



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO
FACULTAD DE ESTUDIOS SUPERIORES CUAUTITLÁN

**DESARROLLO DEL MODELO DE INGENIERÍA DEL SUBSISTEMA DE
OBSERVACIÓN ESPACIAL DE BAJA RESOLUCIÓN PARA UN
NANOSATÉLITE MEXICANO**

TESIS

**QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE:
INGENIERO EN TELECOMUNICACIONES, SISTEMAS Y ELECTRÓNICA**

**PRESENTA:
RAÚL SÁNCHEZ ALONSO**

**ASESOR:
DR. JOSÉ ALBERTO RAMÍREZ AGUILAR**

CUAUTITLÁN IZCALLI, ESTADO DE MÉXICO, 2022



Universidad Nacional
Autónoma de México

Dirección General de Bibliotecas de la UNAM

Biblioteca Central



UNAM – Dirección General de Bibliotecas
Tesis Digitales
Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS ©
PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

Todo el material contenido en esta tesis esta protegido por la Ley Federal del Derecho de Autor (LFDA) de los Estados Unidos Mexicanos (México).

El uso de imágenes, fragmentos de videos, y demás material que sea objeto de protección de los derechos de autor, será exclusivamente para fines educativos e informativos y deberá citar la fuente donde la obtuvo mencionando el autor o autores. Cualquier uso distinto como el lucro, reproducción, edición o modificación, será perseguido y sancionado por el respectivo titular de los Derechos de Autor.



UNIVERSIDAD NACIONAL
AUTÓNOMA DE
MÉXICO

**FACULTAD DE ESTUDIOS SUPERIORES CUAUTITLÁN
SECRETARÍA GENERAL
DEPARTAMENTO DE TITULACIÓN**

U.N.A.M.
FACULTAD DE ESTUDIOS
SUPERIORES CUAUTITLÁN
ASUNTO: VOTO APROBATORIO

**M. en C. JORGE ALFREDO CUÉLLAR ORDAZ
DIRECTOR DE LA FES CUAUTITLÁN
PRESENTE**

ATN: I.A. LAURA MARGARITA CORTAZAR FIGUEROA
Jefa del Departamento de Titulación
de la FES Cuautitlán.

Con base en el Reglamento General de Exámenes, y la Dirección de la Facultad, nos permitimos comunicar a usted que revisamos el: **Trabajo de Tesis y examen profesional**

Desarrollo del modelo de ingeniería del subsistema de observación espacial de baja resolución para un nanosatélite mexicano.

Que presenta el pasante: **Raúl Sánchez Alonso**

Con número de cuenta: **414051319** para obtener el título de: **Ingeniero en Telecomunicaciones, Sistemas y Electrónica**

Considerando que dicho trabajo reúne los requisitos necesarios para ser discutido en el **EXAMEN PROFESIONAL** correspondiente, otorgamos nuestro **VOTO APROBATORIO**.

ATENTAMENTE

"POR MI RAZA HABLARÁ EL ESPÍRITU"

Cuautitlán Izcalli, Méx. a 25 de octubre de 2021.

PROFESORES QUE INTEGRAN EL JURADO

	NOMBRE	FIRMA
PRESIDENTE	Mtro. Jorge Buendía Gómez	
VOCAL	Dr. José Alberto Ramírez Aguilar	
SECRETARIO	Mtro. Leopoldo Martín del Campos Ramírez	
1er. SUPLENTE	Ing. Gilberto Chavarría Ortiz	
2do. SUPLENTE	Dr. Fernando Gudiño Peñaloza	

NOTA: los sinodales suplentes están obligados a presentarse el día y hora del Examen Profesional (art. 127).

LMCF/javg



**FACULTAD DE ESTUDIOS SUPERIORES CUAUTITLÁN
SECRETARÍA GENERAL
DEPARTAMENTO DE TITULACIÓN**

U.N.A.M.
FACULTAD DE ESTUDIOS
SUPERIORES CUAUTITLÁN
ASUNTO: VOTO APROBATORIO

**M. en C. JORGE ALFREDO CUÉLLAR ORDAZ
DIRECTOR DE LA FES CUAUTITLÁN
PRESENTE**

**ATN: I.A. LAURA MARGARITA CORTAZAR FIGUEROA
Jefa del Departamento de Titulación
de la FES Cuautitlán.**

Con base en el Reglamento General de Exámenes, y la Dirección de la Facultad, nos permitimos comunicar a usted que revisamos el: **Trabajo de Tesis y examen profesional**

Desarrollo del modelo de ingeniería del subsistema de observación espacial de baja resolución para un nanosatélite mexicano.

Que presenta el pasante: **Raúl Sánchez Alonso**

Con número de cuenta: **414051319** para obtener el título de: **Ingeniero en Telecomunicaciones, Sistemas y Electrónica**

Considerando que dicho trabajo reúne los requisitos necesarios para ser discutido en el **EXAMEN PROFESIONAL** correspondiente, otorgamos nuestro **VOTO APROBATORIO**.

ATENTAMENTE

"POR MI RAZA HABLARÁ EL ESPÍRITU"

Cuautitlán Izcalli, Méx. a 25 de octubre de 2021.

PROFESORES QUE INTEGRAN EL JURADO

	NOMBRE	FIRMA
PRESIDENTE	Mtro. Jorge Buendía Gómez	
VOCAL	Dr. José Alberto Ramírez Aguilar	
SECRETARIO	Mtro. Leopoldo Martín del Campos Ramírez	
1er. SUPLENTE	Ing. Gilberto Chavarría Ortiz	
2do. SUPLENTE	Dr. Fernando Gudiño Peñaloza	

NOTA: los sinodales suplentes están obligados a presentarse el día y hora del Examen Profesional (art. 127).

LMCF/javg



UNIVERSIDAD NACIONAL
AUTÓNOMA DE
MÉXICO

**FACULTAD DE ESTUDIOS SUPERIORES CUAUTITLÁN
SECRETARÍA GENERAL
DEPARTAMENTO DE TITULACIÓN**

U.N.A.M.
FACULTAD DE ESTUDIOS
SUPERIORES CUAUTITLÁN
ASUNTO: VOTO APROBATORIO



**M. en C. JORGE ALFREDO CUÉLLAR ORDAZ
DIRECTOR DE LA FES CUAUTITLÁN
PRESENTE**

ATN: I.A. LAURA MARGARITA CORTAZAR FIGUEROA
Jefa del Departamento de Titulación
de la FES Cuautitlán.

Con base en el Reglamento General de Exámenes, y la Dirección de la Facultad, nos permitimos comunicar a usted que revisamos el: **Trabajo de Tesis y examen profesional**

Desarrollo del modelo de ingeniería del subsistema de observación espacial de baja resolución para un nanosatélite mexicano.

Que presenta el pasante: **Raúl Sánchez Alonso**

Con número de cuenta: **414051319** para obtener el título de: **Ingeniero en Telecomunicaciones, Sistemas y Electrónica**

Considerando que dicho trabajo reúne los requisitos necesarios para ser discutido en el **EXAMEN PROFESIONAL** correspondiente, otorgamos nuestro **VOTO APROBATORIO**.

ATENTAMENTE

"POR MI RAZA HABLARÁ EL ESPÍRITU"

Cuautitlán Izcalli, Méx. a 25 de octubre de 2021.

PROFESORES QUE INTEGRAN EL JURADO

	NOMBRE	FIRMA
PRESIDENTE	Mtro. Jorge Buendía Gómez	_____
VOCAL	Dr. José Alberto Ramírez Aguilar	_____
SECRETARIO	Mtro. Leopoldo Martín del Campos Ramírez	
1er. SUPLENTE	Ing. Gilberto Chavarría Ortiz	_____
2do. SUPLENTE	Dr. Fernando Gudiño Peñaloza	_____

NOTA: los sinodales suplentes están obligados a presentarse el día y hora del Examen Profesional (art. 127).

LMCF/javg



UNIVERSIDAD NACIONAL
AUTÓNOMA DE
MÉXICO

**FACULTAD DE ESTUDIOS SUPERIORES CUAUTITLÁN
SECRETARÍA GENERAL
DEPARTAMENTO DE TITULACIÓN**

U.N.A.M.
FACULTAD DE ESTUDIOS
SUPERIORES CUAUTITLÁN
ASUNTO: VOTO APROBATORIO

**M. en C. JORGE ALFREDO CUÉLLAR ORDAZ
DIRECTOR DE LA FES CUAUTITLÁN
PRESENTE**

**ATN: I.A. LAURA MARGARITA CORTAZAR FIGUEROA
Jefa del Departamento de Titulación
de la FES Cuautitlán.**

Con base en el Reglamento General de Exámenes, y la Dirección de la Facultad, nos permitimos comunicar a usted que revisamos el: **Trabajo de Tesis y examen profesional**

Desarrollo del modelo de ingeniería del subsistema de observación espacial de baja resolución para un nanosatélite mexicano.

Que presenta el pasante: **Raúl Sánchez Alonso**

Con número de cuenta: **414051319** para obtener el título de: **Ingeniero en Telecomunicaciones, Sistemas y Electrónica**

Considerando que dicho trabajo reúne los requisitos necesarios para ser discutido en el **EXAMEN PROFESIONAL** correspondiente, otorgamos nuestro **VOTO APROBATORIO**.

ATENTAMENTE

"POR MI RAZA HABLARÁ EL ESPÍRITU"

Cuautitlán Izcalli, Méx. a 25 de octubre de 2021.

PROFESORES QUE INTEGRAN EL JURADO

	NOMBRE	FIRMA
PRESIDENTE	Mtro. Jorge Buendía Gómez	_____
VOCAL	Dr. José Alberto Ramírez Aguilar	_____
SECRETARIO	Mtro. Leopoldo Martín del Campos Ramírez	_____
1er. SUPLENTE	Ing. Gilberto Chavarría Ortiz	_____
2do. SUPLENTE	Dr. Fernando Gudiño Peñaloza	_____

NOTA: los sindocales suplentes están obligados a presentarse el día y hora del Examen Profesional (art. 127).

LMCF/javg



UNIVERSIDAD NACIONAL
AUTÓNOMA DE
MÉXICO

FACULTAD DE ESTUDIOS SUPERIORES CUAUTITLÁN
SECRETARÍA GENERAL
DEPARTAMENTO DE TITULACIÓN

J.N.A.M.
ACULTAD DE ESTUDIOS
SUPERIORES CUAUTITLÁN
ASUNTO: VOTO APROBATORIO



M. en C. JORGE ALFREDO CUÉLLAR ORDAZ
DIRECTOR DE LA FES CUAUTITLÁN
PRESENTE

ATN: I.A. LAURA MARGARITA CORTAZAR FIGUEROA
Jefa del Departamento de Titulación
de la FES Cuautitlán.

Con base en el Reglamento General de Exámenes, y la Dirección de la Facultad, nos permitimos comunicar a usted que revisamos el: **Trabajo de Tesis y examen profesional**

Desarrollo del modelo de ingeniería del subsistema de observación espacial de baja resolución para un nanosatélite mexicano.

Que presenta el pasante: **Raúl Sánchez Alonso**

Con número de cuenta: **414051319** para obtener el título de: **Ingeniero en Telecomunicaciones, Sistemas y Electrónica**

Considerando que dicho trabajo reúne los requisitos necesarios para ser discutido en el EXAMEN PROFESIONAL correspondiente, otorgamos nuestro **VOTO APROBATORIO**.

ATENTAMENTE

"POR MI RAZA HABLARÁ EL ESPÍRITU"

Cuautitlán Izcalli, Méx. a 25 de octubre de 2021.

PROFESORES QUE INTEGRAN EL JURADO

	NOMBRE	FIRMA
PRESIDENTE	Mtro. Jorge Buendía Gómez	_____
VOCAL	Dr. José Alberto Ramírez Aguilar	_____
SECRETARIO	Mtro. Leopoldo Martín del Campos Ramírez	_____
1er. SUPLENTE	Ing. Gilberto Chavarría Ortiz	_____
2do. SUPLENTE	Dr. Fernando Gudiño Peñaloza	

NOTA: los sinodales suplentes están obligados a presentarse el día y hora del Examen Profesional (art. 127).

LMCF/javg

“Once a new technology Rolls over you, if you’re not part of the steamroller, you’re part of the road” -**Stewart Brand**

Agradecimientos

A mi madre, a quien a pesar de las circunstancias y limitaciones siempre me ha apoyado en todos los aspectos de la vida incluyendo la formación académica.

Al Dr. José Alberto Ramírez Aguilar, por la oportunidad de ser parte del proyecto, por compartir su experiencia y anécdotas además de su constante apoyo y disposición para la asesoría del presente trabajo.

A la FES Cuautitlán y a todos los profesores que fueron parte de mi formación académica durante la carrera, docentes a los que les tengo una gran admiración y respeto por su gran vocación de enseñanza que sumada a su vasta experiencia y conocimientos siempre motivan a dar el máximo esfuerzo para sacar lo mejor de uno mismo.

A los compañeros del proyecto Lupita, Carolina, David, Edgar y Saul por su profesionalismo, disposición y apoyo para el desarrollo del prototipo.

Al Programa de Apoyo a Proyectos de Investigación e Innovación Tecnológica (PAPIIT) de la UNAM por el financiamiento al proyecto con clave TA101019 con el que fue posible la adquisición de los componentes utilizados para el desarrollo del presente trabajo.

Finalmente, agradezco al proyecto KuauhtliSAT que me permitió conocer personas y situaciones que además de ampliar mis conocimientos, cambiaron mi perspectiva sobre las posibilidades en el haber del desarrollo profesional y personal. Le deseo el mayor de los éxitos y espero que la contribución de este trabajo sirva para acercarlo al objetivo que indudablemente logrará eventualmente de alcanzar las estrellas.

Índice

Agradecimientos.....	8
Lista de figuras.....	11
Lista de tablas.....	14
Lista de acrónimos.....	15
I. Introducción	17
II. Objetivos y alcance	18
II.I Objetivo general	18
II.II Objetivos específicos	18
III. Metodología	19
IV Alcance	21
Capítulo 1. Marco teórico.....	23
1.1 Satélites artificiales.....	23
1.1.1 Definición de satélite.....	23
1.1.2 Clasificación de los satélites artificiales	24
1.1.3 Subsistemas de un satélite	26
1.2 Órbitas satelitales	28
1.2.2 Clasificación de las orbitas Satelitales	28
1.3 Sistemas satelitales al servicio de México	31
1.3.1 Sistema Morelos.....	32
1.3.2 Sistema Solidaridad	33
1.3.3 Sistema Satmex 5 y 6.....	34
1.3.4 Sistema QuetzSat.....	35
1.3.5 Satmex 7	35
1.3.6 Satmex 8.....	35
1.3.7 Sistema Mexsat	36
1.4 Satélites en desarrollo y desarrollados en México	40
1.4.1 Sistema UNAMSAT	40
1.4.2 SATEX 1.....	42
1.4.3 SATEDU.....	42
1.4.4 CONDOR UNAM – MAI	43
1.4.5 Quetzal	43
1.4.6 SENSAT	43
1.4.7 Painani – I	44
1.4.8 Ulises 1	44

1.4.9 Misión Colibrí.....	45
1.4.10 Aztechsat – 1	46
1.4.11 KuauhtliSAT	46
1.4.12 Nanosatélite universitario K’oto	47
1.5 Nanosatélites y órbita LEO	47
1.5.1 Nanosatélites.....	47
1.5.2 Viabilidad de la órbita LEO.....	51
1.5.3 Estado del arte en nanosatélites de órbita baja	52
1.6 Uso de cámaras de baja resolución en misiones satelitales	54
1.6.1 Proyectos satelitales con cámaras de baja resolución	54
Capítulo 2. Nanosatélite KuauhtliSAT	62
2.1 Descripción del proyecto.....	62
2.1.1 Objetivo general de la misión	63
2.1.2 Objetivos específicos de la misión.....	63
2.1.3 Alcances y limitaciones.....	63
2.2 Arquitectura del nanosatélite.....	64
Capítulo 3. Caso de estudio. Carga útil del nanosatélite KuauhtliSAT	67
3.1 Diseño y dimensionamiento de la propuesta para el subsistema	67
3.1.1 Definición de requerimientos técnicos para la carga útil	68
3.1.2 Descomposición funcional y lógica.....	73
3.1.3 Diseño base	112
Capítulo 4. Implementación del subsistema y pruebas de verificación.....	118
4.1 Diseño y manufactura de la tarjeta PCB.....	118
4.2 Pruebas de funcionalidad	125
Capítulo 5. Análisis de resultados.....	130
Conclusiones.....	136
Trabajo a futuro.....	137
Referencias.....	138

Lista de figuras

Figura 1.1. Sputnik I.....	23
Figura 1.2. Representación de una órbita elíptica.....	29
Figura 1.3. Órbita polar.....	29
Figura 1.4. Órbita ecuatorial.....	29
Figura 1.5. Órbita inclinada prograda.....	30
Figura 1.6. Órbita inclinada retrograda.....	30
Figura 1.7. Tipo de órbitas por altura.....	31
Figura 1.8. Satélite del sistema Morelos.....	32
Figura 1.9. Satélite del sistema Solidaridad.....	33
Figura 1.10. Satmex 5.....	34
Figura 1.11. Satmex 6.....	34
Figura 1.12. Satélite QuetzSat 1.....	35
Figura 1.13. Satmex 8.....	36
Figura 1.14. Satélite Bicentenario.....	37
Figura 1.15. Satélite Centenario.....	37
Figura 1.16. Satélite Morelos 3.....	38
Figura 1.17. EUTELSAT 115 West B.....	39
Figura 1.18. UNAMSAT-1.....	41
Figura 1.19. UNAMSAT-B.....	41
Figura 1.20. Modelo integrado del SATEDU.....	42
Figura 1.21. Painani-I ensamblado en el CICESE.....	44
Figura 1.22. Preparación de Ulises 1 para el vuelo suborbital en globo aerostático.....	45
Figura 1.23. Logo oficial de la misión Colibrí.....	45
Figura 1.24. Aztechsat-1.....	46
Figura 1.25. Logo oficial para el proyecto K'oto.....	47
Figura 1.26. Total de nanosatélites desarrollados por organización.....	48
Figura 1.27. Lanzamientos de nanosatélites en los últimos 7 años.....	48
Figura 1.28. Especificación de las dimensiones de un cubeSat.....	49
Figura 1.29. Diferentes configuraciones de cubeSat.....	50
Figura 1.30. TubeSat armado (derecha) y estructura interna (izquierda).....	50
Figura 1.31. Foto de la estructura interna de ITUpSat.....	55
Figura 1.32. Ilustración de la arquitectura del sistema ITUpSat-1.....	56
Figura 1.33. Modelo de laboratorio de BeeSat.....	57
Figura 1.34. Diagrama de bloques funcional de BeeSat.....	57
Figura 1.35. Modelo de vuelo del MaSat-1 con antena desplegada.....	58
Figura 1.36. Primera imagen terrestre de Sudáfrica capturada por MaSat-1.....	58
Figura 1.37. Modelo de vuelo del FITSat-1.....	59
Figura 1.38. Cámara C1098.....	59
Figura 1.40. Fotografía sobre Sudán capturada por el HORYU-4.....	60
Figura 1.41. Diseño del ESTCube-1 y sus componentes.....	60
Figura 1.42. Diseño final del módulo de la cámara.....	61
Figura 1.43. Imagen del Mar Rojo capturada por el ESTCube-1.....	61
Figura 2.1. Logotipo oficial de la misión.....	62
Figura 2.2. Modelo exterior del TubeSat.....	65
Figura 2.3. Modelo teórico del KuauhtliSAT.....	65
Figura 2.4. Diagrama de bloques de alto nivel del nanosatélite.....	66

