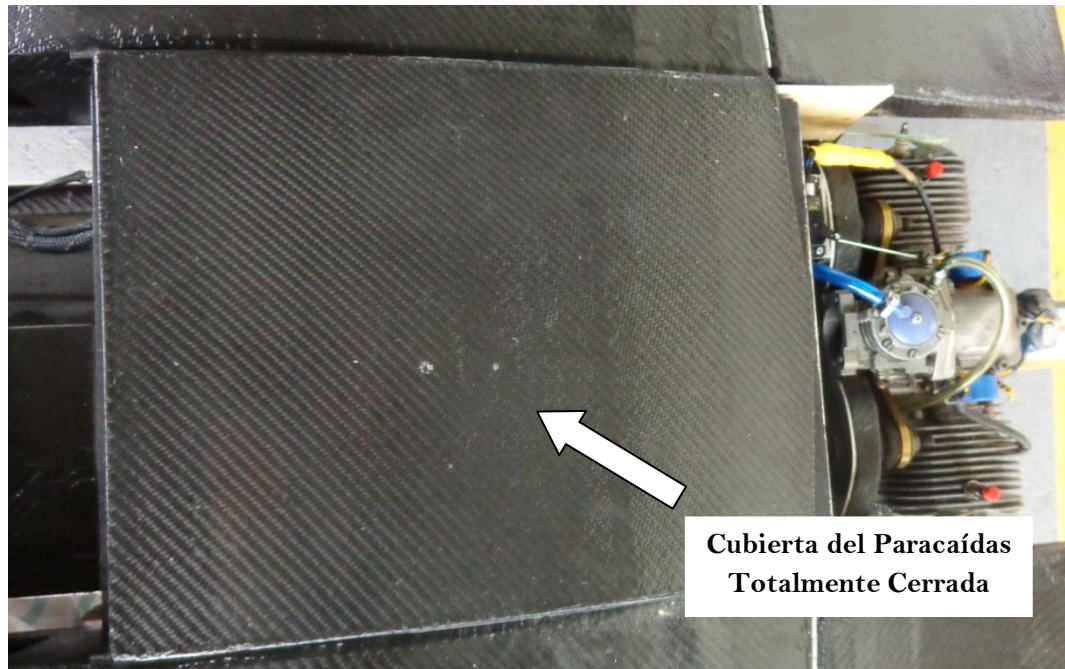


**Figura Nª 6.70** Instalación Cubierta del Paracaídas  
*Elaborado por:* El Investigador

3. Para activar el Sistema Electrónico de Emergencia, se procede a encenderlo por medio del switch principal, como muestra la figura 6.71, y se activan los servomotores del control de apertura del paracaídas y de la cubierta del mismo especificados por la programación en el microcontrolador, como se nota en la figura 6.72, el sistema se encuentra completamente activado con la cubierta del paracaídas cerrada.



**Figura Nª 6.71** Switch Principal de la Placa de Control  
*Elaborado por:* El Investigador



**Figura N<sup>o</sup> 6.72** Completa Activación del Sistema de Emergencia  
**Elaborado por:** El Investigador

4. Para activar la expulsión del paracaídas, es necesario enviar los estados de programación correctos por medio de los códigos DTMF, se muestra en la figura 6.73 el Radio Portátil que transmite los códigos en el canal llamado “SEGURIDAD” que tiene la frecuencia de 153,100 MHz y en la Figura 6.74 el Radio que recepta los mismos en la frecuencia de 153,100 MHz y los trasmite a la placa de control.





*Figura N° 6.73* Radio Portátil con DTMF  
*Elaborado por:* El Investigador



*Figura N° 6.74* Radio Receptor de códigos DTMF  
*Elaborado por:* El Investigador

5. Para las pruebas de funcionamiento, es indispensable activar el “*Estado Primario*” de programación con el código DTMF “1 & 3”, este código activa inmediatamente el pagado del motor, espera 1.5 segundos (hasta que el motor descienda completamente a 0 RPM’s) y seguidamente activa la expulsión del paracaídas, este proceso se muestra en las figuras 6.75, 6.76, 6.77, y 6.78.



*Figura N<sup>o</sup> 6.75* Códigos DTMF de Envío  
*Elaborado por:* El Investigador



*Figura N° 6.76 Envío de códigos DTMF*  
*Elaborado por: El Investigador*



*Figura N° 6.77 Apagado Inmediato de Motor y Espera de 1.5 Segundos*  
*Elaborado por: El Investigador*



**Figura N<sup>a</sup> 6.78** Expulsado del Peso Simulado del Paracaídas  
**Elaborado por:** El Investigador

6. En la figura 6.79, se puede observar la altura a la que el peso simulado del paracaídas se eleva, dando como resultado 1 metro con 26 centímetros aproximadamente, se puede notar que es cercano a los calculado teóricamente, resultando así satisfactorias las pruebas de funcionamiento del Sistema Electrónico para el control del Aterrizaje de Emergencia de los UAV.



**Figura N° 6.79** Altura de Elevación del Peso Simulado del Paracaídas  
*Elaborado por:* El Investigador

### **6.11 Validación del Prototipo Final del Sistema Electrónico para el Control del Aterrizaje de Emergencia de los UAV's.**

Para el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE) la presentación final del Sistema Electrónico para el Control del Aterrizaje de Emergencia de los UAV's, es como muestra la Metodología, de la siguiente manera:

- ✓ Presentación de Diseños.
- ✓ Implementación del Sistema.
- ✓ Pruebas de Funcionamiento.
- ✓ Ajustes Finales.
- ✓ Validación del Prototipo Final.