Figura 3.1. Procesos para el diseño del sistema	67
Figura 3.2. Proceso para establecer los requerimientos de la carga útil	68
Figura 3.3. Licencia de edición básica de STK	70
Figura 3.4. Configuración del escenario en el software STK.....	70
Figura 3.5. Configuración del satélite en el software STK.....	71
Figura 3.6. Configuración de una ubicación en el software STK.....	71
Figura 3.7. Modelo 3D del satélite en la órbita polar	72
Figura 3.8. Reporte de intervalos de acceso entre la estación terrena y el nanosatélite.....	72
Figura 3.9. Representación gráfica en 2D de los accesos con la estación terrena	73
Figura 3.10. Diagrama N2 de conexiones entre los componentes de la carga útil.....	75
Figura 3.11. Diagrama de bloques del sistema de cámaras.....	76
Figura 3.12. Placa de desarrollo Tiva C LaunchPad.....	78
Figura 3.13. Ejemplo de la constelación de satélites GPS.....	79
Figura 3.14. Componentes de la señal transmitida por los satélites de GPS.....	80
Figura 3.15. Módulo CJMCU de U-blox con el chip MAX Q7	82
Figura 3.16. Diagrama de bloques del chip MAX Q7	82
Figura 3.17. Antena para receptor de GPS	83
Figura 3.0.18. Estructura del protocolo NMEA.....	84
Figura 3.19. Enunciados recibidos del módulo GPS MAX Q7	85
Figura 3.20. Enunciado \$GPRMC con sus componentes mapeados	86
Figura 3.21. Diagrama de flujo de operación para el receptor GPS	87
Figura 3.22. Cámara C1098	88
Figura 3.23. Diagrama de bloques de la cámara C1098	88
Figura 3.0.24. Diagrama de tiempo de un byte del protocolo RS-232	89
Figura 3.25. Diagrama de tiempo del comando SYNC.....	89
Figura 3.26. Flujo de comandos para realizar la captura de una fotografía	91
Figura 3.27. Estructura del comando Data Length	92
Figura 3.28. Estructura de los paquetes de datos enviados por la cámara	92
Figura 3.29. Flujo de comandos para la recuperación de la fotografía capturada	92
Figura 3.30. Paquete de datos enviado por la cámara durante la captura de una fotografía	93
Figura 3.31. Estructura de la información en cada paquete de datos de la cámara	93
Figura 3.32. Proceso de sincronización	94
Figura 3.33. Envío de comandos Initial, package size, snapshot y get picture	94
Figura 3.34. Envío de comando data length	94
Figura 3.35. Envío de comando ACK final	95
Figura 3.36. Fotografía captura con la cámara C1098 y recuperada de la memoria SD.....	95
Figura 3.37. Proceso de captura de fotografía con la cámara C1098.....	96
Figura 3.38. Diagrama de flujo de operación para la cámara C1098.....	97
Figura 3.39. Cámara PTC08	98
Figura 3.40. Flujo de comandos para realizar la captura de una fotografía	100
Figura 3.41. Envío de comando RESET	101
Figura 3.42. Envío de comando SET RESOLUTION.....	101
Figura 3.43. Envío de comando TAKE PICTURE	101
Figura 3.44. Envío de comando DATA LENGTH	101
Figura 3.45. Envío de comando READ PICTURE.....	102
Figura 3.46. Fotografía captura con la cámara PTC08.....	102
Figura 3.47. Proceso de captura de fotografía con la cámara PTC08.....	103
Figura 3.48. Diagrama de flujo de operación para la cámara PTC08.....	104

Figura 3.49. Velocidad de memorias SD por clase.....	107
Figura 3.50. Módulo de interfaz de la tarjeta microSD.....	108
Figura 3.51. Regular y level shifter integrado al módulo de interfaz.....	108
Figura 3.52. Distribución de los pines en el módulo para su conexión.....	109
Figura 3.53. Prototipo de carga útil para imágenes del nanosatélite ICUBE-2.....	109
Figura 3.54. Software SD Card Formatter.....	110
Figura 3.55. Propiedades de la unidad con formato FAT 32.....	110
Figura 3.56. Estructura de las imágenes almacenadas en la memoria SD.....	111
Figura 3.57. Pinout de la placa de desarrollo Tiva C LaunchPad.....	114
Figura 3.58. Diagrama de flujo de transmisión de fotografía al subsistema RF.....	114
Figura 3.59. Configuración de pines del regulado LM317.....	115
Figura 3.60. Diagrama de conexión de los componentes con el microcontrolador.....	116
Figura 3.61. Flatsat de la propuesta del subsistema para la carga útil.....	117
Figura 4.1. Diseño 2D y 3D de la placa de la especificación TubeSat.....	118
Figura 4.2. Diseño 3D para la integración de la cámara C1098 en el nanosatélite.....	119
Figura 4.3. Cámara C1098 con cable Jst Xh.....	120
Figura 4.4. Implementación del conector hembra Jst Xh a la cámara PTC08.....	120
Figura 4.5. Header macho de dos filas de 2,54mm.....	120
Figura 4.6. Modelo y posicionamiento de los headers de dos filas integrados en la tarjeta Tiva C Launchpad.....	121
Figura 4.7. Diseño del esquemático del circuito de la carga útil.....	122
Figura 4.8. Diseño del PCB de la tarjeta electrónica de la carga útil.....	122
Figura 4.9. Vista 3D del PCB de la tarjeta para la carga útil.....	123
Figura 4.10. Placa fenólica e impresión del circuito.....	124
Figura 4.11. Disolución del cobre del PCB.....	124
Figura 4.12. Tarjeta PCB del subsistema de carga útil.....	124
Figura 4.13. Validación de la generación de la línea de voltaje con el regulador LM317.....	125
Figura 4.14. Pruebas de funcionalidad de carga útil simulando.....	126
Figura 4.15. Simulación de envío y recepción de comandos entre la OBC y carga útil.....	127
Figura 4.16. Simulación de envío / recepción de fotografía al subsistema de RF.....	127
Figura 4.17. Fotografías capturadas con las cámaras.....	128
Figura 4.18. Coordenadas de lugar donde se capturaron las fotografías.....	129
Figura 4.1. Variación del tiempo de captura de cada cámara.....	132
Figura 4.2. Esquema simplificado de las propiedades ópticas de una cámara.....	134
Figura 4.3. Ejemplo de imagen esperada de la superficie de la Tierra.....	135

Lista de tablas

Tabla 1.1. Clasificación de los satélites por su masa	24
Tabla 1.2. Bandas típicas de comunicaciones satelitales.....	28
Tabla 1.3. Especificaciones técnicas de los satélites Morelos I y II.....	32
Tabla 1.4. Especificaciones técnicas de los satélites Solidaridad 1 y 2	33
Tabla 1.5. Especificaciones técnicas de los satélites Satmex 5 y 6	34
Tabla 1.6. Características técnicas de satélite QuetzSat 1.....	35
Tabla 1.7. Especificaciones técnicas de satélite Satmex 8.....	36
Tabla 1.8. Especificaciones técnicas de satélite Bicentenario	37
Tabla 1.9. Especificaciones técnicas de satélite Centenario.....	37
Tabla 1.10. Especificaciones técnicas de satélite Morelos 3	38
Tabla 1.11. Especificaciones técnicas de satélite EUTELSAT 115 West B	39
Tabla 1.12. Costos de los kits que ofrece IOS	51
Tabla 3.1. Subprocesos considerados dentro de la descomposición funcional y lógica.....	68
Tabla 3.2. Relación de funciones identificadas y de componentes a utilizarse	74
Tabla 3.3. Componentes y protocolos de comunicación para la carga útil	75
Tabla 3.4. Comandos de comunicación I2C entre OBC y el subsistema de cámaras.....	76
Tabla 3.5. Componentes mapeados del enunciado recibido por el módulo de GPS.....	87
Tabla 3.6. Comandos de comunicación serial de la cámara C1098.....	90
Tabla 3.7. Comandos de comunicación serial de la cámara PTC08.....	99
Tabla 3.8. Tipos de memoria SD	106
Tabla 3.9. Nomenclatura de los nombres de las fotografías capturadas	111
Tabla 3.10. Almacenamiento de los componentes mapeados del receptor GPS.....	112
Tabla 3.11. Pines de conexión de los componentes con el microcontrolador	113
Tabla 4.1. EK-TM4C123GXL (Tiva C) Lista de materiales	121
Tabla 5.1. Tiempos de captura de fotografías con las cámaras C1098 y PTC08.....	131
Tabla 5.2. Potencia consumida por cada dispositivo del subsistema	133
Tabla 5.3. Parámetros ópticos de las cámaras C1098 y PTC08	134

Lista de acrónimos

AEM	Agencia Espacial Mexicana
AGI	Analytical Graphics Inc
AMSAT	Radio Amateur Satellite Corporation
AOCS	Attitude and Orbit Control Systems
ARM	Advanced RISC Machine
AWS	Amazon Web Services
CAN	Controller Area Network
CAT	Centro de Alta Tecnología
CCD	Charge-coupled device
CDD	Centro de Cultura Digital
CEM	Colectivo Espacial Mexicano
CENART	Centro Multimedia del Centro Nacional de las Artes
CICESE	Centro de Investigación Científica y de Educación Superior de Ensenada
CMOS	Complementary Metal-Oxide-Semiconductor
CONACULTA	Consejo Nacional para la Cultura y las Artes
CONACYT	Consejo Nacional de Ciencia y tecnología
COTS	Commercial Off-The-Shelf
CR	Carriage Return
CRC	Cyclic redundancy check
DTH	Direct To Home
ECEF	Earth-Centered Earth Fixed
ECI	Earthcentered Inertial
EEPROM	Electrically Erasable Programmable Read-Only Memory
EPS	Electronic Power System
ESA	European Space Agency
FAT	File Allocation Table
FFBD	Functional Flow Block Diagrams
FLN	Long filename
FRAM	Ferroelectric Random Access Memory
GCC	GNU Compiler Collection
GEO	Geostationary Earth Orbit
GNSS	Global Navigation Satellite System
GPS	Global Positioning System
GTM	Gran Telescopio Milimétrico
IARU	International Amateur Radio Union
IDE	Integrated Development Environment
IFT	Instituto Federal de Telecomunicaciones
IMC	Instituto Mexicano de Comunicaciones
IMU	Inertial Mass Unit
INAOE	Instituto Nacional de Astrofísica Óptica y Electrónica
IOS	Interorbital Systems
IoT	Internet of Things
IPN	Instituto Politécnico Nacional

IPVT	Internet Protocol Television
ITU	Istanbul Technical University
JAXA	Japan Aerospace Exploration Agency
JPEG	Joint Photographic Experts Group
JPL	Jet Propulsion Lab
LED	Light-Emitting Diode
LEO	Low Earth Orbit
LF	Line Feed
LSB	Least Significant Bit
MAI	Moscow Aviation Institute
MEO	Medium Earth Orbit
MIT	Massachusetts Institute of Technology
MSB	Most Significant Bit
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NMEA	National Marine Electronics Association
PC	Personal Computer
PDR	Preliminary Design Review
PNR	Pseudorandom Noise
PUIDE	Programa Universitario de Investigación y Desarrollo Espacial
RAM	Random Access Memory
SATMEX	Satélites Mexicanos
SCT	Secretaría de Comunicaciones y Transportes
SD	Secure Digital
SPI	Serial Peripheral Interface
SPL	Space Propulsion Lab
SRAM	Static Random Access Memory
SSDL	Spatial Systems Development Lab
SSL	Space Systems Loral
SSM	Mobile-satellite service
STK	System Tool Kit
Telecomm	Telecomunicaciones de México
TI	Texas Instruments
TLA	Timeline Analyses
TT&C	Telemetry, Tracking and Command Systems
TTF	Time To First Fix
TTF	Time to first fix por sus siglas en inglés
TTL	Transistor-Transistor Logic
UAQ	Universidad Autónoma DE Querétaro
UART	Universal Asynchronous Receiver-Transmitter
UAT	Unidad de Alta Tecnología
UIT	Unión Internacional de Telecomunicaciones
UNAM	Universidad Nacional Autónoma de México
UPAEP	Universidad Popular Autónoma del Estado de Puebla
USB	Universal Serial Bus

I. Introducción

Desde su comienzo, la tecnología espacial ha jugado un papel fundamental en el desarrollo económico, tecnológico y social de un país. Sus aplicaciones pueden verse en las telecomunicaciones, en aspectos militares, en la observación de la Tierra, en sistemas de posicionamiento, en misiones interplanetarias y en investigaciones científicas de todo tipo, sin embargo, las ventajas y beneficios solían estar limitadas a unos cuantos gobiernos y empresas privadas debido al costo de fabricación, lanzamiento y mantenimiento que implica.

En el intento por generar proyectos espaciales accesibles para ambientes académicos, han surgido iniciativas de fabricación de pequeños satélites que buscan utilizar componentes de tecnología terrestre en orbitas bajas debido a que los efectos del ambiente espacial no son tan severos en esa zona lo cual reduce en gran medida el costo de la manufactura además de que su puesta en órbita se realiza de manera indirecta como cargas secundarias en otras misiones satelitales lo cual reduce también los costos de lanzamiento. Existen dos arquitecturas cuyo uso se ha proliferado en todo el mundo, estas son el estándar cubeSat y la especificación TubeSat. Su éxito ha sido tal que muchas empresas, organismos y universidades los han adoptado para los nuevos proyectos que desarrollan. Esto ha provocado que países e instituciones que anteriormente no tenían acceso a este tipo de tecnología hayan logrado grandes avances y desarrollos en el sector espacial.

En México universidades como la Universidad Popular Autónoma del Estado de Puebla (UPAEP) y centros de investigación como el Centro de Investigación Científica y de Educación Superior de Ensenada (CICESE) y el Instituto Nacional de Astrofísica Óptica y Electrónica (INAOE) han conseguido grandes hitos en el desarrollo de pequeños satélites.

Es importante mencionar que, en este sentido, en 1996 la UNAM se convierte en la primera institución educativa del país en desarrollar y poner en órbita un Microsatélite llamado UNAMSAT-B, el cual sirvió para incentivar en México el desarrollo tecnológico en cuestión satelital y espacial lo que al día de hoy sigue impactando en el desarrollo de diferentes proyectos en los que participan estudiantes de licenciatura y posgrados así como académicos e investigadores de sus distintas facultades, unidades y centros de investigación.

En junio del 2019, la Unidad de Alta Tecnología perteneciente a la Facultad de Ingeniería de la UNAM (UAT-FI-UNAM) fue nombrada miembro de la Federación Internacional de Astronáutica (IAF, por sus siglas en inglés), la institución mundial que aloja a entidades académicas, empresas, organismos gubernamentales y privados ligados con la carrera espacial en todo el mundo. Una de las principales causas de que se alcanzará este hito fueron las investigaciones nacionales e internacionales que realiza, la docencia que se ejerce en las instalaciones y los laboratorios de clase mundial con que cuenta. En el área aeroespacial, uno de los proyectos que actualmente se encuentra en desarrollo es el nanosatélite de tipo TubeSat nombrado “KuauhtliSAT” el cual tiene objetivos artísticos y de demostración de tecnología que básicamente consiste en capturar imágenes del universo mientras orbita la Tierra en una órbita cercana a la tierra (~400km).

El presente trabajo de tesis documenta el desarrollo e implementación de la propuesta de un sistema de captura y almacenamiento de fotografías que conceptualmente será la carga útil del nanosatélite mencionado, cabe mencionar que el fundamento teórico y técnico que se desarrolla puede ser utilizado como antecedente o punto de partida en otro sistema satelital que requiera el uso de cámaras para un sistema de observación por lo que en este sentido es escalable.

II. Objetivos

II.I Objetivo general

Desarrollar el modelo de ingeniería de un sistema de observación espacial de baja resolución utilizando componentes tipo COTS para un nanosatélite experimental, tomando como caso de estudio al nanosatélite experimental KuauhtliSAT que se desarrolla en la Unidad de Alta Tecnología de la Facultad de Ingeniería de la UNAM.

II.II Objetivos específicos

- Estudio de requerimientos del subsistema de observación espacial.
- Implementar un sistema que conste de dos cámaras y un receptor GPS que guarde en una unidad de almacenamiento las fotografías junto con los datos de posición donde fueron tomadas.
- Diseño, simulación y pruebas de los componentes.
- Construcción del prototipo del subsistema en una placa de acuerdo con las especificaciones del nanosatélite.

III. Metodología

Tomando como referencia el Programa de vuelos espaciales de la NASA y su manual de gestión de proyectos que respalda la implementación de los requisitos solicitados por esta entidad para la puesta en marcha buscando que estos sea un éxito [1], en la figura 1.0 se presenta un diagrama del ciclo de desarrollo de un proyecto espacial con la finalidad de contextualizar el proceso actual del trabajo de la presente tesis.

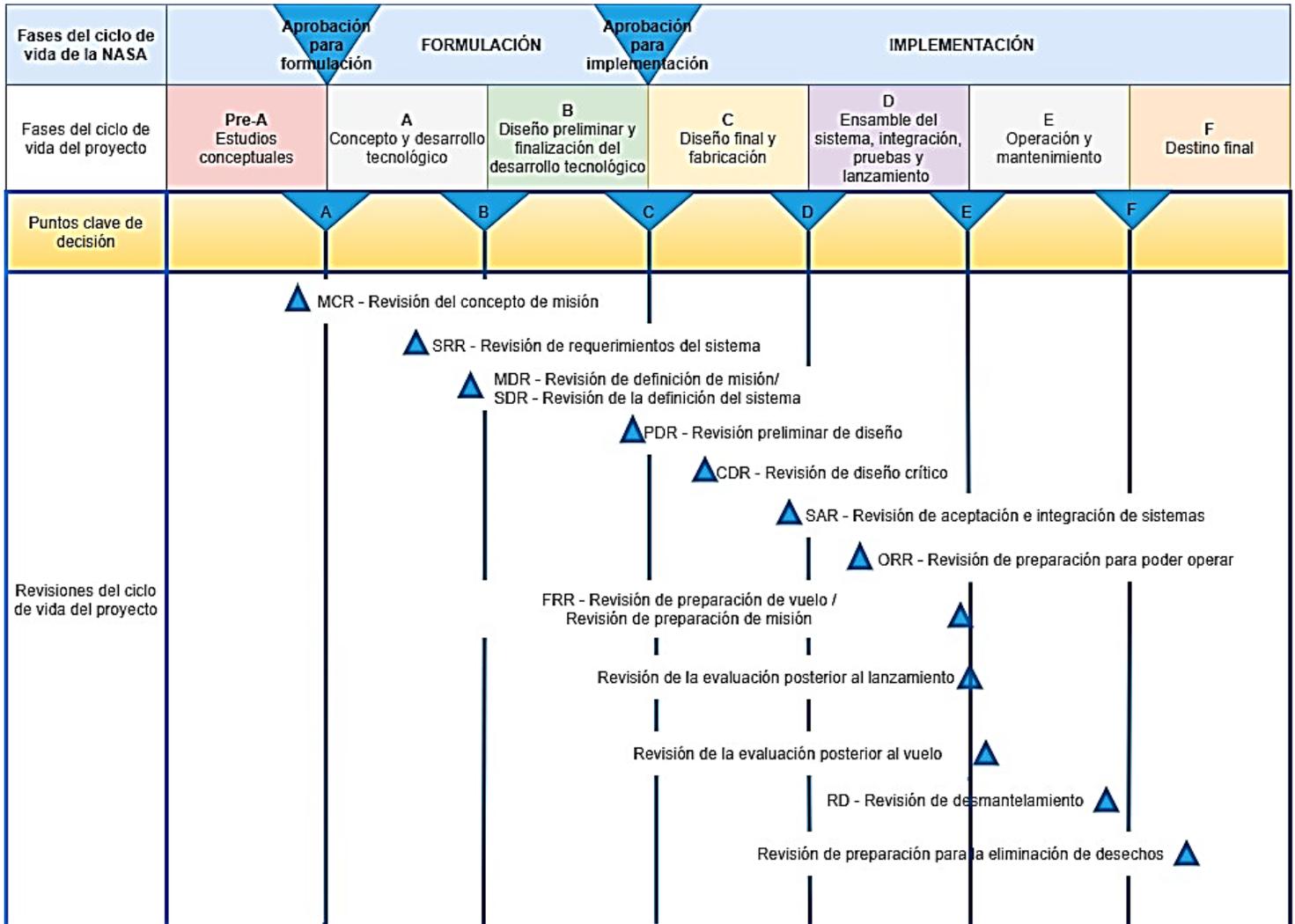


Figura 1.0. Diagrama de ciclo de desarrollo de un proyecto espacial [1]

A continuación, en la tabla 1.0 se muestra a detalle el propósito y los resultados esperados en cada una de las fases.

Tabla 1.0. Fases del ciclo de desarrollo de un proyecto espacial [1]

Fase		Propósito	Resultado típico
Formulación	Pre A: Estudios conceptuales	<p>Producir un amplio espectro de ideas y alternativas para misiones de las cuales se pueden seleccionar nuevos programas/proyectos.</p> <p>Determinar la viabilidad del sistema deseado, desarrollar conceptos de alto nivel de la misión, redactar requisitos a nivel de sistema, identificar posibles necesidades tecnológicas.</p>	Viabilidad del sistema en forma de simulaciones, análisis, informes de estudio, modelos y maquetas.
	A: Concepto y desarrollo tecnológico	Se determina la viabilidad y conveniencia del proyecto. Se desarrolla el concepto final de la misión, se establecen los desarrollos tecnológicos teóricos del hardware y software a nivel de sistema y subsistemas necesario.	Definición del concepto del sistema en forma de simulaciones, análisis, modelos de ingeniería, maquetas y definición de estudios comerciales.
	B: Diseño preliminar y finalización del desarrollo tecnológico	Se define el proyecto con suficiente detalle para establecer un punto de partida capaz de satisfacer las necesidades y requerimientos de la misión. Se genere un diseño preliminar para cada subsistema final de la estructura del sistema.	Subsistemas finales en forma de maquetas, resultados de estudios comerciales, especificaciones y documentos de interfaz, y prototipos.
Implementación	C: Diseño final y fabricación	Se fábrica el hardware y software para el sistema. Se generan los diseños finales para cada subsistema final de estructura del sistema.	Diseños detallados del producto final, fabricación de componentes del sistema y desarrollo de software.
	D: Ensamble del sistema, integración, pruebas y lanzamiento	Se integran los componentes, se verifica el sistema funcione correctamente, se encuentre listo para la operación y para el lanzamiento.	Producto final del sistema listo para operar. Ensamble del prototipo de vuelo.
	E: Operación y mantenimiento	Llevar a cabo la misión y satisfacer la necesidad inicialmente identificada. Implementar el plan operativo de la misión.	Sistema deseado en operación.
	F: Destino final	Implementar el plan de desmantelamiento/eliminación de sistemas desarrollado y realizar análisis de los datos obtenidos.	Fin del producto.

Al momento de escribir el presente trabajo, el nanosatélite KuauhtliSAT se encuentra en el proceso de la fase B que finaliza con la revisión preliminar del diseño (PDR por sus siglas en inglés). El propósito de

la Fase B es que el equipo del proyecto complete su desarrollo tecnológico mediante prototipos de ingeniería y se realicen evaluaciones de hardware y software en cada uno de los subsistemas buscando mitigar el mayor número de riesgos posibles ya que estos modelos serán la base del producto final, por lo que es común que sufra modificaciones posteriores ya que se prueban diferentes componentes y configuraciones.

Es importante mencionar que la metodología expuesta es una guía en el desarrollo de todo tipo de misiones espaciales por lo cual algunas revisiones en cada fase podrían descartarse o evaluarse con diferentes indicadores con la intención de adaptarla al desarrollo del nanosatélite.

El presente trabajo consiste entonces en proponer un sistema de captura de fotografías que se adapte a las necesidades técnicas y operativas de la misión espacial. Se trabajó bajo los siguientes aspectos buscando cumplir con los lineamientos de la fase B mencionada anteriormente:

- a. Análisis de la misión espacial
- b. Revisión de la arquitectura del nanosatélite
- c. Análisis del requerimiento para la carga útil
- b. Diseño teórico del subsistema
- e. Selección de componentes y pruebas unitarias de los componentes
- f. Implementación del módulo en una placa integrando todos los componentes

IV Alcance

Haciendo referencia a las fases del ciclo de vida mencionadas en la tabla 1.0 y tomando en cuenta que el proyecto se encuentra en la fase del modelo de ingeniería, el alcance del presente trabajo de tesis se limita a generar un sistema compuesto por dos cámaras y un receptor GPS que sea capaz de realizar la captura y almacenamiento de las fotografías en una unidad de almacenamiento junto con los datos de posición al momento de la captura. Lo anterior considerando las limitaciones técnicas del nanosatélite y alineándolo a los requerimientos de la misión teniendo como entregable final el subsistema en una placa para que pueda ser integrado con los demás subsistemas en el prototipo preliminar del nanosatélite y así este pueda continuar con las siguientes fases de su ciclo de desarrollo.

El trabajo está conformado por 5 capítulos a través de los cuales se busca transmitir la relevancia del desarrollo de tecnología espacial haciendo énfasis en los satélites pequeños para entender el impacto del proyecto para el cual se desarrolla el subsistema.

En el primer capítulo se establecen los conceptos y definiciones básicas referentes a satélites, sus aplicaciones, las orbitas en las que se posicionan y algunas de las formas en que se clasifican. Posteriormente se realiza un recuento histórico de los sistemas satelitales adquiridos por México además de describir brevemente los esfuerzos de proyectos satelitales desarrollados por personas mexicanas para destacar en el contexto temporal actual el proyecto del nanosatélite KuauhtliSAT. Al término del capítulo se presenta el estado del arte referente a la tendencia del uso de los pequeños satélites en

orbitas bajas que, si bien ya es muy utilizado, en los siguientes años continuará creciendo exponencialmente no solo con fines de investigación, sino que también comerciales.

Para el segundo capítulo se presenta un bosquejo general sobre el nanosatélite KuauhtliSAT lo cual permite conocer a detalle el origen y el objetivo de la misión.

Es en el tercer capítulo cuando tomando como referencia el requerimiento de la misión, se realiza la propuesta de la arquitectura y componentes a utilizar para el subsistema de cámaras. Después de presentarlo de manera conceptual se revisa el funcionamiento individual de cada componente explicando la aplicación que tendrá dentro del subsistema. Adicional a esto, se agrega una simulación del nanosatélite en una órbita baja con la finalidad de contar con tiempos estimados de contacto entre el nanosatélite y la estación terrena para validar que la duración en la captura de las fotografías no interfiera con el resto de información que se debe transmitir como los datos de telemetría.

En el capítulo 4 se presenta la integración de los componentes en una tarjeta electrónica y se realizan las respectivas pruebas unitarias para validar el funcionamiento.

Finalmente, en el capítulo 5 se presenta un análisis de los resultados obtenidos de las pruebas realizadas al subsistema armado.

Capítulo 1. Marco teórico

1.1 Satélites artificiales

1.1.1 Definición de satélite

De manera general, un satélite es cualquier cuerpo natural o artificial que se mueve alrededor de un cuerpo celeste como un planeta o una estrella. [2] En el contexto actual, solo se hará referencia a los satélites artificiales, es decir, aquellos objetos creados por el hombre y que son puestos en una determinada órbita de manera intencional.

El 4 de octubre de 1957, la Unión Soviética colocó en órbita con éxito el Sputnik I (ver figura 1.1) convirtiéndose así en el primer satélite artificial en orbitar la Tierra. Tenía aproximadamente un diámetro de 58 cm, pesaba solo 83.6 kg, y le tomó alrededor de 98 minutos para orbitar por primera vez a la Tierra. El nombre viene de la palabra rusa "Sputnik" que significa "compañero" ("satélite" en el sentido astronómico). [3]

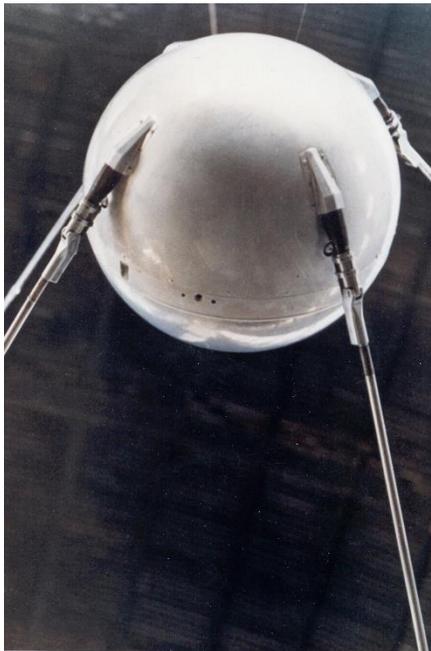


Figura 1.1. Sputnik I. [Crédito de imagen: NASA]

La puesta en órbita del Sputnik I marcó el inicio de la carrera espacial entre varios países principalmente Estados Unidos y Rusia lo cual ha provocado que hasta hoy en día se hayan concretado importantes hitos con las diferentes misiones relacionadas con el sector espacial entre las que se encuentran la puesta en órbita de satélites.

Al igual que cualquier otra tecnología, la satelital se encuentra en constante evolución y desarrollo lo que ha dado paso a la diversificación de sus aplicaciones que ha llevado a que se puedan clasificar de diferentes formas.

1.1.2 Clasificación de los satélites artificiales

Cada uno de los satélites que se han lanzado han servido para diferentes propósitos. A pesar de que cada misión tiene elementos únicos que cumplen requisitos especiales, es posible clasificar la mayoría de los satélites que se construyen en las siguientes categorías.

a) Por su masa

La clasificación por masa es muy utilizada y conocida ya que está estrechamente relacionada con el tipo de orbita y con el costo de lanzamiento. En la tabla 1.1 se muestra la relación entre el peso del satélite y el nombre que reciben.

Tabla 1.1. Clasificación de los satélites por su masa

TIPO	MASA [KG]
Satélites grandes	Mayor que 1000
Satélites medianos	500 a 1000
Minisatélites	100 a 500
Microsatélites	10 a 100
Nanosatélites	1 a 10
Picosatélites	0.1 a 1
Femtosatélites	Menor que 0.1

b) Por su aplicación

La aplicación que puede tener un satélite es muy variada y en ocasiones muy específica, no obstante, si se generalizan los propósitos que pueden tener, se suelen englobar en satélites de comunicación, satélites de navegación, satélites meteorológicos, satélites de percepción remota, satélites científicos y satélites militares.

- **Satélites de comunicación**

Los satélites de telecomunicaciones ofrecen una amplia gama de servicios, principalmente servicios de transmisión de televisión, telefonía, transmisión de datos como audio, video, voz, etc. y actualmente también proporcionan servicios de internet.

Estos satélites suelen estar en orbitas geoestacionarias, aunque en los últimos años se han puesto en marcha proyectos de constelaciones en orbitas bajas con el mismo tipo de servicios.

- **Satélites de navegación**

Son satélites que son capaces de ubicar en cualquier momento la posición de un receptor en prácticamente cualquier parte del planeta, para lograr esto dichos satélites suelen formar parte de constelaciones de satélites distribuidos de manera que si un receptor lo requiere siempre tenga dentro de un alcance más de uno de estos satélites. Los sistemas más conocidos son el Sistema Global de Posicionamiento (GPS) de los Estados Unidos, el sistema GLONASS de Rusia, el sistema Galileo de la Unión

Europea y el sistema BeiDou de la República Popular de China que actualmente se encuentra en fase de desarrollo. [4]

- **Satélites meteorológicos**

La información de los satélites meteorológicos se utiliza para pronósticos a corto plazo, así como para la predicción confiable de los movimientos de los ciclones tropicales, lo que permite, por ejemplo, el cambio de ruta de los barcos y una acción preventiva en las zonas por donde pasan los huracanes. Debido a las ventajas inherentes del monitoreo desde el espacio, junto con los desarrollos en la tecnología de sensores, este tipo de satélites han provocado una revolución en el campo del pronóstico del tiempo. El resultado final es que hay un pronóstico confiable del clima y otras actividades relacionadas de forma rutinaria y al alcance de todos. [5]

- **Satélites de percepción remota**

La percepción remota es una tecnología utilizada para obtener información sobre las características de un objeto a través del análisis de los datos adquiridos a distancia. Una de las ventajas más importantes y conocidas de los satélites en esta área es que se pueden realizar observaciones, tomar medidas e imágenes de fenómenos producidos que están más allá de los límites de la percepción normal. La percepción remota es ampliamente utilizada por biólogos, geólogos, geógrafos, agricultores, silvicultores e ingenieros para generar información sobre objetos en la superficie terrestre, los océanos y la atmósfera de la Tierra.

Las aplicaciones incluyen el monitoreo de los recursos naturales y agrícolas, la evaluación del inventario y el rendimiento de los cultivos, la localización de incendios forestales y la evaluación de los daños causados en desastres, el mapeo y el monitoreo de la calidad de la vegetación, el aire y el agua, etc.

- **Satélites científicos**

Antes del desarrollo de misiones científicas basadas en satélites, nuestro acceso al universo era principalmente de observaciones terrestres. El uso de satélites para la investigación científica ha eliminado las restricciones que esto representaba dando paso a la realización de experimentos que buscan comprender a fondo el universo en que vivimos.

- **Satélites militares**

Los satélites militares facilitan la rápida recopilación, transmisión y difusión de información de manera secreta mediante sistemas de alta disponibilidad con presencia directa no intrusiva. Estas características permiten proporcionar apoyo en tiempo real a operaciones militares en tiempos de paz, crisis e incluso durante conflictos bélicos.

La información que se transmite a través de ellos es confidencial y solo tienen acceso los servicios de defensa o inteligencia de los países propietarios de los satélites.

1.1.3 Subsistemas de un satélite

Independientemente de la aplicación y misión del satélite, todos los satélites funcionan bajo el mismo principio y constan de ciertos elementos comunes agrupados en subsistemas que en conjunto garantizan la correcta operación del satélite.

A continuación, se abordarán brevemente los subsistemas básicos mínimos que conforman un satélite.

a) Estructura mecánica

Proporciona el armazón para montar y mantener en una posición específica los otros subsistemas del satélite, también se utiliza como interfaz entre el satélite y el vehículo de lanzamiento por lo que la estructura debe estar diseñada con materiales y configuraciones que soporten las diferentes fuerzas, vibraciones y aceleraciones que sufre cuando se pone en órbita.

b) Propulsión

Se utiliza para poder realizar las maniobras necesarias durante la vida útil del satélite, esto puede ser desde correcciones en la posición orbital, maniobras importantes requeridas para mover el satélite desde su órbita de transferencia a la órbita geoestacionaria en el caso de satélites geoestacionarios y también las maniobras más pequeñas necesarias a lo largo de la vida útil del satélite como las requeridas para el mantenimiento de las antenas apuntando en una determinada dirección.

Debido a que los movimientos y maniobras se realizan con sistemas eléctricos, químicos o híbridos y a que el combustible es finito, la vida útil del satélite suele estar condicionada a la cantidad de combustible disponible.

c) Control térmico

El objetivo del subsistema térmico es regular la temperatura de los componentes del satélite para que estos funcionen correctamente ya que demasiado calor o demasiado frío, o un cambio excesivo de temperatura reduce la vida útil de los componentes e incluso puede causar que tengan comportamientos inadecuados.

Para esto, se hace uso de diferentes métodos como el uso de materiales aislantes, conductores, recubrimientos de baja conductividad y baja expansión térmica como capas de Mylar, películas de Kapton, disipadores o radiadores con líquidos especiales para intercambio calorífico, cobertores multicapa, ductos disipadores, pintura blanca, negra, de aluminio y color oro con relaciones específicas de emitancia-absorbencia para cada sección protegida, reflectores solares, espejos de silicio o calentadores eléctricos activados por termostatos o a control remoto. [6]

c) Potencia (EPS)

La función principal del subsistema de potencia (EPS por sus siglas en inglés) es la recolectar y distribuir de manera constante energía eléctrica a los componentes de los demás subsistemas en los niveles de

voltaje y corriente que necesiten para realizar sus funciones. Está constituido por paneles solares, baterías y acondicionadores de potencia.

d) Telemetría, seguimiento y comando (TT&C)

El subsistema de telemetría, seguimiento y comando (TT&C, Telemetry, Tracking and Command Systems por sus siglas en inglés) monitorea y controla el satélite desde la etapa de despegue hasta el final de su vida operativa en el espacio.

La parte de seguimiento del subsistema determina la posición de la nave espacial y sigue su recorrido utilizando información de ángulo, rango y velocidad. La parte de telemetría recopila información sobre el estado de varios subsistemas del satélite, codifica esta información y luego la transmite. El elemento de comando recibe y ejecuta comandos de control remoto para efectuar cambios en las funciones, configuración, posición y velocidad de la plataforma. [5]

e) Control de posición y estabilización (AOCS)

El subsistema de control de posición y estabilización (AOCS, Attitude and Orbit Control Systems por sus siglas en inglés) realiza dos funciones principalmente. Monitorea y controla la ruta orbital, que es necesaria para garantizar que el satélite se encuentre en la ubicación correcta en el espacio para proporcionar los servicios previstos y se encarga de garantizar que las antenas permanezcan apuntadas a un punto fijo en la superficie de la Tierra. [5]

Hay diversos métodos empleados para lograr la correcta estabilización y orientación del satélite, se pueden generalizar en métodos de control de posición activos y pasivos. El control de posición pasivo consta de elementos que no necesitan ser energizados para que funcionen, ejemplos de este tipo de estabilización es la estabilización por gradiente de gravedad que consiste en colocar al satélite un brazo con una masa en su extremo creando una diferencia de masas entre éste y el satélite, esto provoca que el satélite se mantenga apuntando hacia la Tierra. Otro ejemplo es el uso de imanes permanentes en el cuerpo del satélite que al interactuar con el campo magnético de la Tierra adquiere una posición relativa y se alinea con este. Por otra parte, el control de posición activa contiene elementos que requieren ser energizados, entre estos elementos podemos mencionar a los volantes de inercia, magnetorques y pequeños propulsores. [6]

f) Comunicaciones (Link)

Este subsistema se encarga de realizar la transmisión y recepción de datos entre el satélite y la estación terrena. Principalmente utiliza transmisores y receptores o transpondedores (transmisor y receptor en un mismo componente).

Existen ciertas bandas del espectro electromagnético destinadas especialmente a las comunicaciones satelitales. La Tabla 1.2 contiene las frecuencias asignadas y el nombre de cada una de estas bandas:

Tabla 1.2. Bandas típicas de comunicaciones satelitales [5]

Banda	Frecuencia [GHz]
UHF	0.3 – 1.12
L	1.12 – 2.6
S	2.6 - 3.95
C	3.95 – 8.2
X	8.2 – 12.4
Ku	12.4 – 18
K	18.0 – 26.5
Ka	26.5 - 40

g) Carga útil

El subsistema de carga útil es la parte del satélite que lleva la instrumentación deseada y requerida para realizar la función prevista para la misión y, por lo tanto, es el subsistema más importante de cualquier satélite.

La naturaleza de la carga útil depende de la misión espacial. Por ejemplo, la carga útil en el caso de un satélite de comunicación es el transpondedor, que actúa como receptor, amplificador y transmisor. Para un satélite de pronóstico del tiempo, suele ser un radiómetro y sensores. Las cámaras de alta resolución, los escáneres multispectrales y los mapeadores temáticos son las principales cargas útiles a bordo de satélites de observación y percepción remota. Por otra parte, para los satélites científicos se tienen una variedad de cargas útiles dependiendo del fenómeno a estudiar, podría ser, por ejemplo, electrógrafos, detectores de plasma, magnetómetros, espectrómetros, etc. [5]

1.2 Órbitas satelitales

Una órbita es una ruta regular y periódica que un objeto en el espacio toma alrededor de otro. [7]

El movimiento de los satélites naturales y artificiales alrededor de la Tierra está gobernado por dos fuerzas. Una de ellas es la fuerza centrípeta dirigida hacia el centro de la Tierra debido a la fuerza de atracción gravitacional de la Tierra y la otra es la fuerza centrífuga. Dichos fenómenos son estudiados bajo las leyes de Newton y de Kepler lo cual proporciona información de gran utilidad para predecir y calcular el comportamiento y posición del satélite. [2]

1.2.2 Clasificación de las orbitas Satelitales

La órbita es un recurso importante para el satélite ya que de ésta se desprenden características importantes de la misión como las áreas de cobertura, la frecuencia a usarse para la comunicación, el tiempo de contacto que se tendrá con la estación terrena y los componentes que se utilizarán para enviar la información, además, de que está relacionada con la duración que tendrá la misión. Hay diferentes formas de clasificar las órbitas de los satélites [5], a continuación, se mencionan las principales.

a) Por su forma

En este tipo se describe la trayectoria del satélite. Comúnmente son elípticas, aunque cuando la excentricidad es igual a cero se le denomina órbita circular como se muestra en la figura 1.2.

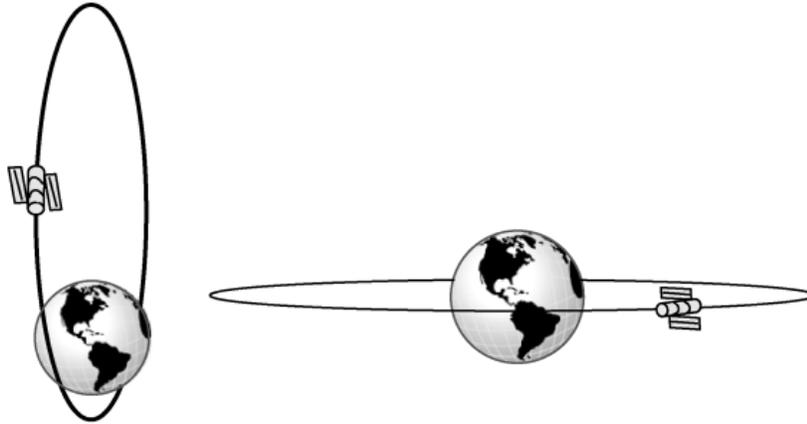


Figura 1.2. Representación de una órbita elíptica (izquierda) y una órbita circular (derecha) [2]

b) Por su inclinación

En este caso se describe el ángulo de inclinación de la órbita del satélite con respecto al plano perpendicular del eje de rotación de la Tierra, es decir, con respecto al plano que pasa a través del Ecuador. Puede ser de tres diferentes tipos:

***Polar:** El ángulo de inclinación es igual a 90° , el plano de la órbita es perpendicular al plano ecuatorial por lo tanto pasa por los polos como se observa en la figura 1.3.



Figura 1.3. Órbita polar [2]

***Ecuatorial:** El ángulo de inclinación es cero, es decir, el plano orbital del satélite coincide con el plano ecuatorial de la Tierra (ver figura 1.4). Un satélite en la órbita ecuatorial tiene una latitud de 0° .

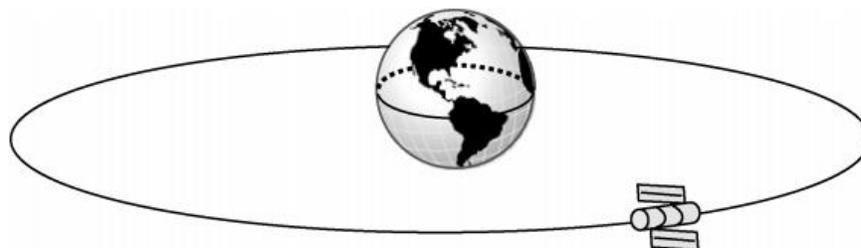


Figura 1.4. Órbita ecuatorial [2]

***Inclinada:** cuando el ángulo de inclinación esta entre 0° y 180° . Las órbitas inclinadas, suelen referirse con el sentido de giro del satélite por lo que puede ser de la siguiente forma:

-Prograda: Para inclinaciones entre 0° y 90° , el satélite viaja en la misma dirección que la dirección de rotación de la Tierra como se muestra en la figura 1.5.

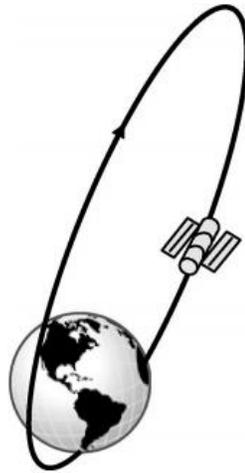


Figura 1.5. Órbita inclinada progradada [2]

-Retrograda: Para inclinaciones entre 90° y 180° , el satélite orbita en una dirección opuesta a la dirección de rotación de la Tierra como se muestra en la figura 1.6.