Para la validación del prototipo final, es necesario activar el Sistema de Emergencia en tierra, la aeronave debe tener el motor encendido y se realiza el proceso de carreteo, es decir transportación de la aeronave en alta velocidad hasta llegar al punto de velocidad para despegue como muestra la figura 6.80.



**Figura N° 6.80** Carreteo de la Aeronave UAV-1  
**Elaborado por:** El Investigador

A continuación, después de tener el proceso de carreteo y alcanzar la velocidad deseada se procede a iniciar el Sistema, de tal manera que:

1. Se activa el Código de Estado Primario (1 & 3) en el radio portátil con tonos DTMF, como se observa en la Figura 6.81.



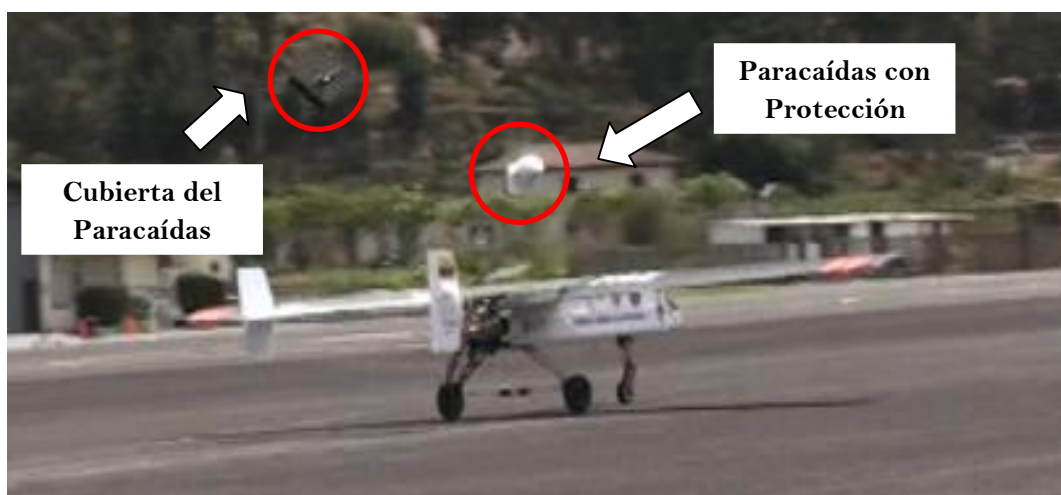
**Figura N° 6.81** Activación del Código de Estado Primario  
**Elaborado por:** El Investigador

2. Inmediatamente se puede observar en la figura 6.82 que el motor es apagado por medio del cortocircuito inducido en la bobina del motor con el chasis del mismo y espera 1,5 segundos hasta que descienda a 0 RPM's (totalmente apagado).



**Figura N° 6.82** Apagado Inducido del Motor  
*Elaborado por:* El Investigador

3. Seguidamente de forma instantánea se activa el resorte y por ende la expulsión del paracaídas (en este caso no es un peso simulado, sino el paracaídas con protecciones para mantener la integridad del mismo) y se puede observar en la figura 6.83 que se eleva a la altura indicada y en la figura 6.84 que pierde velocidad con el motor apagado.



**Figura N° 6.83** Expulsión del Paracaídas  
*Elaborado por:* El Investigador



**Figura N<sup>o</sup> 6.84** Aeronave Sin Velocidad  
*Elaborado por:* El Investigador

De esta manera, se logra la validación por parte del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana en la Ciudad de Ambato del Sistema Electrónico para el control del Aterrizaje de Emergencia de los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV), teniendo en cuenta que no es necesario activarlo en vuelo ya que esto significaría costo y tiempo para el CIDFAE.

## 6.12 Presupuesto

El presupuesto se encuentra detallado a continuación en la tabla 6.2, que son los materiales utilizados para el diseño, implementación y validación del Sistema de Emergencia.

N <sup>o</sup>	DETALLE	UNIDAD	CANTIDAD	VALOR UNITARIO	VALOR TOTAL
1	Circuito Integrado LM7805	c/u	2	\$ 0,56	\$ 1,12
2	Circuito Integrado MT8870	c/u	1	\$ 2,54	\$ 2,54
3	Micro controlador 18F2550	c/u	1	\$ 1,26	\$ 1,26
4	Capacitor Cerámico 0.1 $\mu$ F	c/u	16	\$ 0,22	\$3,52
5	Capacitor Electrolítico 100 $\mu$ F	c/u	1	\$ 0,31	\$ 0,31