Figura 1.6. Órbita inclinada retrograda [2]

c) Por su altura

Para describir este tipo de órbita, se mide la distancia de la Tierra al satélite tomando como referencia el nivel del mar. En la figura 1.7 se muestran las tres alturas más utilizadas:

***Órbita terrestre baja (LEO, Low Earth Orbit por sus siglas en inglés):** tiene un rango de altitud entre 300 y 1,500 km. El período del satélite es de aproximadamente 1.5 a 4 horas. [2]

***Órbita terrestre media (MEO, Medium Earth Orbit por sus siglas en inglés):** se refiere al espacio comprendido entre la región superior a las orbitas bajas y la región inferior a la órbita geoestacionaria.

Dentro de esta franja comúnmente se utiliza el rango de altitud entre 10,000 y 20,000 km en el que el período del satélite es de aproximadamente entre 6 y 12 horas. [2]

***Órbita terrestre geostacionaria (GEO, Geostationary Earth Orbit por sus siglas en inglés):** tiene una altitud de 35,786 km. El período del satélite es de 23 horas, 56 minutos, 4 segundos lo que le da la particularidad de que visto desde la Tierra pareciera estar siempre fijo en un determinado punto, siendo la causa de esto que el satélite se mueve a la misma velocidad con la que rota el planeta. [8]

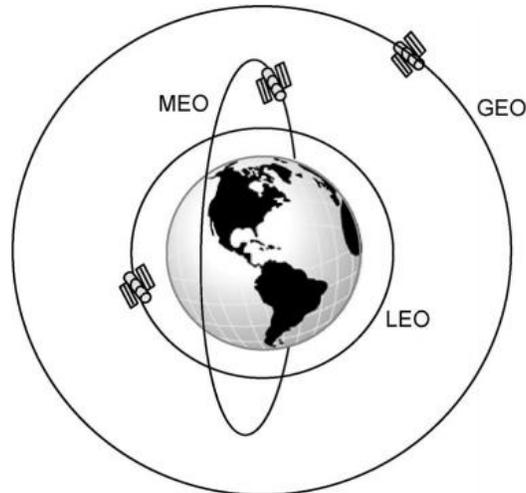


Figura 1.7. Tipo de órbitas por altura [2]

1.3 Sistemas satelitales al servicio de México

Como se mencionó, la comunicación satelital juega un papel fundamental en el desarrollo social y tecnológico de un país. Hoy en día, en México se puede ver reflejado en los sistemas de comunicación, de respuesta ante desastres naturales, de educación a distancia y en actividades de las Entidades de Seguridad Nacional dado que permite comunicaciones ubicuas en todo el territorio nacional y en particular en aquellas zonas donde la infraestructura actual de los proveedores existentes no tiene cobertura. [9]

La historia satelital de México comenzó el 10 de octubre de 1968 cuando se terminó de construir la estación terrena de Tulancingo en el estado de Hidalgo la cual contaba con una antena de manufactura japonesa del tipo parabólica con un diámetro de 32 metros y un peso de 330 toneladas. [10] Se comenzó a utilizar para enlaces con satélites de comunicaciones siendo orientada primero al satélite INTELSAT III a través del cual se realizó la transmisión en vivo y a color de las olimpiadas que se celebraban en México en aquel año.

Este evento aumento el interés del Gobierno Mexicano de contar con un satélite de comunicaciones propio por lo que en 1979 se iniciaron los trámites ante la UIT (Unión Internacional de Telecomunicaciones) para la obtención de una posición orbital geostacionaria.

En 1982 se logró un acuerdo trilateral entre México, Canadá y Estados Unidos sobre las posiciones orbitales 113°W y 116.8°W. A finales de 1984, estas posiciones orbitales fueron notificadas e inscritas en el Registro Internacional de Frecuencias de la UIT, con lo cual México obtuvo el reconocimiento y

protección internacional que lo facultaba para ocuparlas y explotarlas. Ante esto, se comenzó con la gestión del primer sistema satelital del país conocido ahora como sistema Morelos.

1.3.1 Sistema Morelos

El sistema satelital Morelos pretendía conectar todo el territorio nacional con un sistema de comunicaciones que contará con los más recientes adelantos tecnológicos además se tenía planeado utilizarlo para fines educativos. [11]

Este sistema estuvo constituido por los satélites geoestacionarios de comunicaciones Morelos 1, Morelos 2 y el centro de control satelital ubicado en Iztapalapa en el entonces Distrito Federal. Brindaron servicios de comunicaciones de televisión, telefonía y datos hacia y desde cualquier punto de la República Mexicana. [12]

El satélite Morelos 1 terminó su vida útil en 1993 y en 1994 cedió su posición orbital al satélite Solidaridad 2 y fue desorbitado el 5 de marzo de 1994 mientras que el satélite Morelos 2 fue desorbitado el 14 de junio de 2004. [13]

A continuación, se presenta en la tabla 1.3 el resumen de las especificaciones técnicas de los satélites Morelos 1 y Morelos 2:

Tabla 1.3. Especificaciones técnicas de los satélites Morelos I y II [13]

Nombre	Satélite Morelos 1 (Satmex 1 a partir de la privatización)	Satélite Morelos 2 (Satmex 2 a partir de la privatización)
Fabricante	Huges Space and Communications Company	Huges Space and Communications Company
Modelo	Huges HS-376	Huges HS-376
Tamaño	6.58m de largo por 2.2m de diámetro	6.62m de largo por 2.2m de diámetro
Masa	512 Kg	645 Kg
Orbita	Geoestacionaria	Geoestacionaria
Posición orbital	113° Oeste	116.8° Oeste
Vehículo de lanzamiento	Transbordador espacial Discovery	Transbordador espacial Atlantis
Fecha de lanzamiento	17 de junio de 1985	27 de noviembre de 1985
Lugar de lanzamiento	Cabo Cañaveral, Florida. Estados Unidos	Cabo Cañaveral, Florida. Estados Unidos
Vida útil estimada	8 años	19 años



Figura 1.8. Satélite del sistema Morelos

1.3.2 Sistema Solidaridad

A fin de sustituir al Sistema Morelos al término de su vida útil, el gobierno mexicano adquirió dos satélites más que constituyeron el Sistema Satelital conocido como Solidaridad. [13]

El sistema lo integraron los satélites Solidaridad y Solidaridad 2. Las dimensiones y potencia de estos satélites permitieron que México incluyera una carga útil para servicios móviles por satélite en Banda L, adicional a las bandas C y Ku de servicios fijos. Con el sistema Solidaridad se logró incrementar la capacidad de las señales, debido a que la capacidad de este sistema era el doble que su antecesor y su potencia era 8 veces mayor, en consecuencia, el costo de la infraestructura terrestre se redujo, al mismo tiempo que diversificó la prestación de servicios lo cual atrajo una gran inversión hacia el país. [12]

El satélite Solidaridad 1 dejó de operar por fallas eléctricas en el año 2000 mientras que el satélite Solidaridad 2 terminó su vida útil el 29 de noviembre del 2013.

A continuación, se presenta en la tabla 1.4 el resumen de las especificaciones técnicas de los satélites del sistema satelital Solidaridad:

Tabla 1.4. Especificaciones técnicas de los satélites Solidaridad 1 y 2 [13]

Nombre	Satélite Solidaridad 1 (Satmex 3 a partir de la privatización)	Satélite Solidaridad 2 (Satmex 4 a partir de la privatización)
Fabricante	Hughes Aircraft	Hughes Aircraft
Modelo	HS-601	HS-601
Tamaño	3m x 7m	3m x 7m
Masa	2,776 Kg	1,670 Kg
Orbita	Geoestacionaria	Geoestacionaria
Posición orbital	109.2° Oeste	113° Oeste (se migro a partir de marzo de 2006)
Vehículo de lanzamiento	Ariane-44L H10+	Ariane-44L H10+
Fecha de lanzamiento	19 de noviembre de 1993	7 de octubre de 1994
Lugar de lanzamiento	Kourou, Guyana Francesa	Kourou, Guyana Francesa
Vida útil estimada	14 años	14 años

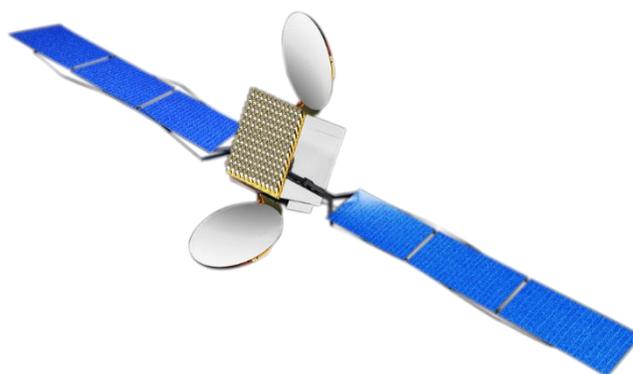


Figura 1.9. Satélite del sistema Solidaridad

Es importante mencionar que en junio de 1997 la Sección de Servicios Fijos Satelitales de Telecom se registra bajo la legislación mexicana y se constituye la empresa Satélites Mexicanos, S.A. de C.V. (SATMEX). Posteriormente, en octubre de ese mismo año, tras una licitación pública, la alianza Principia

y Loral Space & Communications adquiere 75% de SATMEX, el gobierno retiene una participación del 25% además del uso de la Banda L. De esta manera los satélites existentes pasaron a conocerse como Satmex 1 (Morelos 1 en estado inactivo), Satmex 2 (Morelos 2), Satmex 3 (Solidaridad 1) y Satmex 4 (Solidaridad 2). [14]

1.3.3 Sistema Satmex 5 y 6

Este sistema constituyó la tercera generación de satélites de comunicaciones de México que permitía obtener servicio permanente u ocasional de acceso con una fiabilidad mayor de 99.8%, entre sus principales funciones se encontraban las siguientes: [12]

- Telefonía rural y de larga distancia.
- Televisión y radio.
- Educación a distancia
- Telemedicina, primer programa de salud pública del mundo, producido por el ISSSTE.

A continuación, se presenta en la tabla 1.5 el resumen de las especificaciones técnicas de los satélites Satmex 5 y 6:

Tabla 1.5. Especificaciones técnicas de los satélites Satmex 5 y 6 [13]

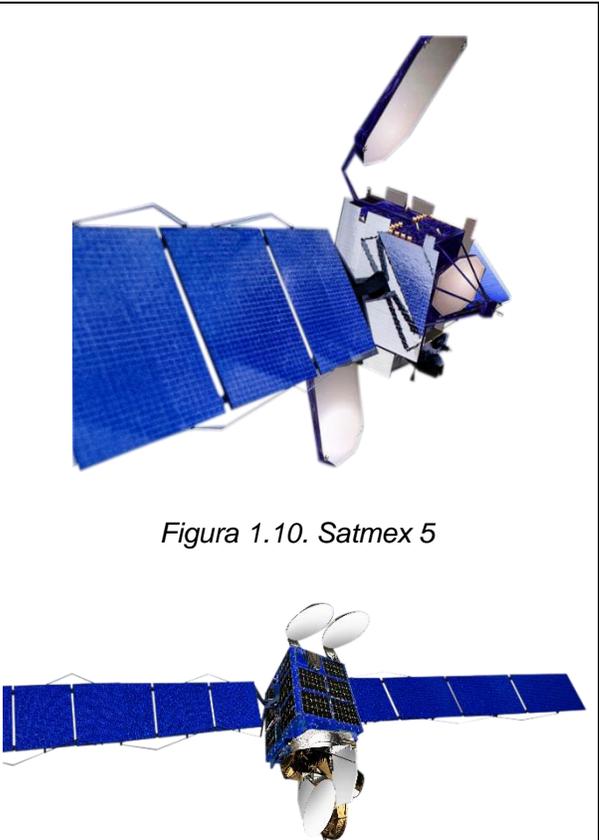
Nombre	Satmex 5 (EUTELSAT 115 West A, por la adquisición por Eutelsat)	Satmex 6 (EUTELSAT 113 West A, por la adquisición por Eutelsat)	
Fabricante	Huges Space and Communications Company (Ahora Boeing Space and Intelligence Systems)	Space Systems Loral	
Modelo	HS-601 HP	LS-1300X HP	
Tamaño	26m x 9.4m		
Masa	1,950 Kg	5700 Kg	
Orbita	Geoestacionaria	Geoestacionaria	
Posición orbital	116.8° Oeste	113° Oeste	
Vehículo de lanzamiento	Ariane 4 42L H10-3	Ariane-5ECA	
Fecha de lanzamiento	5 de diciembre de 1998	27 de mayo de 2006	
Lugar de lanzamiento	Kourou, Guyana Francesa	Kourou, Guyana Francesa	
Vida útil estimada	15 años	15 años	

Figura 1.10. Satmex 5

Figura 1.11. Satmex 6

1.3.4 Sistema QuetzSat

En el 2005, el gobierno mexicano otorgó una concesión ganada mediante una licitación para el uso de la posición orbital 77° Oeste, así como de los derechos de frecuencia de DTH (Direct-To-Home por sus siglas en inglés), a la empresa QuetzSat, S.R.L., conformada por el Consorcio MedCom, SES AMERICOM y SES GLOBAL Company. [13] Actualmente el satélite que ocupa esa posición orbital se denomina QuetzSat 1, y es usado por la compañía Dish México para proporcionar servicios de televisión por satélite. [15]

A continuación, se presenta en la tabla 1.6 el resumen de las especificaciones técnicas de este satélite:

Tabla 1.6. Características técnicas de satélite QuetzSat 1 [16]

Nombre	QuetzSat 1
Fabricante	Space Systems / Loral
Modelo	SSL-1300
Tamaño	-
Masa	5514 kg
Orbita	Geoestacionaria
Posición orbital	77° Oeste
Vehículo de lanzamiento	Proton-M/Briz-M
Fecha de lanzamiento	29 de septiembre de 2011
Lugar de lanzamiento	Cosmódromo de Baikonur, Kazajistán
Vida útil estimada	15 años



Figura 1.12. Satélite QuetzSat 1 [crédito de la imagen Space Systems/Loral]

1.3.5 Satmex 7

El Satmex 7 fue un satélite que originalmente sustituiría al Solidaridad 2 (Satmex 4). Sería un satélite de última generación con alta capacidad en transmisión que cubriría el servicio de HDTV. Estaba diseñado para ocupar la posición orbital de 109.2°, sin embargo, el gobierno mexicano, tras declarar desiertas un par de licitaciones, perdió la posición 109.2° Oeste por falta de ocupación de la órbita por lo que el proyecto fue cancelado y se optó por alargar la vida del Solidaridad 2. [17]

1.3.6 Satmex 8

El Satmex 8 es un satélite modelo SSL-1300E que fue anunciado en mayo de 2010 originalmente para reemplazar el Satmex 5, aunque se reprogramó para sustituir finalmente al Solidaridad 2 (Satmex 4). Tiene una capacidad para dar cobertura en todo el continente americano brindando de manera optimizada los mismos servicios que el Satmex 5.

A continuación, en la tabla 1.7 se muestra un resumen de las especificaciones técnicas del Satmex 8.

Tabla 1.7. Especificaciones técnicas de satélite Satmex 8 [13]

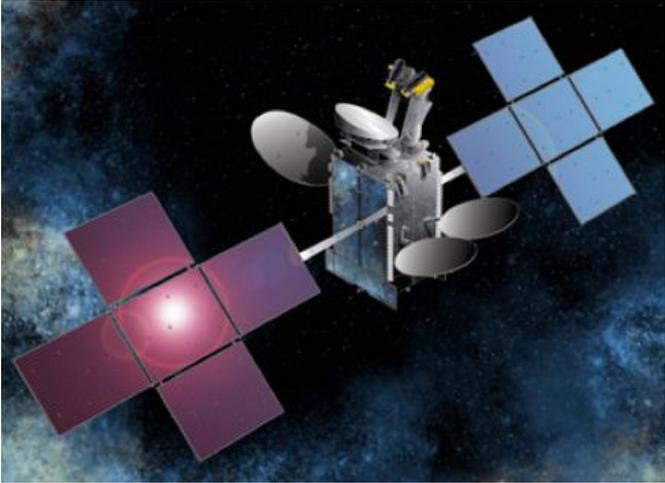
Nombre	Satmex 8 (EUTELSAT 117 West A, por la adquisición por Eutelsat)	
Fabricante	Space Systems Loral	
Modelo	LS-1300	
Tamaño	-	
Masa	5500 Kg	
Orbita	Geoestacionaria	
Posición orbital	116.8° Oeste	
Vehículo de lanzamiento	Protón Breeze-M	
Fecha de lanzamiento	26 de marzo de 2013	
Lugar de lanzamiento	Cosmódromo de Baikonur en Kazakhstan	
Vida útil estimada	15 años	

Figura 1.13. Satmex 8

1.3.7 Sistema Mexsat

En el 2010, el gobierno mexicano, decidió comprar tres nuevos satélites, estos fueron los satélites Mexsat 1, 2 y 3, llamados Centenario, Morelos 3 y Bicentenario, respectivamente. El satélite Centenario y Morelos 3 son satélites gemelos utilizados para comunicaciones móviles, cada uno como respaldo del otro. Por otra parte, el satélite Bicentenario es para comunicaciones fijas. [17]

El objetivo general de este nuevo sistema era continuar con los servicios que ya se prestaban además de garantizar que todos los mexicanos pudieran ejercer el derecho constitucional de tener acceso a las tecnologías de la información además de ser usado para seguridad nacional. [18]

a) Bicentenario (Mexsat 3)

El satélite Bicentenario fue el primero de los satélites del sistema MEXSAT en ponerse en órbita. Es un satélite para servicios de comunicación fijos brindaría servicios fijos de banda ancha para internet, telefonía satelital digital de alta calidad, videoconferencias, atención médica a distancia (telemedicina) y educación por televisión además de que ofrecerá servicios para la atención de emergencias, antes, durante y después de estas. [19]

Estaba destinado como controlador de los otros dos satélites de la red y para cubrir las comunicaciones del Estado Mexicano que solamente proveía el Solidaridad 2 durante su fase final de vida útil. El resumen de las características técnicas se puede encontrar en la tabla 1.8.

Tabla 1.8. Especificaciones técnicas de satélite Bicentenario [17]

Nombre	Bicentenario	
Fabricante	Orbital Sciences Corporation	
Modelo	GEOStar-2	
Tamaño	-	
Masa	2900 kg	
Orbita	Geoestacionaria	
Posición orbital	114.9° Oeste	
Vehículo de lanzamiento	Ariane 5	
Fecha de lanzamiento	19 de diciembre de 2012	
Lugar de lanzamiento	Kourou, Guyana Francesa	
Vida útil estimada	15 años	

Figura 1.14. Satélite Bicentenario [20]

b) Centenario (Mexsat 1)

El Mexsat 1 o Centenario se había planeado para ser el principal satélite para el servicio móvil de la red MEXSAT, no obstante, ocurrió un accidente con el vehículo lanzador a los 490 segundos después de haber despegado. Debido a que el satélite Centenario estaba asegurado ante cualquier eventualidad, el gobierno mexicano pudo recuperar la inversión para construir y poner eventualmente en órbita un reemplazo. [17]

El resumen de las características técnicas se puede encontrar en la tabla 1.9.

Tabla 1.9. Especificaciones técnicas de satélite Centenario [17]

Nombre	Centenario	
Fabricante	Boeing Satellite Systems	
Modelo	Boeing 702 HP	
Tamaño	-	
Masa	2900 kg	
Orbita	Geoestacionaria	
Posición orbital	113° Oeste	
Vehículo de lanzamiento	Proton-M	
Fecha de lanzamiento	15 de mayo de 2015	
Lugar de lanzamiento	Cosmódromo de Baikonur, Kazajistán	
Vida útil estimada	15 años	

Figura 1.15. Satélite Centenario [crédito de la imagen MEXSAT]

c) Morelos 3 (Mexsat 2)

El satélite Morelos 3 fue planeado originalmente como el satélite secundario para el servicio móvil de la red MEXSAT, pero cuando su satélite gemelo Centenario se destruyó durante su lanzamiento, el Morelos 3 se convirtió en su sustituto. [17]

El resumen de las características técnicas se puede encontrar en la tabla 1.10.