<b>6</b>	Capacitor Cerámico 15 pF	c/u	4	\$0,35	\$ 1,40
<b>7</b>	Oscilador de Cristal 4 MHz	c/u	1	\$ 0,85	\$ 0,85
<b>8</b>	Oscilador de Cristal 3.5795 MHz	c/u	1	\$ 0,98	\$ 0,98
<b>9</b>	Resistencia 100 KΩ – 0.6 W	c/u	3	\$ 0,12	\$ 0,36
<b>10</b>	Resistencia 300 KΩ – 0.6 W	c/u	1	\$ 0,12	\$ 0,12
<b>11</b>	Resistencia 100 Ω – 0.6 W	c/u	1	\$ 0,12	\$ 0,12
<b>12</b>	Resistencia 330 Ω – 0.6 W	c/u	2	\$ 0,12	\$ 0,24
<b>13</b>	Resistencia 1 KΩ – 0.6 W	c/u	2	\$ 0,12	\$ 0,24
<b>14</b>	Transistor NPN 2N3904	c/u	1	\$ 0,37	\$ 0,37
<b>15</b>	Relé un pin común 5V a 10A	c/u	1	\$ 0,58	\$ 0,58
<b>16</b>	Diodo Emisor de Luz	c/u	2	\$ 0,15	\$ 0,30
<b>17</b>	Bornera 2 Pines	c/u	3	\$ 0,26	\$ 0,78
<b>18</b>	Bornera 3 Pines	c/u	1	\$ 0,39	\$ 0,39
<b>19</b>	Pin Header 2 Pines	c/u	1	\$ 0,41	\$ 0,41
<b>20</b>	Placa de Cobre	c/u	1	\$ 1,52	\$ 1,52
<b>21</b>	Cable con Protección #22	m	5	\$ 2,55	\$ 12,75
<b>22</b>	Esterilla	m	1	\$ 3,22	\$ 3,22
<b>23</b>	Hilo Encerado de Amarre	m	7	\$ 1,28	\$ 8,96
<b>24</b>	Zócalo 18 Pines	c/u	1	\$ 0,29	\$ 0,29
<b>25</b>	Zócalo 28 Pines	c/u	1	\$ 0,37	\$ 0,37
<b>26</b>	Estaño de Soldadura	m	3	\$ 0,64	\$ 1,92
<b>27</b>	Pasta de Soldadura	c/u	1	\$ 2,75	\$ 2,75
<b>28</b>	Switch On / Off	c/u	1	\$ 0,26	\$ 0,26

29	Arnés de Aviación 10 Pines	c/u	1	\$ 12,37	\$ 12,37
30	Servomotor FUTABA	c/u	2	\$ 108,93	\$ 217,86
31	Barras de Aluminio	m	3	\$ 1,08	\$ 3,24
32	Recipiente de Plástico	c/u	1	\$ 1,13	\$ 1,13
33	Fibra de Carbono	m <sup>2</sup>	7	\$ 50,00	\$ 350,00
34	Fibra de Kevlar	m <sup>2</sup>	2	\$ 47,00	\$ 94,00
35	Fibra de Vidrio	m <sup>2</sup>	1	\$ 49,00	\$ 49,00
36	Resorte de Compresión	c/u	1	\$ 13,00	\$ 13,00
37	Madera	m <sup>2</sup>	1	\$ 1,50	\$ 1,50
38	Tornillos de Aviación	c/u	20	\$ 0,78	\$ 15,60
39	Filtro Servomotor	c/u	2	\$ 1,82	\$ 3,64
40	Tubos Termo retráctiles	c/u	5	\$ 1,25	\$ 6,25
41	Desmultiplicador de Fuerzas	c/u	1	\$ 18,95	\$ 18,95
42	Amarras – Tire Up	c/u	4	\$ 0,16	\$ 0,64
43	Batería Plomo 12V – 5Ah	c/u	1	\$ 51,13	\$ 51,13
44	Extensión Y para Servomotor	c/u	1	\$ 1,74	\$ 1,74
45	Radio Portátil TX	c/u	1	\$ 826,00	\$ 826,00
46	Radio Portátil RX	c/u	1	\$ 452,00	\$ 452,00
				<b>TOTAL</b>	<b>\$ 2165,98</b>

*Tabla N° 6.3* Detalle del Presupuesto  
*Elaborado por:* El Investigador

El presupuesto detallado en la tabla 6.3, es totalmente financiado por el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana por medio de sus respectivas autoridades.

El coste del diseño, la implementación y la puesta en marcha se detalla a continuación en la tabla 6.4.

N°	DETALLE	UNIDAD	CANTIDAD	VALOR UNITARIO	VALOR TOTAL
1	Diseño del Sistema	c/u	1	\$ 216,60	\$ 216,60
2	Implementación y Funcionamiento del Sistema	c/u	1	\$ 324,90	\$ 324,90
				<b>TOTAL</b>	<b>\$ 541,50</b>

*Tabla N° 6.4* Detalle del Presupuesto de Implementación

*Elaborado por:* El Investigador

El presupuesto detallado en la tabla 6.3, representa los costos de diseño e implementación en el caso de realizarlos fuera de la dirección del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana.

### 6.13 Conclusiones

- ✓ Gracias al apoyo prestado por parte del CIDFAE se ha logrado obtener la información, material y herramientas necesarias como base en el desarrollo e investigación del presente proyecto.
- ✓ El sistema de emergencia de los Vehículos Aéreos No Tripulados está en la capacidad de salvaguardar la tecnología y la ingeniería aplicada en la construcción e implementación del mismo.
- ✓ El sistema de emergencia conserva la construcción de los diferentes sistemas integrados, que tienen grandes prestaciones para el correcto funcionamiento de los UAV's en el CIDFAE.
- ✓ Se ha logrado alcanzar las metas propuestas y los requerimientos dados por el CIDFAE, en cuanto a conservación de la ingeniería aplicada en caso de un estrellamiento inminente de la aeronave.
- ✓ Con el presente Sistema de Emergencia se garantiza un vuelo más adecuado de los UAV's, ya que se tiene la plena seguridad de obtener una buena recuperación de la misma, en caso de escenarios críticos de la aeronave.