Tabla 1.10. Especificaciones técnicas de satélite Morelos 3 [17]

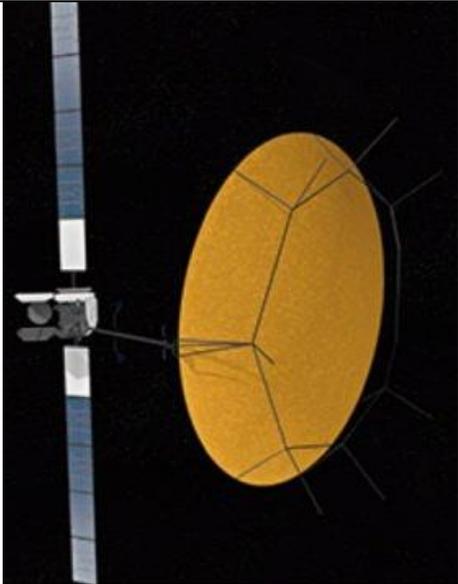
Nombre	Morelos 3	
Fabricante	Boeing Satellite Systems	
Modelo	Boeing 702 HO	
Tamaño	-	
Masa	5300 kg	
Orbita	Geoestacionaria	
Posición orbital	113° Oeste	
Vehículo de lanzamiento	Atlas-V 421	
Fecha de lanzamiento	2 de octubre de 2015	
Lugar de lanzamiento	Cabo Cañaveral, Florida	
Vida útil estimada	15 años	

Figura 1.16. Satélite Morelos 3 [20]

1.3.8 EUTELSAT 115 West B (Satmex 7)

La empresa Principia Loral Space & Communications (dueño mayoritario de SATMEX) tenía el propósito de vender su participación del 75%, de manera coincidente, se estaba abordando una reforma en telecomunicaciones que daba pauta a la inversión extranjera en la totalidad del sector satelital del México, lo que colocaba disponible también el 25% restante de SATMEX perteneciente al gobierno. En 2013, la empresa francesa Eutelsat, realizó una oferta por el 100% de las acciones de SATMEX. La operación que incluía los satélites Satmex 5, 6, y 8 se formalizó el 2 de enero de 2014.

Satélites Mexicanos, S.A. de C.V. operaría en adelante bajo el nombre comercial de Eutelsat Américas realizando un cambio de nomenclatura de sus satélites, sustituyendo el nombre Satmex por Eutelsat. [14]

El primer satélite lanzado fue el EUTELSAT 115 West B que inicialmente fue ordenado por la empresa SATMEX en el 2012 bajo el nombre de Satmex 7 con el fin de sustituir el anterior proyecto cancelado de su satélite homónimo. [17]

Su carga útil ofrece cobertura desde América del norte hasta parte de Sudamérica, para servicios de datos que incluyen acceso a banda ancha, conectividad gubernamental y redes corporativas, así como servicios de video como uso ocasional, DTH y TDT.

El resumen de las características técnicas se puede encontrar en la tabla 1.11.

Tabla 1.11. Especificaciones técnicas de satélite EUTELSAT 115 West B [21]

Nombre	EUTELSAT 115 West B	
Fabricante	Boeing Defence and Space	
Modelo	-	
Tamaño	-	
Masa	Kg	
Orbita	Geoestacionaria	
Posición orbital	114.9 Oeste	
Vehículo de lanzamiento	Falcon 9	
Fecha de lanzamiento	1 de marzo de 2015	
Lugar de lanzamiento	Cabo Cañaveral, Florida	
Vida útil estimada	15 años	

Figura 1.17. EUTELSAT 115 West B [crédito de la imagen EUTELSAT]

1.3.9 EUTELSAT 117 West B (Mexsat 9)

El 14 de junio de 2016, fue lanzado el satélite EUTELSAT 117 West B que en su momento fue ordenado también por SATMEX bajo el nombre de Satmex 9. Fue construido por Boeing Defense and Space, para ocupar la posición orbital 116.8º Oeste. Cuenta con 48 transpondedores de 36 MHz, en banda Ku extendida y fue el segundo satélite eléctrico de nueva generación de la flota Eutelsat Américas. [17]

1.3.10 Estatus actual

Actualmente el satélite Morelos 3 continúa prestando servicios a todas las dependencias de seguridad del país como parte de sus estrategias en los operativos que ejecutan. Por otra parte, Telecomm proporciona servicios de comunicaciones fija a través del Satélite Bicentenario, a las zonas rurales más extremas lo cual permite cumplir con los programas sociales vigentes como la prestación de servicios de internet en lugares de difícil acceso o que no cuentan con la infraestructura necesaria lo cual ayuda en la reducción de la brecha digital que existe en México. [22]

1.4 Satélites en desarrollo y desarrollados en México

Con base en lo expuesto en los apartados anteriores, se puede observar que México ha tenido un genuino interés por implementar y hacer uso de la tecnología satelital para el desarrollo social y económico del país lo cual se respalda con las inversiones y gestiones realizadas para obtener las bandas de frecuencia asignadas y con la constante renovación de sus sistemas satelitales.

Los sistemas satelitales comprados e inversiones realizadas han sido para adquirir la tecnología de empresas privadas y extranjeras posicionando al país como un consumidor de esta tecnología. Esto se debe principalmente a los costos tan elevados que implican el desarrollo, armado y puesta en órbita de un satélite además de la infraestructura con la que se debe contar para hacer las pruebas de funcionalidad y de seguimiento en la estación terrena. A pesar de esto, existen proyectos de instituciones educativas y de centros de investigación que, buscando el aumento de recursos humanos especializados y la generación de nuevas tecnologías en este campo han desarrollado diversos proyectos satélites. A continuación, se revisará de manera breve los más importantes.

1.4.1 Sistema UNAMSAT

El 29 de enero de 1990, se creó en de la Universidad Nacional Autónoma de México el Programa Universitario de Investigación y Desarrollo Espacial (PUIDE). Inicialmente contaba con los siguientes cuatro subprogramas: [23]

1. Investigación básica y aplicada
2. Ingeniería aeroespacial
3. Docencia y difusión
4. Política espacial, relaciones internaciones y derecho ultraterrestre

Los objetivos del programa eran contribuir a desarrollar proyectos tecnológicos que permitieran la formación de recursos humanos de alto nivel, impulsar e identificar nuevos proyectos, difundir la cultura e información espacial en beneficio de la sociedad mexicana, así como promover y aprovechar la cooperación internacional en este campo. [24]

a) UNAMSAT – 1

Uno de estos subprogramas desembocó en la construcción de un microsatélite que fue nombrado UNAMSAT - 1 (ver figura 1.18). Para su realización se firmó un convenio con la Asociación mundial de satélites de radioaficionados (AMSAT por sus siglas en inglés) que ofreció el kit de ingeniería avanzada Amsat-Na. Se utilizo de base el modelo proporcionado lo cual economizo el tiempo de desarrollo para la estructura y subsistemas además de que contaba con la facilidad de que podía ser modificado para adaptarlo a las necesidades y requerimientos de la Universidad, por lo que se determinó que, además de que el satélite fuera para radioaficionados, contribuyera con un experimento científico, siendo este un estudio estadístico de las trayectorias de impacto de los meteoritos en la atmósfera terrestre.

El lanzamiento que se consiguió mediante un convenio de cooperación académica entre el PUIDE, el Instituto Sternberg de la Universidad estatal de Moscú y la empresa espacial Progress, se efectuó el 28 de marzo de 1995 desde el cosmódromo de Plesetsk en Rusia, no obstante, una falla en la cuarta etapa del cohete ruso provocó que explotará y el lanzamiento fuera fallido perdiendo consigo al satélite universitario. [25]

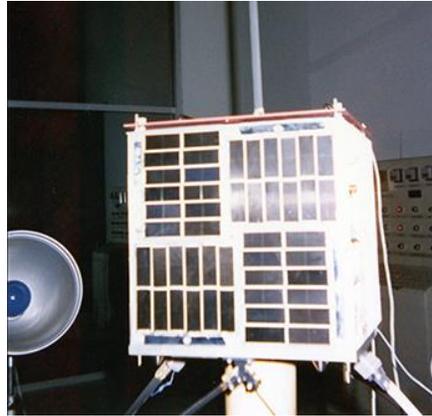


Figura 1.18. UNAMSAT-1 [26]

b) UNAMSAT – B

El UNAMSAT – B, fue un microsatélite que se construyó en paralelo con el UNAMSAT – 1 como un satélite gemelo de este (ver figura 1.19) el objetivo era dejarlo en tierra como modelo operativo, no obstante, ante la falla del UNAMSAT – 1 se decidió realizar las adecuaciones necesarias para ponerlo en órbita en sustitución de este.



Figura 1.19. UNAMSAT-B [27]

El lanzamiento se realizó el 5 de septiembre de 1996, desde el cosmódromo de Plesetsk, cinco horas después el UNAMSAT-B se separó exitosamente del satélite militar ruso para alcanzar una órbita de mil kilómetros de altura a 83° de inclinación con respecto del ecuador e inició transmisiones a la estación portátil instalada en Plesetsk a las 11:00 P.M [17] convirtiéndolo así en el primer satélite integrado y operado por ingenieros mexicanos que se ha puesto en órbita y que se ha establecido comunicación de manera satisfactoria. Se mantuvo en operación durante 46 días, hasta que con base a los datos de telemetría que se obtuvieron, las bajas temperaturas afectaron al sistema de baterías por lo que se dio por perdido.

1.4.2 SATEX 1

SATEX 1 o satélite experimental 1, fue un proyecto que buscaba diseñar y construir un satélite experimental para permitir a México introducirse en el mundo de la tecnología espacial con fines científicos. Tuvo su inicio oficial de construcción en septiembre de 1993, auspiciado por el hoy desaparecido IMC (Instituto Mexicano de Comunicaciones).

El objetivo definido, adicional al permitir a las instituciones educativas participantes la capacitación y la obtención de experiencia en la manufactura de los subsistemas, fue la fotogrametría del territorio nacional por rayo láser, para valorar y establecer rutas de comunicaciones.

El lanzamiento se estableció para el 7 de octubre de 1994, pero las dificultades económicas que se enfrentaron en el país, a lo que se sumó la desaparición del IMC el 9 de agosto de 1996, detuvieron finalmente el proyecto. [28]

1.4.3 SATEDU

A pesar de la cancelación del proyecto, la investigación y desarrollo del SATEX 1 estableció las bases del desarrollo del proyecto SATEDU [6] que es un Satélite Educativo diseñado, ensamblado y probado en el Instituto de Ingeniería de la UNAM y financiado por el CONACYT. Su principal objetivo es ser empleado en laboratorios de todo tipo de centro educativo como herramienta didáctica en el desarrollo de tecnología espacial.

Como se puede observar en la figura 1.20, tiene el tamaño de un contenedor de CD's y cuenta con todos los subsistemas de un satélite real lo cual permite realizar un seguimiento virtual, en tiempo real de los movimientos que experimenta el Satélite Educativo. [29]



Figura 1.20. Modelo integrado del SATEDU [29]

Las primeras tres versiones del satélite fueron terminadas en 2008, 2010 y 2015 respectivamente.

1.4.4 CONDOR UNAM – MAI

El proyecto Cónдор UNAM-MAI nace de la colaboración que la UNAM tuvo anteriormente con la Federación Rusa durante el desarrollo del proyecto UNAMSAT en la década de los 90. En un principio denominado UNAMSAT 3, el proyecto inició después del lanzamiento y puesta en órbita del UNAMSAT-B pero la desaparición del PUIDE en 1997 frenó este desarrollo el cual posteriormente fue retomado y renombrado como Cónдор UNAM-MAI. [6]

El proyecto se retomó en el 2007 comenzando como un programa de cooperación técnica científica con la Federación Rusa, con propósitos educativos y científicos donde la participación rusa fue coordinada por el MAI. [30]

La principal misión del satélite es el monitoreo y estudio ionosférico para determinar los posibles precursores sísmicos además de realizar percepción remota [31] para usos diversos como el estudio de áreas forestales y la distribución urbana entre otras aplicaciones. [32]

1.4.5 Quetzal

El satélite Quetzal es un proyecto de Investigadores del CAT (Centro de Alta Tecnología) de la Facultad de Ingeniería de la UNAM, campus Juriquilla, Querétaro en colaboración con los centros de Tecnología Avanzada, de Investigación Científica y de Educación Superior de Ensenada, de Ingeniería y Desarrollo Industrial, de Metrología, y de Investigación y de Estudios Avanzados además de los laboratorios de Propulsión Espacial y de Sistemas espaciales del MIT, para el monitoreo de contaminación atmosférica en ciudades de América Latina. [33]

La misión es monitorear las concentraciones de contaminantes del aire en ciudades de América Latina desde la órbita LEO. Actualmente, esta tarea es realizada por sistemas terrestres y misiones de la NASA y la ESA (European Space Agency por sus siglas en inglés), que no proporcionan cobertura con la frecuencia y el tiempo necesarios para realizar análisis completos para ciertas regiones y ciudades en América Latina. Además, el procesamiento de la información suele ser complejo y el costo de desarrollo es prohibitivo para las naciones que no tienen espacio en una misión como ENVISAT [34] (satélite cuya misión fue recopilar datos para poder medir el calentamiento global, el grado de la contaminación atmosférica y los riesgos de desastres naturales para poder mitigar sus efectos [35]) para la cual la Agencia Espacial Europea invirtió cerca de 1,200 millones de euros.

Por el contrario, se estima que el costo del desarrollo del satélite Quetzal ascendería, aproximadamente a entre 10 y 12 millones de dólares con una vida útil entre dos y cinco años.

1.4.6 SENSAT

El proyecto SENSAT (Self Explore NanoSATellite por sus siglas en inglés) es un proyecto desarrollado a partir del 2010 por el Centro de Investigación Científica y de Educación Superior de Ensenada (CICESE) en colaboración con otras instituciones empresas privadas con interés por la generación de desarrollo tecnológico en el estado del arte para la formación de recursos humanos en el sector aeroespacial. [36]

Dentro del proyecto, el desarrollo de prototipos experimentales de cargas útiles juega un doble papel, por un lado, se alinean con el objetivo central del desarrollo de elementos tecnológicos en el estado del arte para el desarrollo de habilidades prácticas de alto nivel y al mismo tiempo, brindan la oportunidad para el desarrollo de tecnología que puede contribuir a la solución de problemas específicos en el ámbito nacional. [36]

Uno de los principales prototipos experimentales es el de lanzar un nanosatélite con una cámara de percepción remota de resolución media cuyo objetivo es localizar recursos naturales, vigilar las condiciones de salud de los cultivos, el grado de deforestación, el avance de la contaminación en los mares, entre otras aplicaciones [6].

1.4.7 Painani – I

El Painani-I es un cubeSat de 3 unidades (ver figura 1.21) que fue diseñado, ensamblado y construido en el Centro de Investigación Científica y de Educación Superior de Ensenada (CICESE). El propósito es servir como plataforma de aprendizaje y de investigación para la Universidad del Ejército y Fuerza Aérea Mexicana. Fue puesto en órbita el 28 de junio de 2019 desde Nueva Zelanda en un cohete de la empresa Rocket Lab.

Cuenta con un módulo de captura de imágenes conformado por cuatro sensores diferentes de baja resolución [37] que funcionan en el espectro visible. Se desarrolló con el propósito de poner a prueba las capacidades que tiene cada uno de estos sensores para partir de la información recopilada poder hacer recomendaciones para construir, en caso de requerirse, un satélite más especializado en cuestiones de percepción remota. [38]

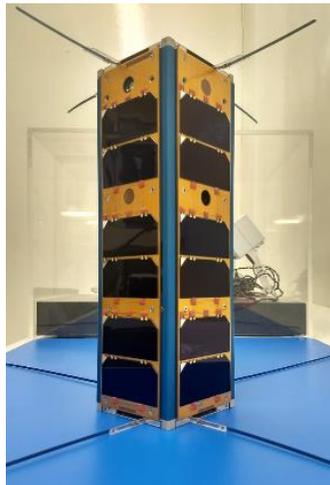


Figura 1.21. Painani-I ensamblado en el CICESE [38]

1.4.8 Ulises 1

Es un proyecto satelital desarrollado por el Colectivo Espacial Mexicano (CEM) que tenía el propósito de realizar proyectos que mezclaran arte, ciencia y tecnología. El primer proyecto del colectivo fue el Ulises 1 que consistía en construir y lanzar un nanosatélite al espacio con la peculiaridad de que su misión sería

puramente artística, es decir, no se buscaba probar tecnología o estudiar algún tipo de fenómeno, sino que el objetivo era transmitir poemas, frases y canciones de artistas mexicanos. [17]

El funcionamiento del nanosatélite Ulises 1 ya ha sido probado completamente, se han realizado pruebas de transmisión-recepción en grandes distancias e incluso en el 2015 se realizó un vuelo suborbital en globo (ver figura 1.22) que alcanzó una altura de 30 kilómetros. [39]

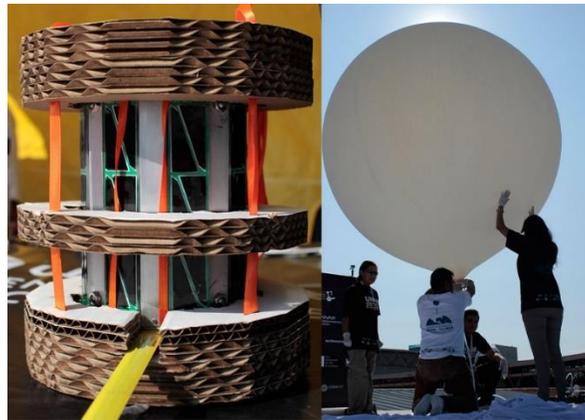


Figura 1.22. Preparación de Ulises 1 para el vuelo suborbital en globo aerostático [40]

Técnicamente, el nanosatélite es un tubeSat [41] que fue adquirido a la empresa Interorbital y que incluyó un kit de componentes y un programa de lanzamiento al espacio en uno de sus cohetes. Sin embargo, aun cuando el nanosatélite se encuentra listo para lanzarse, las fechas para esta actividad han ido cambiando debido a pormenores técnicos y a retrasos en el programa de trabajo del proveedor provocando que actualmente a pesar de estar ensamblado y sea funcional no se ha podido encontrar un patrocinador para la puesta en órbita. [42] [43]

1.4.9 Misión Colibrí

En el 2018 se anunció que la Universidad Panamericana (UP) en colaboración con el SPL (Space Propulsion Lab por sus siglas en inglés) del MIT desarrollarían la misión satelital Colibrí (ver figura 1.23).



Figura 1.23. Logo oficial de la misión Colibrí [44]

Su misión consiste en desarrollar un cubeSat de 3U nombrado Pakal con un estimado de vida útil de un año que investigará las condiciones atmosféricas de la ionósfera. [44]

Su principal objetivo es contribuir a la generación de ideas para reducir la basura espacial mediante la localización con coordenadas exactas del lugar en el espacio donde se encuentran estos desperdicios y con esta información predecir de qué forma se moverán al pasar el tiempo. [45]

Se cuenta también con el respaldo del JPL (Jet Propulsion Lab por sus siglas en inglés) de la NASA y de la AEM quienes apoyan en la obtención de permisos de espectro radioeléctrico y recurso orbital. [46]

1.4.10 Aztechsat – 1

El nanosatélite Aztechsat-1 es un cubeSat de 1U (ver figura 1.24) que fue desarrollado por la Universidad Popular Autónoma del Estado de Puebla (UPAEP) y su equipo interdisciplinario de estudiantes y académicos de diferentes áreas respaldados por especialistas de diversas instituciones [47] [48] como la NASA, el INAOE, LA SCT, la AEM, el CONACYT, la Universidad Autónoma de Chihuahua, entre otras.

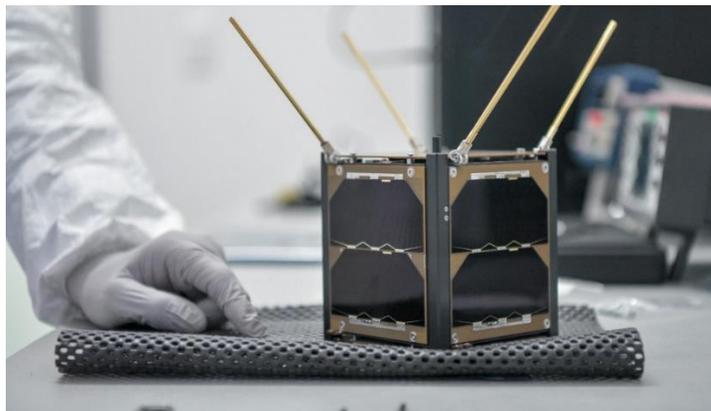


Figura 1.24. Aztechsat-1 [Créditos imagen: UPAEP]

La misión del AzTechSat – 1 es probar la intercomunicación satelital con la constelación de la empresa privada proveedora de servicios satelitales GlobalStar, esto con la finalidad de mejorar la comunicación en misiones futuras de nanosatélites [49] para disminuir la dependencia de las estaciones terrenas para la recepción y envío de información.

En diciembre del 2019 mediante un cohete Falcon 9 de la empresa Space X fue llevado a la estación espacial internacional [50] desde donde fue desplegado el 19 de febrero del 2020 convirtiéndose así en el tercer satélite manufacturado y diseñado por mexicanos en orbitar la Tierra y el primero en ser desplegado desde la ISS.

1.4.11 KuauhtliSAT

Inicialmente llamado Ulises 2.0, es un proyecto a cargo de la Unidad de Alta Tecnología de la Facultad de Ingeniería de la UNAM, campus Juriquilla, que nace de la línea de su antecesor el Ulises 1. El objetivo es desarrollar un nanosatélite experimental para prueba de tecnología al que se le instalarán cámaras de bajo costo y resolución cuyas fotografías buscarían establecer una propuesta de combinar el arte con la cuestión satelital experimental. [51]

El proyecto actualmente está en desarrollo respaldado por académicos de la UAT y con la participación de estudiantes de licenciatura y maestría [52].

1.4.12 Nanosatélite universitario K'oto

El Proyecto de nanosatélite K'oto (ver figura 1.25), es una iniciativa académica que se encuentra en desarrollo en la Universidad Nacional Autónoma de México (UNAM) a través de su Unidad de Alta Tecnología de la Facultad de Ingeniería (UAT-FI-UNAM), en el campus Juriquilla, en conjunto con la Secretaría de Desarrollo Sustentable (SEDESU) del mismo estado.