- ✓ El Sistema Mecánico de expulsado del paracaídas es eficiente, ya que logra la altura suficiente para que el mismo pueda activarse de una manera correcta.
- ✓ El Sistema de Emergencia logra reducir en un 75% los daños producidos por el gran impacto en un accidente.
- ✓ El Sistema implementado consigue satisfacer los requisitos propuestos como Electrónicos, Mecánicos y Aeronáuticos.

#### **6.14 Recomendaciones**

- ✓ Verificar que la construcción e implementación de la tecnología aplicada a los UAV's no interfiera con el sistema de aterrizaje de emergencia, ya que este es muy sensible debido a su importancia.
- ✓ Implementar todos los equipos existentes en los UAV con protección contra colisiones y anti vibración, para minimizar a gran nivel el daño causado tanto a los equipos electrónicos como mecánicos.
- ✓ Construir las cajas contenedoras de equipos importantes, incluido el Sistema de Emergencia, en fibra de carbono para reducir notablemente cualquier tipo de interferencia.
- ✓ Debido a la gran importancia del Sistema de Emergencia, este se debe implementar en cada UAV construido por el CIDFAE.
- ✓ El paracaídas de emergencia debe estar correctamente anclado al avión con un estudio preliminar, que determine los puntos de amarre al fuselaje del mismo.
- ✓ Realizar constantemente verificaciones del Sistema de Emergencia, tales como conexiones de los servomotores, enlaces de radiofrecuencia, envíos correctos de tonos DTMF, estado de baterías, entre otros.
- ✓ Debido al entero crecimiento de la tecnología electrónica y mecánica, considerar rediseños del sistema, como: confluir el sistema con el piloto automático a bordo que controla señales de emergencia y realizar un estudio completo para la expulsión del paracaídas con un sistema balístico (por explosión).

## BIBLIOGRAFÍA

- ✓ VIÑAS Lluís, *Circuitos y Dispositivos Electrónicos – Fundamentos de Electrónica*, Ediciones UPC, 6ta Edición, marzo de 1999.
- ✓ BOYLESTAD Robert, NASEHLSKY Louis, *Electrónica: Teoría de Circuitos y Dispositivos Electrónicos*, Ediciones PEARSON EDUCACIÓN, 8va Edición.
- ✓ RUÍZ Gustavo, *Electrónica Básica para Ingenieros*, Universidad de Cantabria – Facultad de Ciencias, España, Junio 2001.
- ✓ GOMÁRIZ Espartacus, BIEL Domingo, MATAS José, REYES Miguel, *Teoría de Control – Diseño Electrónico*, Ediciones UPC.
- ✓ REYES Carlos, *Microcontroladores PIC – Programación Básica*, 2da Edición.
- ✓ KANNAN Suresh, KOLLERY Adrian and JOHNSON Eric (2004), *Simulation and Development Environment for Multiple Heterogeneous UAV's*, Georgia Institute of Technology, Atlanta, GA, 30332.
- ✓ BOSAK Krzysztof (2010), *Secrets of Photomapping*, PTERYX (www.pteryx.eu).
- ✓ AUSTIN Reg (2010), *Unmanned Aircraft System*, Jhon Wiley & Sons Ltd. Editions, Great Britain UK.
- ✓ MOLTONI Andrés (2009), *El uso de UAV en la Agricultura de Precisión*, Buenos Aires – Argentina.
- ✓ CARRYER Andrew (2008), *A History of Unmanned Aviation in Canada*, MacDonald, Dettwiler and Associates Ltd., Canadá.

- ✓ MARTÍNEZ Marcelino, FRANCÉS José, CALPE Javier (2004), *Introducción al Procesado Digital de Señales*, Universidad de Valencia ITT SE.
  
- ✓ UNIÓN INTERNACIONAL DE TELECOMUNICACIONES, Recomendación ITU Q.24 (Diciembre 1998), *Multifrequency push-button signal reception*.
  
- ✓ Datasheet LM7805 (2001), *3 – Terminal 1A Positive Voltage Regulator*.
  
- ✓ Datasheet MT8870 (1998), *Integrated DTMF Receiver*.
  
- ✓ Datasheet PIC 18F2550 (2004), *28/40/44-Pin High-Performance – Enhanced Flash USB Microcontrollers with nanoWatt Technology*.
  
- ✓ Configuraciones C18 (2006), *PIC18 CONFIGURATION SETTINGS ADDENDUM*.