El objetivo del proyecto K'oto es desarrollar, integrar y poner en órbita un nanosatélite tipo CubeSat desde la Estación Espacial Internacional (ISS). La misión de K'oto consiste en tomar fotografías de baja-mediana resolución del territorio mexicano y transmitirlos a tierra experimentando en la banda del radioaficionado. En el desarrollo del satélite experimental se involucra a estudiantes principalmente de nivel licenciatura de diversas instituciones fomentando un trabajo multidisciplinario e impulsando la formación de recursos humanos en el área espacial.



Figura 1.25. Logo oficial para el proyecto K'oto [Créditos imagen: UAT-FI-UNAM]

1.5 Nanosatélites y órbita LEO

1.5.1 Nanosatélites

Como se mencionó anteriormente, se considera nanosatélite a cualquier satélite cuyo peso esta entre 1 y 10 kg. Su utilización se comenzó a popularizar en los últimos 15 años debido a que reduce drásticamente el tamaño habitual de los satélites convencionales y, por tanto, el costo de manufactura y lanzamiento ya que suelen lanzarse en grupos o como carga secundaria en otras misiones, esto a cambio de tolerar un mayor riesgo de fallo y un menor tiempo de vida útil, que es aceptable en numerosas aplicaciones. [53] El uso de este tipo de satélites se ha incrementado al grado de generar un nuevo paradigma en la industria satelital pues en la actualidad, se ya se mira al espacio también con objetivos comerciales.

Hoy en día los satélites ya no son una competición entre superpotencias o unas cuantas empresas privadas, la democratización del espacio que se está logrando con los pequeños satélites proporcionan una oportunidad de negocio y de acceso al ámbito aeroespacial basada en el abaratamiento de la tecnología pues el uso de componentes COTS es muy común por lo que es una tecnología accesible para

centros de investigación, universidades y todo tipo de empresas. [54] Esta tendencia se puede observar en la figura 1.26, pues hasta enero de 2020, compañías privadas y universidades son los principales desarrolladores de nanosatélites independientemente de si fueron puestos o no en órbita.

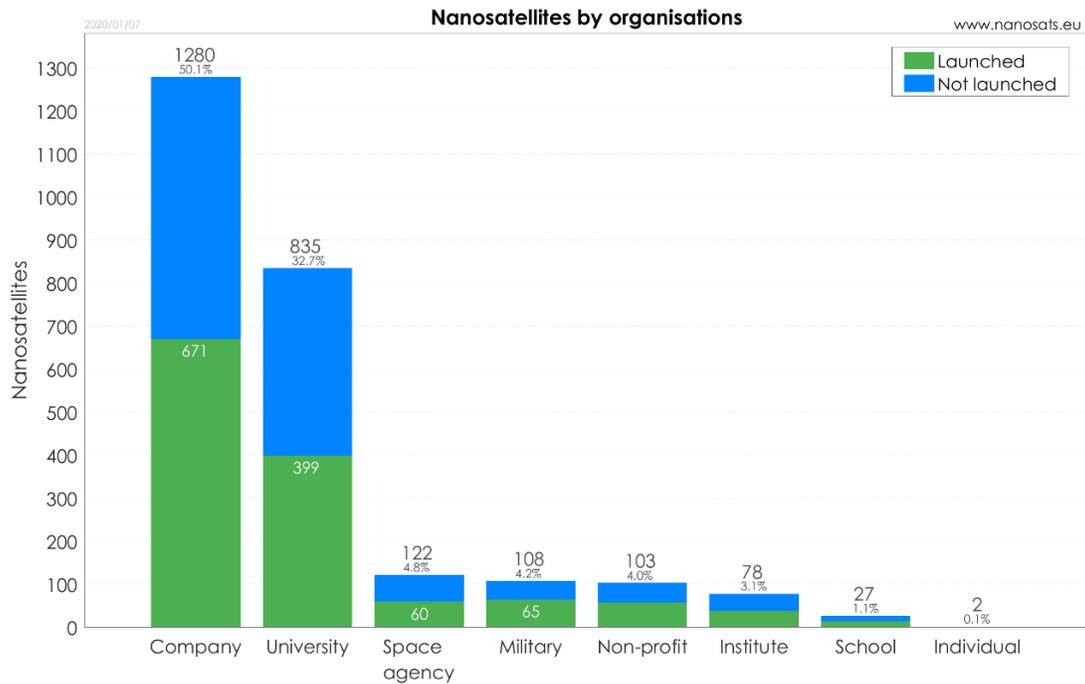


Figura 1.26. Total de nanosatélites desarrollados por organización [55]

Por otra parte, en la figura 1.27 se muestra el resumen de lanzamientos de nanosatélites que se han realizado en los últimos años, se puede observar que, durante el año 2017, más de 300 nanosatélites fueron enviados al espacio, lo que representa un aumento del 200% con respecto al 2016. Mientras que entre 2013 y 2017 casi la mitad de los nanosatélites lanzados cumplía misiones militares y civiles, y la otra mitad tenía funciones comerciales. Se estima que para 2022 hasta el 75% de las operaciones de nanosatélites en órbita tengan un objetivo de “space business” e investigación. [54]

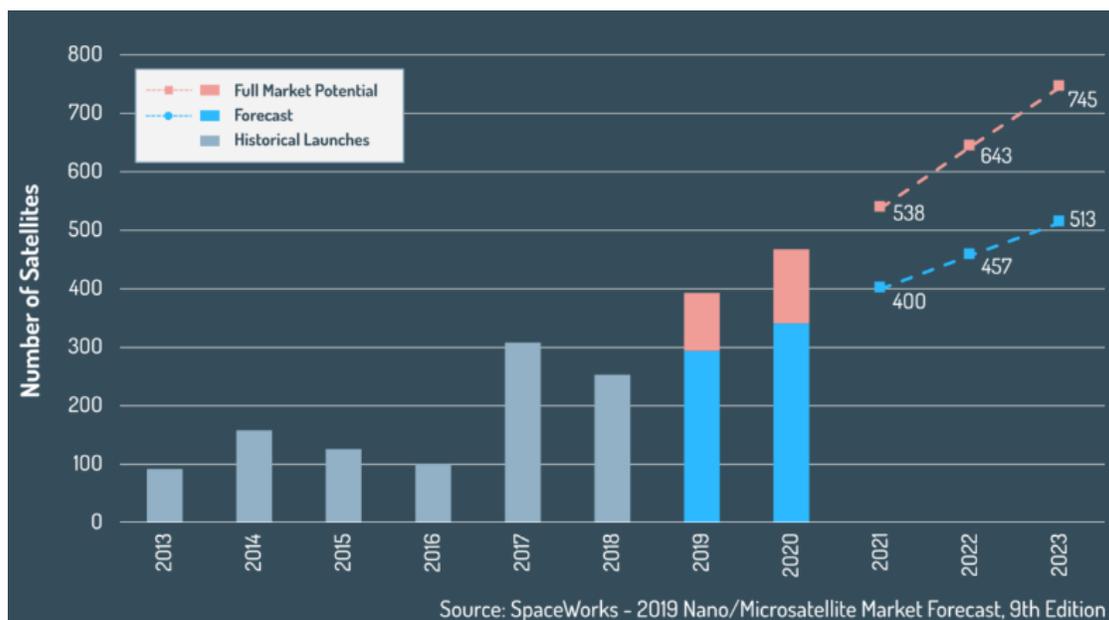


Figura 1.27. Lanzamientos de nanosatélites en los últimos 7 años [56]

Si bien, para que un objeto se considere un nanosatélite basta con que su peso este entre los rangos permitidos, existen principalmente dos tipos de arquitecturas: el estándar de código abierto CubeSat y el kit TubeSat con copyright desarrollada por Interorbital Systems (IOS por sus siglas en inglés).

Dichas arquitecturas nacieron de proyectos cuyo propósito era proporcionar un estándar para el diseño de pequeños satélites con costos y tiempos de desarrollo reducidos lo cual aumentaría la accesibilidad al espacio. Con el paso del tiempo estos programas han sido adoptados por instituciones educativas y científicas de todo el mundo, y, últimamente, el sector privado, esto al grado de que las lanzaderas, espacios en los cohetes y equipos para pruebas de funcionalidad se han estandarizado para estas dos especificaciones.

Cabe mencionar que el aumento en su uso ha llegado al punto de que ahora existen empresas que ofrecen como producto kits pre armados, servicios para poner en órbita este tipo de satélites e incluso servicios de estación terrena como Amazon con su AWS Ground Station. el cual consiste en un servicio completamente que permite controlar comunicaciones satelitales, procesar datos y ajustar la operación sin tener que preocuparse por contar con una infraestructura de estación terrestre propia. [57]

Este tipo de iniciativas pone al alcance de todo este tipo de tecnologías que anteriormente estaban reservadas solo para ciertos grupos o países con grandes economías y con infraestructuras diseñadas especialmente para el sector espacial.

a) Especificación CubeSat

Comenzó en 1999 como un esfuerzo de colaboración entre Jordi Puig-Suari, profesor de la Universidad Politécnica del Estado de California (Cal Poly), y Bob Twiggs, profesor del Laboratorio de Desarrollo de Sistemas Espaciales (SSDL) de la Universidad de Stanford. La intención original del proyecto era proporcionar acceso asequible al espacio para la comunidad científica de la universidad, lo cual fue un éxito pues se convirtió en el principal estándar más utilizado para el desarrollo de nanosatélites. [58]

Un cubeSat un cubo de 10 cm de arista con una masa de hasta 1.33 Kg (ver figura 1.28), a esta configuración se le conoce como 1U (una unidad), si bien es un espacio reducido, los avances en la miniaturización de componentes ha propiciado que se puedan usar circuitos para misiones cada vez más complejas, además, se existen configuraciones de varias unidades por ejemplo de 2U, 3U, 6U, etc. [59] cómo se puede observar en la figura 1.29.

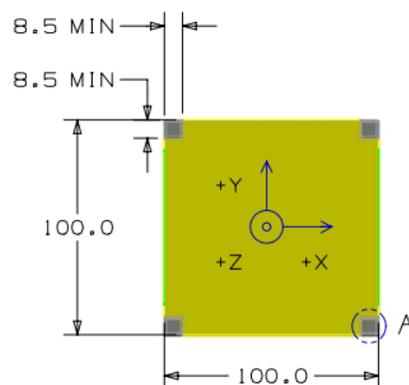


Figura 1.28. Especificación de las dimensiones de un cubeSat [59]

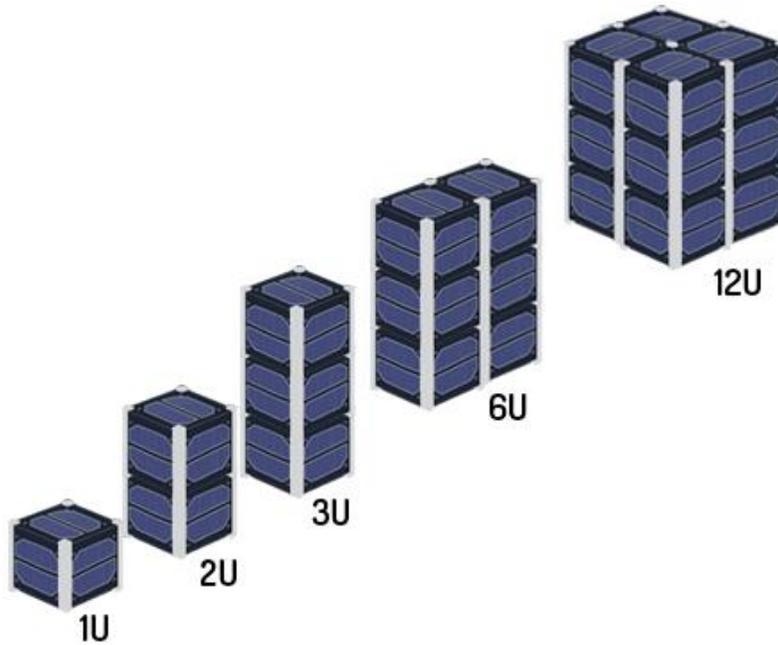


Figura 1.29. Diferentes configuraciones de cubeSat [53]

b) Arquitectura TubeSat

Es una arquitectura de forma tubular hexadecagonal compuesta por varias tarjetas impresas apiladas como se observa en la figura 1.30. Fue desarrollado por la empresa privada Interorbital Systems.

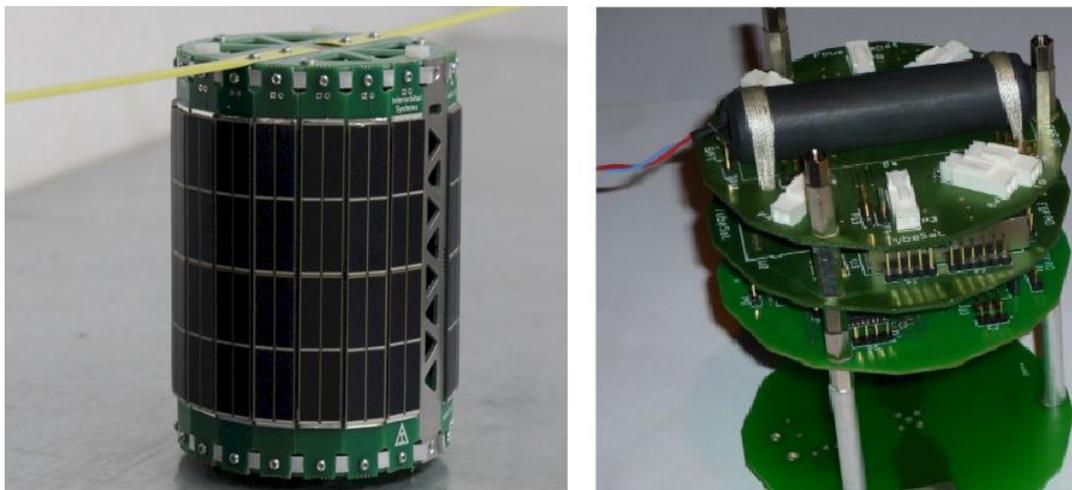


Figura 1.30. TubeSat armado (derecha) y estructura interna (izquierda) [Créditos imagen: Interorbital Systems]

La empresa fundada en 1996 ofrece kits de tubeSats ya probados que solo requieren ensamblarse para estar listos para su puesta en órbita, lo que busca es hacer más accesible la tecnología espacial a instituciones educativas y privadas ya que de manera adicional ofrecen servicios de lanzamiento en los cohetes que están desarrollando específicamente para esta actividad. [60]

En la tabla 1.12 se muestran los precios para compras académicas de los dos kits para TubeSats oferta IOS hasta la fecha en que se consultó (enero del 2021):

Tabla 1.12. Costos de los kits que ofrece IOS [60]

Modelo del kit	Massa de la carga útil	Precio por unidad (dólares)
TubeSat 1.0 Kit		
1U TubeSat	0.75 Kg	8,000
2U TubeSat	1.5 Kg	16,000
3U TubeSat	2.25 Kg	24,000
3U TubeSat	3 Kg	32,000
TubeSat 2.0 Kit		
TubeSat 2.0 (sin lanzamiento)	0.75 Kg	6,200
TubeSat 2.0 (con lanzamiento)	0.75 Kg	12,400

1.5.2 Viabilidad de la órbita LEO

Además de la arquitectura, peso y reducido costo, otra principal característica de los nanosatélites es que comúnmente son posicionados para operar desde una órbita LEO la cual como se mencionó anteriormente, es una banda que abarca entre 300 y 1,500 km de altura sobre el nivel del mar. Se encuentra dentro y debajo de la ionosfera, la parte delgada de la atmósfera que también coincide con gran parte del campo magnético de la Tierra.

Este campo magnético protege de la actividad más corrosiva del sol, de las partículas de alta energía, y además desvía las eyecciones de masa coronal del sol antes de que puedan llegar al suelo. Por encima de la ionosfera, el entorno espacial puede ser hostil debido a la actividad solar pero debajo, los riesgos de radiación son mucho más bajos y por lo tanto también lo son los daños a los componentes electrónicos y eléctricos del satélite, es por esto que la Estación Espacial Internacional se mantiene en esta órbita, no obstante, la duración de las misiones en esta orbita suele ser corta, de alrededor de algunos meses por lo que al final el nanosatélite terminará regresando a la Tierra desintegrándose en su reentrada a la atmosfera lo que significa que no genera basura espacial. [61]

Otra ventaja de la órbita baja es que, al estar más cerca de la superficie de la Tierra, se tienen retrasos de propagación de señal más pequeños lo cual hace que los satélites sean adecuados para aplicaciones de comunicación. Debido a las rutas de propagación más bajas, la potencia requerida para la transmisión de la señal también es menor, dando como resultado que los satélites puedan ser pequeños y de bajo costo de construcción.

En contraparte, debido al período orbital más corto, en promedio de 90 minutos, haciendo aproximadamente 15 órbitas por día, estos satélites tienen conexión con una estación terrestre en particular durante un breve periodo de tiempo por lo que si se requiere una cobertura de 24 horas se necesitan varios satélites trabajando en conjunto. [2]

Por otra parte, la temperatura de un satélite en órbita baja oscila entre -170°C y 123 °C dependiendo de su posición respecto al sol y del tiempo que este expuesto a este. Considerando una órbita común de 90 minutos se considera que permanecerá la mitad del tiempo a la luz solar y la otra mitad a la sombra de la Tierra por lo que se tendrán principalmente tres rangos: demasiado frío, regiones de transición donde

la mayoría de los componentes pueden operar y posiblemente un estado de sobresaturación cuando la temperatura es alta. Debido a que el satélite estará girando, el movimiento provoca cierta disipación de calor que disminuye el rango de oscilación de la temperatura, [61] lo cual es una de las razones por la cual se suelen utilizar componentes tipo COTS que en promedio operan en un rango entre -40°C y 100°C . Aun bajo estas condiciones hay una alta probabilidad de en condiciones extremas de temperatura los componentes no funcionen correctamente por lo cual se suele poner a bordo del satélite un sistema de enfriamiento o calentamiento para mitigar este riesgo o en su defecto se utilizan componentes de grado espacial con el coste que conlleva su adquisición.

1.5.3 Estado del arte en nanosatélites de órbita baja

Las ventajas y versatilidad que tienen los satélites pequeños han propiciado que su popularidad haya crecido de manera muy rápida. En los últimos años se ha empezado a marcar una tendencia de reemplazar un satélite único grande en la órbita geoestacionaria con un gran número de satélites más pequeños ubicados conjuntamente e interconectados en órbitas LEO ya que los satélites geoestacionarios suelen tener inconvenientes con servicios de alta velocidad de datos debido a la pérdida de propagación por la distancia en el espacio. En estas constelaciones en órbita baja, cada satélite desempeña una función limitada, pero al estar interconectado con los demás satélites, en conjunto, todo el grupo de satélites funciona como un solo satélite grande. Entre los servicios que proporcionarán estos satélites se incluyen servicios de transmisión a dispositivos portátiles, servicios de banda ancha móvil bidireccional para los sectores terrestre, aeronáutico y marítimo y servicios de Televisión por Protocolo de Internet (IPTV por sus siglas en inglés). [2]

Aunque en los últimos años la investigación y el desarrollo de constelaciones de satélites ha alcanzado la excelencia en aspectos técnicos, económicamente, se sigue trabajando en encontrar la mejor manera de explotar todos los beneficios de las constelaciones en órbita LEO al reducir los costos de los sistemas y generar ingresos a partir de nuevos servicios y aplicaciones [5], no obstante, existen iniciativas, avances y servicios por parte de algunas empresas que dejan entrever la tendencia que tendrán estos servicios en los siguientes años. A continuación, se mencionarán brevemente las más importantes.

a) Globalstar

Es una compañía estadounidense de comunicaciones satelitales que opera una constelación satelital de órbita terrestre baja (LEO) para teléfonos satelitales y de comunicaciones de datos de baja velocidad. El proyecto Globalstar comenzó en 1991 como una empresa conjunta de Loral Corporation y Qualcomm. Actualmente, la industria terrestre, marítima, minera, militar de transporte de más de 120 países de áreas remotas más allá del alcance del servicio telefónico celular y fijo hacen uso de los diversos productos y servicios de esta empresa. [62]

b) ORBCOMM

Es un proveedor global líder de soluciones de comunicación industrial de Internet de las cosas (IoT por sus siglas en inglés) y de máquina a máquina (M2M) que rastrean, monitorean y controlan de forma

remota activos fijos y móviles en mercados que incluyen transporte, equipo pesado, marítimo, petróleo y gas, servicios públicos y de gobierno. La compañía proporciona dispositivos de hardware, módems, aplicaciones web y servicios de datos entregados a través de múltiples redes satelitales y celulares. Orbcomm posee y opera una red global de 31 satélites de comunicaciones de órbita terrestre baja (LEO), 16 estaciones terrenas distribuidas en todo el mundo, y cuenta con licencia para prestar servicios en más de 130 países. [63]

c) Iridium

La constelación Iridium fue diseñada por Motorola para proveer Servicios Satelitales Móviles (SSM) con cobertura global. [64] Consta de una constelación global de 66 satélites que están a una altitud de aproximadamente 780 kilómetros. Están organizados en 6 planos orbitales, cada uno con 11 satélites, respaldados por 9 satélites de reserva en órbita y 6 satélites adicionales en tierra.