## LINKOGRAFÍA

- ✓ PERFIL ACADÉMICO, *Perfil de un Ingeniero Electrónico y Comunicaciones*, Publicado el lunes 22 de Septiembre del 2003  
(<http://www.sistema.itesm.mx/va/perfiles/iec.html>)
  
- ✓ HERRÁN Javier, *Autonomía de una Aeronave*, Publicado el sábado 14 de Marzo del 2009  
(<http://avion.microsiervos.com/sabias/sabias-parametros-alcance-aeronave.html>)
  
- ✓ CONCEPTOS, *Sistemas Electrónicos*.  
(<http://www.iestiemposmodernos.com/depart/dtec/Recursos/siselec4.pdf>)
  
- ✓ AEROPUERTOS ESPAÑOLES Y NAVEGACIÓN AÉREA, *Vehículos Aéreos No Tripulados*, Publicado en el 2008  
([http://www.aena.es/csee/ccurl/2008\\_2.2.Tipos\\_de\\_aeronaves.pdf](http://www.aena.es/csee/ccurl/2008_2.2.Tipos_de_aeronaves.pdf))
  
- ✓ UNMANNED AIRCRAFT TECHNOLOGIES, *Tolerancia a Fallas en UAV's*, Publicado en el 2008  
(<http://www.uatec.es/tfoa.html>)
  
- ✓ UNMANNED AIRCRAFT TECHNOLOGIES, *Escenarios de Colapsos de Seguridad*, Publicado en el 2008  
(<http://www.uatec.es/tfoa.html>)
  
- ✓ UNMANNED AIRCRAFT TECHNOLOGIES, *Objetivos en la Tolerancia en Fallo de Operaciones*, Publicado en el 2008  
(<http://www.uatec.es/tfoa.html>)
  
- ✓ REVISTA MECÁNICA POPULAR, *Avión Monoplano con paracaídas*, Publicado en Noviembre de 1999  
(<http://www.mimecanicapopular.com/vergral.php?n=476>)

- ✓ MURAL PARA ESTUDIANTES, *Codificación y Decodificación DTMF*,  
(<http://mural.uv.es/masimo/DTMF.html>)

## ÍNDICE DE REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] Sistemas Electrónicos  
(<http://www.iestiemposmodernos.com/depart/dtec/Recursos/siselec4.pdf>)
- [2] Autonomía de una Aeronave  
(<http://avion.microsiervos.com/sabias/sabias-parametros-alcance-aeronave.html>)
- [3] Vehículos Aéreos No Tripulados  
([http://www.aena.es/csee/ccurl/2008\\_2.2.Tipos\\_de\\_aeronaves.pdf](http://www.aena.es/csee/ccurl/2008_2.2.Tipos_de_aeronaves.pdf))
- [4] Tolerancia a Fallas en UAV's  
(<http://www.uatec.es/tfoa.html>)
- [5, 6, 7] Escenarios de Colapsos de Seguridad  
(<http://www.uatec.es/tfoa.html>)
- [8] Simulation and Development Environment for Multiple Heterogeneous UAV's, Suresh K. Kannan, Adrian A. Kollery and Eric N. Johnsonz.  
Georgia Institute of Technology, Atlanta, GA, 30332
- [9] Secrets of Photomapping  
Krzysztof Bosak  
PTERYX  
([www.pteryx.eu](http://www.pteryx.eu))



- [10] Hoja de Datos – LM7805  
3 – Terminal 1A Positive Voltage Regulator.  
([www.farichildsemi.com](http://www.farichildsemi.com))
- [11, 12] Codificación y Decodificación DTMF  
(<http://mural.uv.es/masimo/DTMF.html>)

**ANEXOS**

**Anexo N° 01**

**ENCUESTA AL PERSONAL AEROTÉCNICO DEL ÁREA DE  
PRODUCCIÓN DEL CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y  
DESARROLLO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA**

**UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO**

**FACULTAD DE INGENIERÍA EN SISTEMAS,  
ELECTRÓNICA E INDUSTRIAL**

**INGENIERÍA ELECTRÓNICA Y COMUNICACIONES**

**ENCUESTA SOBRE EL SISTEMA DE EMERGENCIA DE LOS  
UAV's EN EL CIDFAE**

**Instrucciones:** Por favor complete la encuesta cuidadosamente con total sinceridad al leerla por completo y señale sus respuestas con una "X".

**Nombre:** .....

**Fecha:** .....

- 1. ¿Los Vehículos Aéreos No Tripulados (UAV's) tienen algún sistema de control de aterrizaje de emergencia?**

Sí ( )

No ( )

- 2. ¿Cómo califica el sensoramiento existente en los prototipos UAV del CIDFAE?**

Muy Bueno ( )

Bueno ( )

Malo ( )

Regular ( )

Insuficiente ( )

**3. ¿Cómo califica la implementación de los diferentes sistemas integrados en los UAV del CIDFAE?**

Muy Buena ( )

Buena ( )

Mala ( )

Regular ( )

Insuficiente ( )

**4. ¿Es el personal de aerotécnicos capacitado para realizar proyectos de largo alcance?**

Sí ( )

No ( )

**5. ¿En el caso de escenarios críticos de una aeronave, es decir en el caso de un estrellamiento, que porcentaje de recuperación tiene la misma?**

( ) 100%

( ) 75%

( ) 50%

( ) 25%

( ) 0%

**6. ¿Existen equipos de alta tecnología incorporados en los UAV del CIDFAE?**

Sí ( )

No ( )

**7. ¿Existen los suficientes materiales y herramientas para implementar sistemas electrónicos y aeronáuticos en el CIDFAE?**

Sí ( )

No ( )

**8. ¿Se puede acceder a los sistemas integrados que tienen los UAV's adquiridos por el Ecuador?**

Siempre ( )

Regularmente ( )

A veces ( )

Nunca ( )