A principios de 2019 completó una actualización de la constelación, reemplazando todos sus satélites y actualizando la infraestructura terrestre de soporte. Esto permitió el lanzamiento de una nueva plataforma multiservicio que ofrece servicios especializados de banda ancha, además de conexiones de voz y datos de alta calidad en toda la superficie del planeta incluso cuando los sistemas locales tradicionales no están disponibles. [65]

d) OneWeb

Es una empresa fundada en el 2012 con sede en Londres, Reino Unido. Nació de una inversión de aproximadamente 500 millones de dólares por parte de empresas como AIRBUS Group, Virgin Group, HUGES Network Systems entre otras. El 27 de febrero de 2019 se pusieron en la órbita LEO a 1200 km de altura los primeros 6 satélites de los 640 que tienen planeados con los que exitosamente lograron tener comunicación en banda Ku. Su objetivo es que para finales del 2021 puedan proporcionar servicio de internet confiable y de alta velocidad a personas de todo el mundo sin importar su ubicación. [66]

e) Kuiper

En abril del 2019, Jeff Bezos, fundador de empresas como Amazon y Blue Origin, presentó el proyecto Kuiper como una iniciativa a largo plazo para lanzar una constelación de 3,236 satélites en órbita LEO, 874 se ubicarían a una altura de 590 kilómetros, 1.296 de ellos a 610 kilómetros, y 1.156 a 630 kilómetros [67] mismos que en conjunto proporcionarán conectividad de banda ancha de alta velocidad y baja latencia a comunidades desatendidas en todo el mundo. [68]

f) Starlink

En enero del 2015, el fundador y CEO de SpaceX Elon Musk, anunció el proyecto de una constelación de pequeños satélites llamada Starlink para proporcionar un servicio global de internet de banda ancha de alta velocidad a lugares donde el acceso ha sido poco confiable, costoso o completamente no disponible prometiendo un rendimiento que supera con creces el de Internet satelital tradicional, y una red global sin limitaciones de infraestructura terrestre. [69]

El proyecto consta de 42,000 satélites, lo que lo convertiría en la constelación con el mayor número de satélites operando que haya existido hasta el momento.

g) Planet Labs

Es una compañía privada de Satélites de Observación de la Tierra con sede en San Francisco, California, EE.UU. La compañía diseña y fabrica satélites tipo CubeSat de 3U llamados Doves. Cada Dove está equipado con un telescopio de alta potencia y una cámara. Están programados para capturar diferentes franjas de la Tierra además de que la escanea continuamente enviando los datos capturados una vez que pase encima de una estación terrestre de recepción. En conjunto todos los Doves forman una constelación de satélites que entrega una imagen completa de la Tierra todos los días. [70]

Planet Labs opera más de 130 Doves, 15 satélites SkySats (adquiridos a la empresa Terra Bella Filial de Google) y 5 satélites RapidEye (adquiridos a la empresa alemana BlackBridge) que proporcionan un conjunto de datos versátil para el análisis geoespacial de mercados, entornos y cambio global mediante imágenes de la Tierra a una escala sin precedentes. [71]

1.6 Uso de cámaras de baja resolución en misiones satelitales

Como se ha descrito en los capítulos anteriores, el subsistema de carga útil es el centro de cualquier satélite y consta de hardware y software que el satélite utiliza para satisfacer los objetivos de la misión. [72] En el caso específico de los satélites con misiones de observación, la carga útil está compuesta por cámaras, sensores y telescopios cuyas características técnicas dependen de los objetivos de cada misión.

Para nanosatélites, este tipo de misiones involucra en la mayoría de los casos captura, análisis, compresión, almacenamiento y recuperación de las imágenes. El objetivo en primera instancia suele ser la prueba experimental de componentes a través de la captura, almacenamiento y transmisión con éxito a la estación terrena de imágenes. Obedeciendo a las limitaciones de tamaño, masa, potencia, ancho de banda de comunicación y buscando reducir costos se emplean componentes COTS por lo que las cámaras con sensores CCD o CMOS de pequeño tamaño y consumo son de las más utilizadas, aunque claro está, las imágenes que se suelen obtener son de baja resolución. [73]

No existe una regla estricta sobre qué tecnología es más adecuada para las misiones espaciales (CCD o CMOS), la elección surge a partir de las características de la misión y de las cámaras que se estén considerando como la fiabilidad, la resolución, la velocidad y si ha sido utilizada en otros proyectos espaciales. Cabe mencionar que la tendencia es hacia la tecnología CMOS por el bajo consumo de energía que presentan lo cual para la operación representa un punto esencial cuando este orbitando en el espacio. [73]

1.6.1 Proyectos satelitales con cámaras de baja resolución

A continuación, se revisarán algunas misiones de pequeños satélites que han incluido cámaras de baja resolución en su carga útil y de las cuales existe cierta documentación accesible sobre los componentes utilizados. Esto se realiza con la finalidad de tener un antecedente para el sistema que se desarrolla en

el presente trabajo el cual si bien al tener una misión artística existen varios puntos técnicos que no se consideran (con el control de altitud o apuntamiento o una determinada resolución de las fotografías) y que se revisaran a detalle en el siguiente capítulo, en cuanto a la arquitectura, operación y componentes utilizados sirven como un punto de partida y de antecedentes como lecciones aprendidas para la propuesta que se desarrollará.

ITUpSat-1

Es un cubeSat (ver figura 1.31) desarrollado por la Universidad Técnica de Estambul, Turquía (ITU por sus siglas en inglés). Se lanzó el 23 de septiembre de 2009 junto con otros nanosatélites por el proveedor Antrix Corporation.

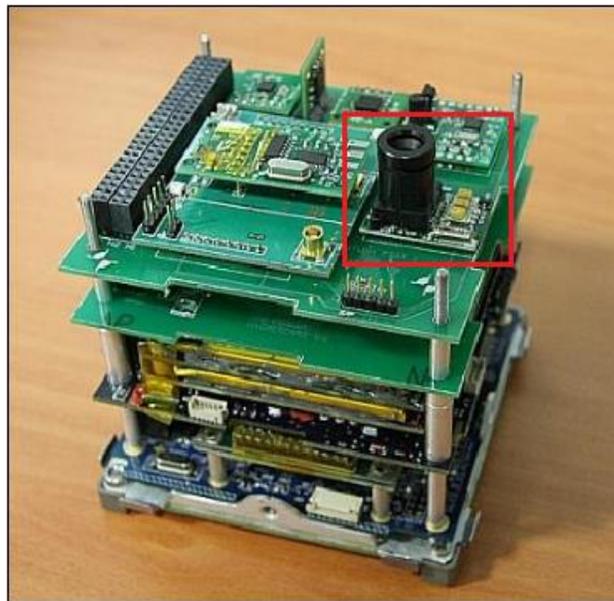


Figura 1.31. Foto de la estructura interna de ITUpSat, en rojo se resalta la cámara OV7620 (crédito de imagen: ITU)

El nanosatélite contaba con dos cargas útiles. La primera era un conjunto de sensores que contaba con una unidad de masa inercial (IMU, Inertial Mass Unit por sus siglas en inglés) y un magnetómetro. La segunda carga útil era una cámara CMOS basada en el módulo OV7620 de baja resolución de 640 x 480 píxeles con una distancia focal de 6mm y un tamaño de píxel de 7.6 μm x 7.6 μm acoplada a la computadora de abordo equipada con un microcontrolador MSP430F1611 de Texas Instruments a través del bus I2C [74] como se observa en el diagrama la arquitectura del sistema en la figura 1.32.

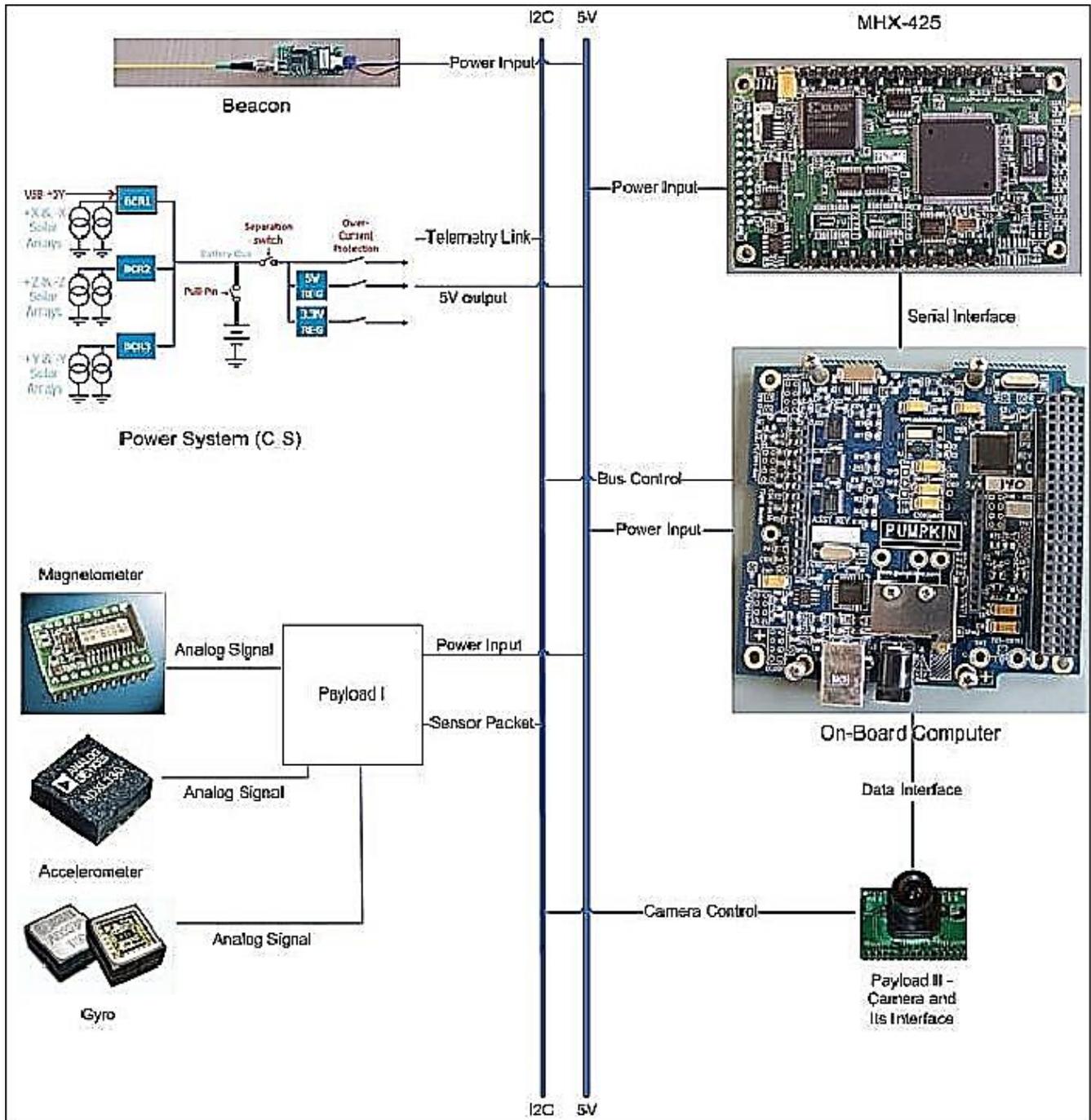


Figura 1.32. Ilustración de la arquitectura del sistema ITUpSat-1 (crédito de imagen: ITU)

BeeSat-1

Es un cubeSat (ver figura 1.33) desarrollado por el Instituto de Aeronáutica y Astronáutica de la Universidad Técnica de Berlín, Alemania. El objetivo general era demostrar y verificar nuevas tecnologías de componentes relacionadas con actuadores diseñados por la misma universidad que permiten mejorar las capacidades de control de altitud de CubeSats. Se lanzó el 23 de septiembre de 2009 en la misma misión que puso al ITUpSat-1 en órbita.



Figura 1.33. Modelo de laboratorio de BeeSat (crédito de imagen: Instituto de Aeronáutica y Astronáutica de la Universidad Técnica de Berlín)

En este caso la computadora de vuelo se comunicaba y controlaba los subsistemas mediante el protocolo CAN (Controller Area Network por sus siglas en inglés) como se muestra el diagrama de bloques del de la figura 1.34. La carga útil consiste en una cámara que proporciona imágenes instantáneas de la superficie de la Tierra en el espectro visible. El sensor CMOS tiene una resolución de 1600 x 1200 píxeles y cuenta con un módulo integrado de compresión JPEG. Se complementa con un microcontrolador de 8 bits equipado con 1 MB de SRAM para la configuración y las operaciones de tiempo crítico del detector. Las imágenes se transfieren y almacenan en una memoria no volátil y se transmiten a la estación terrena cada que se está en línea de vista con esta. [75]

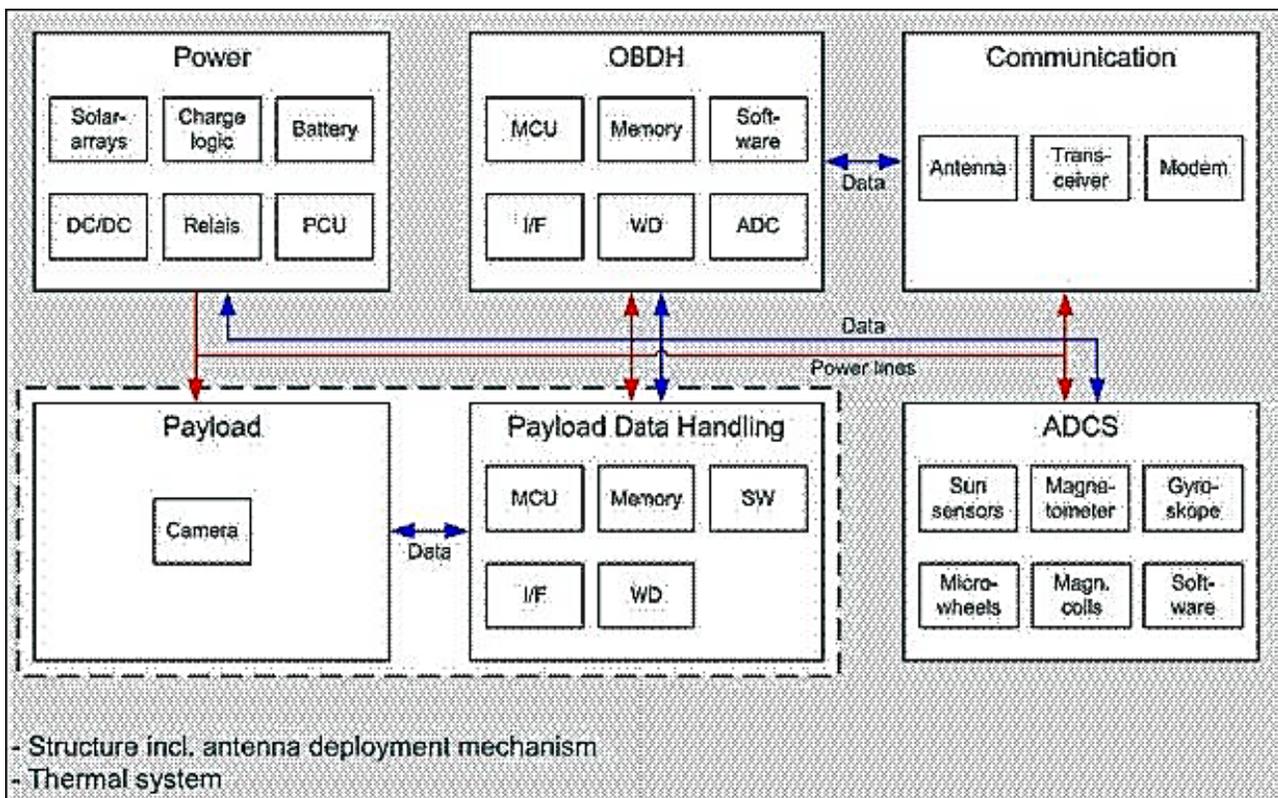


Figura 1.34. Diagrama de bloques funcional de BeeSat (crédito de imagen: Instituto de Aeronáutica y Astronáutica de la Universidad Técnica de Berlín)

MaSat-1

Es un cubeSat desarrollado por la Universidad de Tecnología y Economía de Budapest, Hungría (ver figura 1.35). Se lanzó el 13 de febrero de 2012 y tenía el objetivo de introducir a los estudiantes universitarios en el diseño de sistemas espaciales a través del desarrollo, implementación, e integración de los diferentes subsistemas que componen un cubeSat.



Figura 1.35. Modelo de vuelo del MaSat-1 con antena desplegada (crédito de imagen: Universidad de Tecnología y Economía de Budapest)

No se tienen muchos detalles en cuanto a la configuración del sistema de carga útil, pero se sabe que la cámara a bordo del nanosatélite tenía una resolución máxima de 640 x 480 píxeles donde el ancho de 1 píxel corresponde a una distancia de 1 a 10 km, en la figura 1.36 se presenta una de las fotografías tomadas por el satélite. [76]



Figura 1.36. Primera imagen terrestre de Sudáfrica capturada por MaSat-1 el 8 de marzo de 2012 (crédito de imagen: Universidad de Tecnología y Economía de Budapest)

FITSat-1

Es un cubeSat desarrollado por el Instituto de Tecnología de Fukuoka, Japón. El 4 de octubre de 2012 fue desplegado exitosamente desde la Estación Espacial Internacional. El objetivo general es demostrar un módulo de transmisión de alta velocidad para un satélite pequeño y un experimento de comunicación de luz visible utilizando LEDs (light-emitting diode, diodos emisores de luz por sus siglas en inglés) de alta potencia (ver figura 1.37).

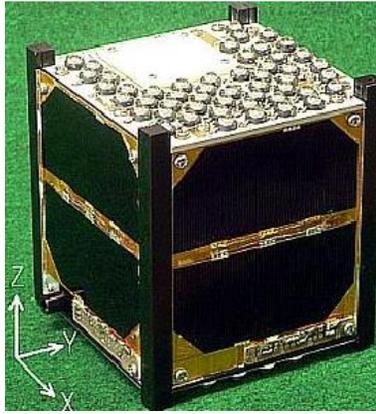


Figura 1.37. Modelo de vuelo del FITSat-1 (crédito de imagen: Instituto de Tecnología de Fukuoka)

Adicional a los LEDs de alta potencia, la carga útil del FITSat-1 estaba compuesta por dos cámaras JPEG del modelo C1098 con una resolución de 640x480 pixeles del proveedor Silent System ver (figura 1.38). Todos los comandos en el satélite se podían configurar con tiempo de retraso, por lo que era posible tomar fotos en cualquier lugar de la órbita las cuales se empaquetaban y transmitían en bloques de 128 bytes (ver figura 1.39. [77] Cabe mencionar que en la documentación disponible no se especifica el tipo de almacenamiento utilizado.



Figura 1.38. Cámara C1098 (crédito de imagen: Instituto de Tecnología de Fukuoka)



Figura 1.39. Imagen capturada por la cámara trasera de FIT-Sat-1 durante el despliegue que muestra la Estación Espacial Internacional, la imagen se transmitió el 27 de octubre de 2012 (crédito de imagen: Instituto de Tecnología de Fukuoka)

HORYU-4

Es un nanosatélite del Instituto de Tecnología de Kyutech, Japón. Su principal objetivo fue estudiar a profundidad la descarga de baterías y el funcionamiento de un sistema experimental de paneles solares de alto voltaje en condiciones que no pueden ser reproducidas completamente en laboratorios, esto con la finalidad de poder mejorar la confiabilidad de los actuales sistemas espaciales y contribuir en el desarrollo de nuevos sistemas de alta potencia. Fue puesto en órbita de manera exitosa en el 2016.

Adicional a lo mencionado, el nanosatélite de 10 kg llevaba a bordo 2 cámaras a color VGA con una resolución de 640 x 480 del modelo C1098 [78]. En la figura 1.40 se muestra una imagen por una de las cámaras durante su operación.



Figura 1.40. Fotografía sobre Sudán, se alcanza a apreciar el río Nilo, capturada por el HORYU-4 (crédito de imagen: Kyushu Institute of Technology)

ESTCube-1

Es un cubeSat desarrollado inicialmente por estudiantes de la universidad de Tartu, Estonia, posteriormente el proyecto fue creciendo y se vieron involucradas universidades de Reino Unido y Francia, así como el Instituto Meteorológico de Finlandia y el Centro Aeroespacial Alemán que se enfocaron en el desarrollo de la carga útil. En la figura 1.41 se muestra el diseño de los subsistemas dentro de la estructura.