**Le agradezco su tiempo y gentil atención.**

**Atentamente.**

**Jácome Aguiño Joao Sebastián**

**UTA – FISEI**

Anexo N° 02

**ENTREVISTA A LOS INGENIEROS INVESTIGADORES, OFICIALES  
INVESTIGADORES DE LAS ÁREAS DE AVIÓNICA Y  
MECÁNICA  
Y ASESORES DEL CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y  
DESARROLLO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA**

**ENCUESTA**

**UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO**

**FACULTAD DE INGENIERÍA EN SISTEMAS,  
ELECTRÓNICA E INDUSTRIAL**

**INGENIERÍA ELECTRÓNICA Y COMUNICACIONES**

**ENTREVISTA SOBRE EL SISTEMA DE EMERGENCIA DE  
LOS UAV's EN EL CIDFAE**

**Instrucciones:** Por favor complete la encuesta cuidadosamente con total sinceridad al leerla por completo, si es necesario señale sus respuestas con una "X".

**Nombre:** .....

**Fecha:** .....

**Función en el CIDFAE:** .....

1. ¿Cuánto tiempo trabaja usted en el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana?

.....

2. ¿Usted como Oficial Investigador, Ingeniero Investigador y/o Asesor, como califica el desarrollo de los proyectos en el CIDFAE?

Muy Bueno ( )

Bueno ( )

Malo ( )

Regular ( )  
Insuficiente ( )

**3. ¿Cuáles son los procesos a seguir según su perspectiva para la implementación de un Vehículo Aéreo No Tripulado?**

.....  
.....  
.....  
.....  
.....  
.....  
.....

**4. ¿Cuáles son los beneficios de implementar un sistema de aterrizaje de emergencia para la correcta recuperación de un UAV en los escenarios más críticos de vuelo?**

.....  
.....  
.....  
.....  
.....  
.....  
.....

**5. ¿Según su punto de vista, que requerimientos son necesarios para la correcta implementación del sistema de emergencia en los UAV?**

.....  
.....  
.....  
.....  
.....  
.....  
.....

**6. ¿Cuáles son las suficientes condiciones de vuelo para que un UAV pueda realizar su procedimiento normal tanto en despegue, vuelo normal en crucero y aterrizaje?**

.....  
.....  
.....  
.....  
.....  
.....  
.....

**7. ¿Existen los suficientes materiales y herramientas para implementar sistemas electrónicos y aeronáuticos en el CIDFAE?**

- Sí ( )
- No ( )

**8. ¿Qué estrategias son utilizadas para la implementación de los diferentes sistemas integrados en los UAV?**

.....  
.....  
.....  
.....  
.....  
.....  
.....

**9. ¿En qué parámetros tanto electrónicos, mecánicos como aeronáuticos incide la construcción del sistema de aterrizaje de emergencia de los UAV?**

.....  
.....  
.....  
.....  
.....  
.....  
.....

**10. ¿Cuáles son las características para identificar los posibles escenarios críticos de un vuelo de un UAV con la posibilidad del colapso de la aeronave?**

.....  
.....  
.....  
.....  
.....  
.....  
.....

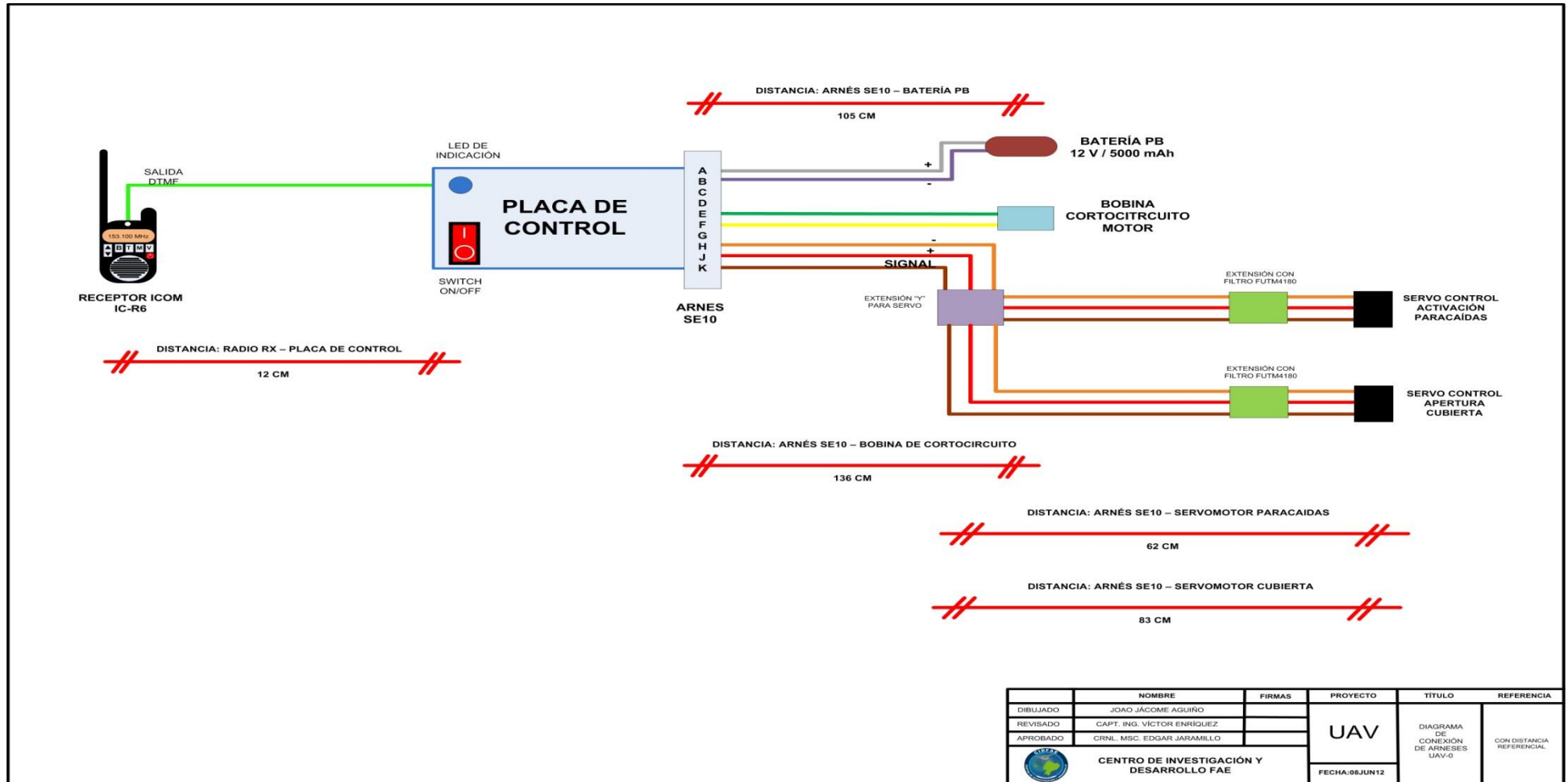
**Le agradezco su tiempo y gentil atención.**

**Atentamente.  
Jácome Aguiño Joao Sebastián  
UTA – FISEI**

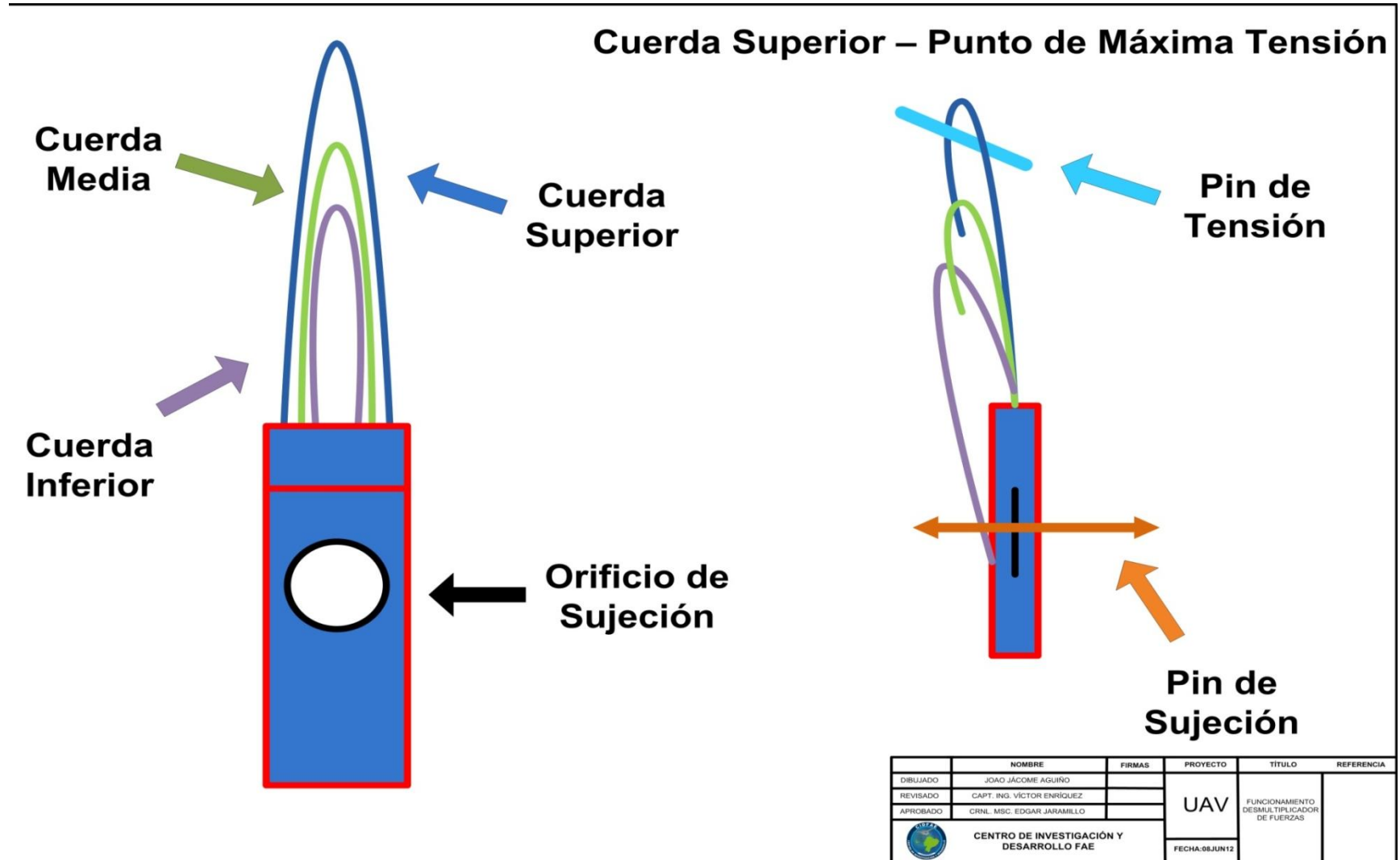


### Anexo N° 03

## DIAGRAMA DE CONEXIONES CON ARNÉS INCLUIDO DEL SISTEMA ELECTRÓNICO PARA EL CONTROL DEL ATERRIZAJE DE EMERGENCIA DEL PROTOTIPO UAV – 1

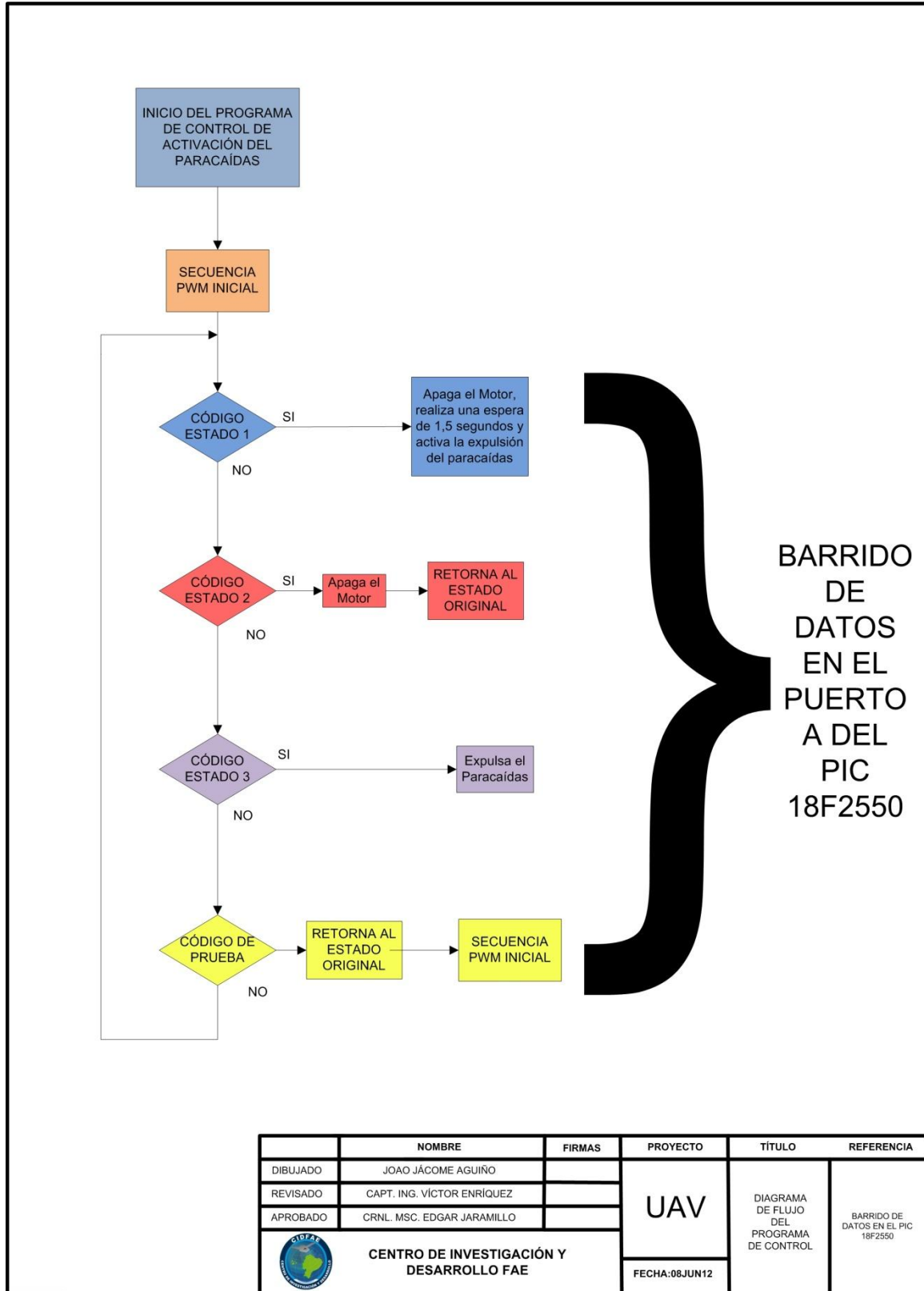


REPRESENTACIÓN DEL FUNCIONAMIENTO DEL DESMULTIPLICADOR DE FUERZAS



Anexo N° 05

DIAGRAMA DE FLUJO DEL PROGRAMA REALIZADO EN EL MICROCONTROLADOR



	NOMBRE	FIRMAS	PROYECTO	TÍTULO	REFERENCIA
DIBUJADO	JOAO JÁCOME AGUIÑO		UAV	DIAGRAMA DE FLUJO DEL PROGRAMA DE CONTROL	BARRIDO DE DATOS EN EL PIC 18F2550
REVISADO	CAPT. ING. VÍCTOR ENRIQUEZ				
APROBADO	CRNL. MSC. EDGAR JARAMILLO				
 <b>CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO FAE</b>			FECHA: 08JUN12		

Anexo N° 06

PRUEBAS REALIZADAS AL PARACAÍDAS DE EMERGENCIA