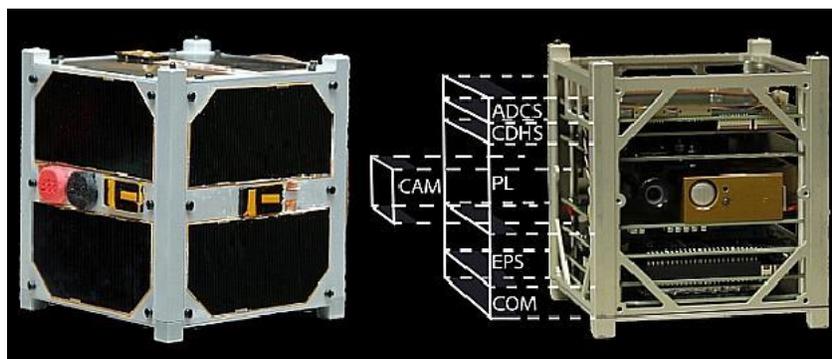


Figura 1.41. Diseño del ESTCube-1 y sus componentes (crédito de imagen: Universidad de Tartu)

El objetivo principal del ESTCube-1 lanzado el 7 de mayo del 2013 era probar una nueva tecnología de propulsión llamada E-Sail (Electric Solar Wind Sail por sus siglas en inglés) que utiliza la interacción

electrostática entre los iones que se mueven rápidamente en el viento solar y el campo eléctrico generado por una nave espacial que permite transferir parcialmente el impulso de los iones a la nave espacial, produciendo un empuje a la nave. [79]

Dentro de la placa de la carga útil mencionada se agregó también una cámara que tenía dos funcionalidades:

1. Verificar el despliegue de la correa con la que se medirán los impulsos de los iones provenientes del viento solar.
2. Capturar imágenes de la Tierra.

Lo interesante de la cámara es que a diferencia de los ejemplos mencionados donde se integra una cámara existe al nanosatélite, en este caso se diseñó un módulo a la medida (ver figura 1.42) a partir de componentes COTS. Se utilizó una lente de 4.4 mm, el sensor MT9V011 de imagen CMOS de 640x480 píxeles de 10 bits, un filtro de corte infrarrojo, un filtro de densidad neutra, y un módulo de memoria de acceso aleatorio estática externa (SRAM por sus siglas en inglés) de 2 MB controlados por el microcontrolador STM32F217ZGT ARM Cortex-M3. [80].

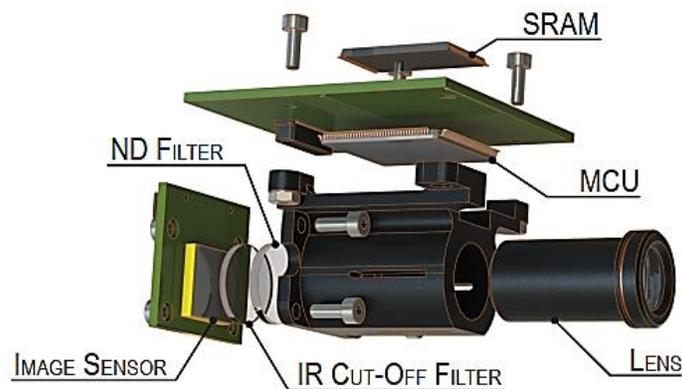


Figura 1.42. Diseño final del módulo de la cámara (crédito de imagen: Universidad de Tartu)

En la figura 1.43 se muestra un ejemplo de las fotografías que se capturaron.

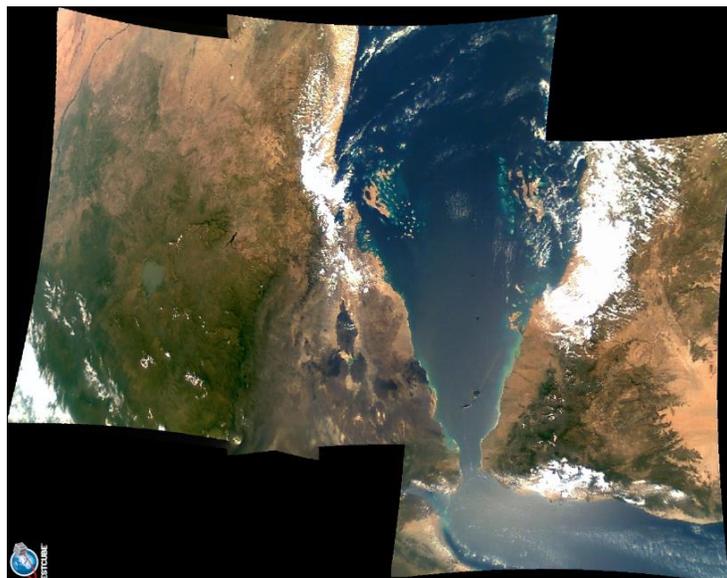


Figura 1.43. Imagen del Mar Rojo, Yemen, Yibuti, Eritrea, Arabia Saudita y Etiopía capturada el 18 de enero de 2014 por el ESTCube-1 (crédito de imagen: Universidad de Tartu)

Capítulo 2. Nanosatélite KuauhtliSAT

A principios del 2018 se establecieron las bases para desarrollar el nanosatélite KuauhtliSAT que en un inicio daba continuidad a un proyecto de nanosatélites tales como el Ulises 1. Así, se estableció que el proyecto KuauhtliSAT (ver figura 2.1) debería de contar con los recursos necesarios para poder capturar y transmitir fotografías de baja resolución desde el espacio hacia una estación terrena. El desarrollo del nanosatélite quedó a cargo de la Unidad de Alta Tecnología de la Facultad de Ingeniería de la UNAM ubicada en Juriquilla Querétaro.

Entonces, siguiendo la tendencia de su antecesor el nanosatélite Ulises 1, desarrollado por el Colectivo Espacial Mexicano y el INAOE [5], se comenzó a construir bajo la arquitectura TubeSat con capacidad de transformarlo en un CubeSat (10cm x 10cm x 10cm) en base a las oportunidades de lanzamiento y puesta en órbita. Así, el nanosatélite se desarrolla a partir de la plataforma de Interorbital Systems con la diferencia de que para los subsistemas se realizara una reingeniería para adaptarlos al nuevo requerimiento utilizando en su mayoría componentes tipo COTS buscando abaratar costos. Cabe destacar que, en su momento para el subsistema de carga útil al no tener un antecedente, el diseño y desarrollo del subsistema fue completamente nuevo.



Figura 2.1. Logotipo oficial de la misión (crédito de imagen: UAT-FI-UNAM)

En el proyecto participan de manera activa académicos, alumnos de licenciatura y posgrado de la UNAM, así como de la Universidad Autónoma de Querétaro (UAQ).

2.1 Descripción del proyecto

El proyecto consiste en construir un nanosatélite que debe capturar fotografías con las dos cámaras que llevará a bordo y con base en los modos de operación controlados por la computadora central de vuelo. No se requiere obtener fotografías de una zona u objeto en particular, sino que las deberá tomar de manera libre capturando lo que encuentre a su paso: el planeta Tierra, alguna estrella, la luna o cualquier parte del universo. Dichas imágenes serán después analizadas y tratadas por artistas para la generación

de nuevas piezas de arte cuyo origen e inspiración serán las fotografías capturadas por el nanosatélite creando así un punto de unión entre arte y tecnología poco explorado.

2.1.1 Objetivo general de la misión

Generar un proyecto satelital que sea puesto exitosamente en órbita y que fomente la formación de especialistas mexicanos en ingeniería espacial. Desarrollar reingeniería mexicana satelital de investigación y experimental con la colaboración entre ingenieros y estudiantes de distintas instituciones académicas del país.

2.1.2 Objetivos específicos de la misión

- Desarrollar una plataforma satelital tipo tubeSat (peso máximo de 0.75 kg, altura 20cm y diámetro 10 cm) con capacidad capturar y transmitir imágenes a la superficie terrestre desde una órbita LEO.
- Desarrollo individual de cada uno de los subsistemas que conformaran al nanosatélite.
- Desarrollo y ejecución del programa espacial hasta su lanzamiento y operación en una Órbita LEO (300km – 500km de altura aproximadamente).
- Lograr un equipo nacional o internacional de artistas que utilice las fotografías capturadas por el satélite vía interfase de Internet.
- Formar recursos humanos especializados en cada una de las áreas involucradas en el desarrollo de la plataforma satelital.

2.1.3 Alcances y limitaciones

- La misión tendrá una duración aproximada de 4 meses.
- Al estar en una órbita LEO, el tiempo de contacto cada que pase por la estación terrena de la UAT será muy corto, aproximadamente 10 minutos.
- Se proponen tener mínimo 20 imágenes trabajadas. Las cámaras a bordo estarán posicionadas en ejes perpendiculares y serán de baja resolución.
- Se requiere identificar el punto geoespacial donde fue capturada cada imagen.
- Los permisos ante el IFT y la IARU para la coordinación de frecuencias se encuentran en proceso.
- No se considera sistema de control o apuntamiento.
- Arquitectura distribuida, es decir, se tendrán varias unidades de procesamiento asociadas con cada subsistema.

-El suministro de energía será proporcionado por una batería y un arreglo de fotoceldas por lo que se debe priorizar el uso de componentes de bajo consumo.

2.2 Arquitectura del nanosatélite

En el capítulo 1.1.3 se mencionaron los subsistemas más comunes que constituyen un satélite, naturalmente aplican también para los pequeños satélites con la peculiaridad de que algunos pueden no implementarse dependiendo de las condiciones y objetivo de la misión.

En la tabla 2.1 se describen los subsistemas que se tienen contemplados desarrollar para el KuauhtliSAT.

Tabla 2.1. Subsistemas que componen al nanosatélite KuauhtliSAT

Subsistema	Descripción
Estructura	Se encarga del ensamblado de la estructura del nanosatélite en la que se montaran y fijaran los demás subsistemas respetando los lineamientos de la especificación TubeSat.
Computadora de Vuelo	Es la unidad de procesamiento principal de todo el nanosatélite, se encarga de controlar y activar las funciones de los subsistemas con base a los modos de operación.
Comunicaciones	Se encarga de establecer el canal de comunicación para el envío y recepción de datos entre el nanosatélite y la estación terrena.
Carga útil	Debido a que la misión del nanosatélite es capturar fotografías, estará compuesta por un sistema de control para dos cámaras, una unidad de almacenamiento y un receptor GPS.
Potencia	Se encarga de suministrar y gestionar la energía eléctrica que requiere cada subsistema.
Telemetría	Se encarga de monitorear mediante sensores las principales variables que proporcionan el estado general del nanosatélite para garantizar su correcto funcionamiento.

Cada subsistema se debe desarrollar en una placa que contenga la electrónica necesaria para realizar su operación y para establecer comunicación con los otros subsistemas. Dichas placas estarán apiladas en el interior de la estructura del nanosatélite como se puede observar en la figura 2.2. Externamente, es

un prisma de dieciséis caras, ocho caras de aluminio de calidad espacial que sirven para darle rigidez a la estructura y ayudar a disipar el calor y ocho caras correspondientes a los paneles solares destinados a captar energía solar para generar electricidad y poder alimentar a todos los subsistemas [81].

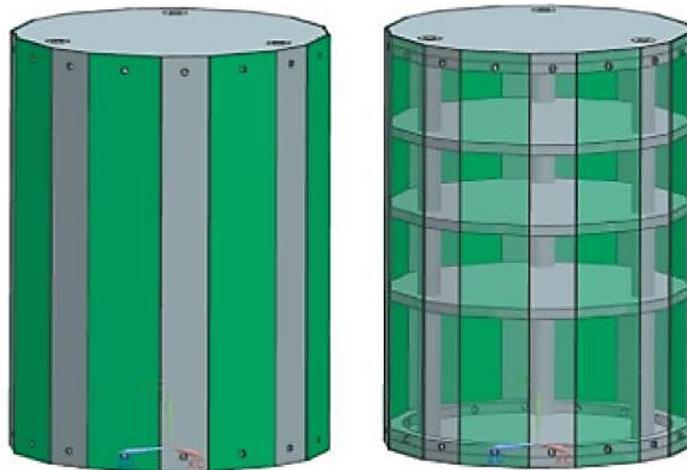


Figura 2.2. Modelo exterior del TubeSat (izquierda) y distribución de las placas de cada subsistema en el interior (derecha) (crédito de imagen: UAT-FI-UNAM)

Por otra parte, en la figura 2.3 se muestra la configuración que tendrán las cámaras dentro de la estructura del nanosatélite. Estarán distribuidas de manera perpendicular en un plano de dos dimensiones posicionando una cámara en una de las caras laterales mientras que la otra cámara se colocara en la tapa superior.



Figura 2.3. Modelo teórico del KuauhtliSAT impreso en 3D (izquierda) y prototipo inicial (derecha) (crédito de imagen: UAT-FI-UNAM)

Para el modelo de ingeniería no se considera un sistema de estabilización activo debido a que la fotografías no requieren ser de alguna zona u objeto en específico, no obstante, en las fases posteriores del proyecto se evaluará este apartado a detalle, aunque de implementarse, para reducir costos se ha planteado que sería un sistema pasivo con imanes permanentes. De igual manera, para el control térmico se realizará de manera pasiva mediante pinturas, recubrimientos y materiales especiales.

A continuación, en la figura 2.4, se presenta un diagrama de bloques de alto nivel del nanosatélite en el que se muestran todos los subsistemas y las conexiones entre estos. Para realizar la comunicación de la computadora central con cada subsistema se eligió el protocolo I2C debido a las ventajas que proporciona, principalmente las siguientes:

- Solo se requiere un bus de dos cables para que un dispositivo maestro pueda controlar un gran número de dispositivos esclavos.
- La mayoría de los microcontroladores cuentan con puertos dedicados para establecer este tipo de comunicación por lo que la interoperabilidad entre la computadora de vuelo central y los subsistemas no se ve afectada aun cuando se utilicen diferentes tipos de arquitecturas y proveedores.
- Existe una gran documentación por lo que su implementación es rápida y sencilla.

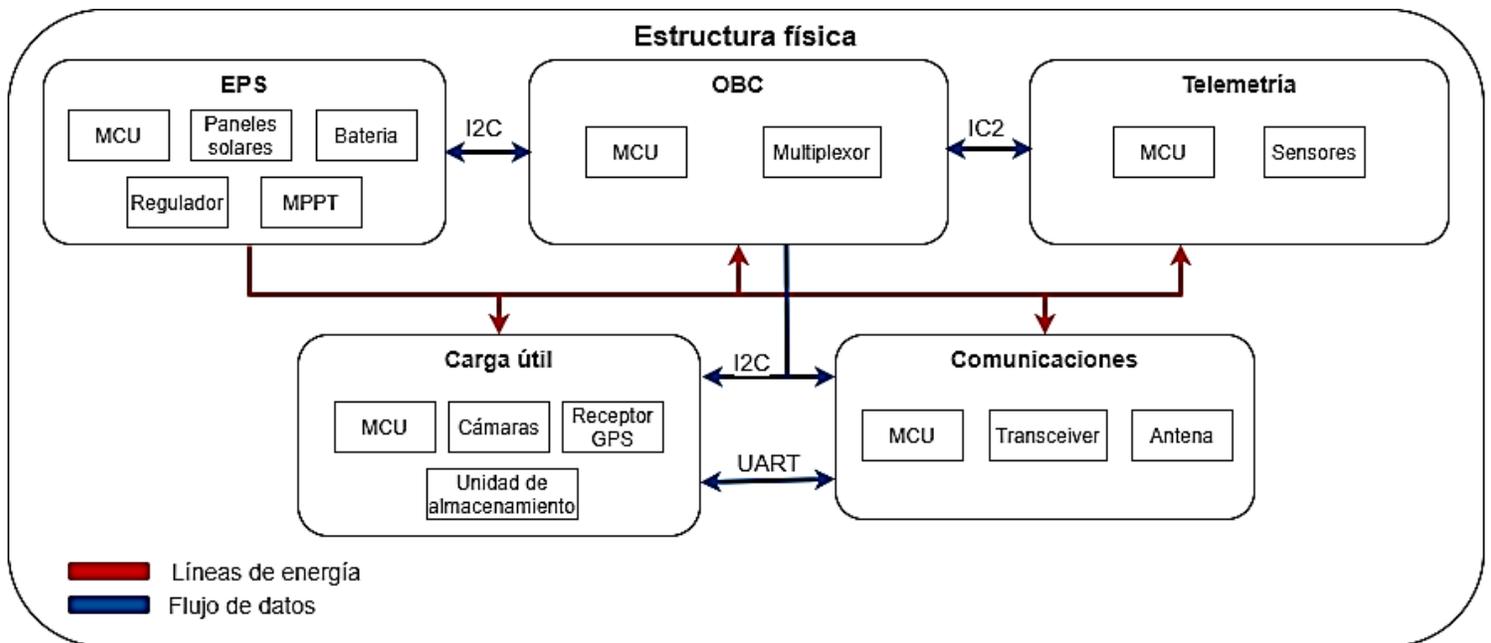


Figura 2.4. Diagrama de bloques de alto nivel del nanosatélite

Capítulo 3. Caso de estudio. Carga útil del nanosatélite KuauhtliSAT

3.1 Diseño y dimensionamiento de la propuesta para el subsistema

El diseño y dimensionamiento de la carga útil de un satélite es un proceso crítico debido a que determina directamente muchas de las capacidades y limitaciones que tendrá el vehículo espacial para cumplir su misión. Esto es consecuencia de que las características físicas y operativas de los componentes que se seleccionen generan restricciones estructurales, térmicas, de control, de potencia, etc., en el resto de los subsistemas que conforman el satélite.

El diseño del subsistema para la carga útil se realizó apegándose a los lineamientos que establece el Manual de ingeniería de sistemas de la NASA que es un documento que basado en las lecciones aprendidas de las diferentes misiones que ha llevado a cabo, en los procesos de revisión y aceptación de proyectos y en recomendaciones apegadas a la filosofía de la NASA tiene como objetivo proporcionar una guía de alto nivel para buenas prácticas de ingeniería en el desarrollo de sistemas. En este sentido, no pretende ser una directiva ya que se limita a conceptos generales y descripciones genéricas de procesos, herramientas y técnicas. [82]

El manual mencionado proporciona pautas que pueden aplicarse al desarrollo e implementación de cualquier tipo de proyecto espacial sin importar su tamaño o impacto. Para el presente trabajo se acoto a los principales procesos indispensables para el realizar la propuesta de la carga útil. La metodología establece que el diseño se divide en varios procesos que dan como resultado un conjunto de requisitos que deben cumplirse además de un diseño que satisface las expectativas del objetivo de la misión. En la figura 3.1 se presenta un diagrama simplificado de los procesos en el que se puede observar como a partir de la definición de la misión se establecen los requerimientos para el sistema que se está diseñando, en este caso la carga útil, y que tiene como resultado un sistema base que cumpla los requerimientos.

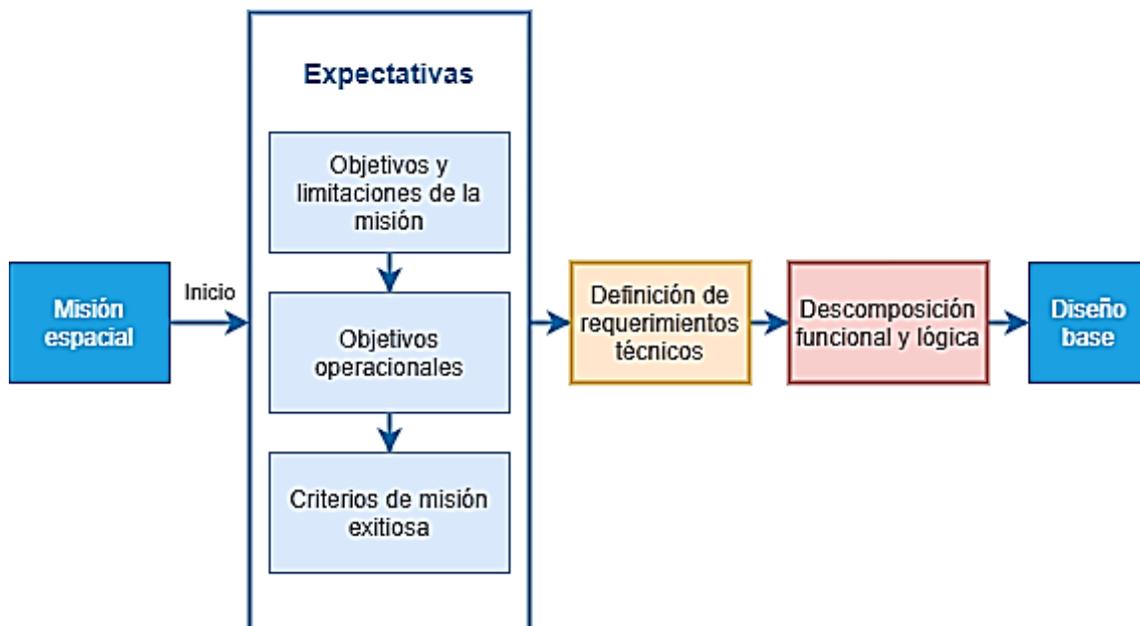


Figura 3.1. Procesos para el diseño del sistema

La definición de la misión espacial y los puntos mencionados en las expectativas se revisaron en el capítulo 2 mientras que los siguientes procesos se examinarán en el presente capítulo.

A manera de resumen en la tabla 3.1 se muestran las actividades que se desarrollan en cada uno.

Tabla 3.1. Subprocesos considerados dentro de la descomposición funcional y lógica

Proceso	Descripción
Definición de requerimientos técnicos	-Se enlistan las necesidades técnicas que se deben de cubrir para poder ejecutar los objetivos.
Descomposición funcional y lógica	-Diseño conceptual de la arquitectura, componentes y modos de operación. -Identificación de los posibles componentes que cumplan la misión y sus especificaciones. -Realizar pruebas unitarias de cada componente para evaluar su rendimiento.
Diseño base	-Modelo con todos los componentes integrados y funcionando de acuerdo con los requerimientos técnicos.

3.1.1 Definición de requerimientos técnicos para la carga útil

El proceso para la definición de los requerimientos técnicos transforma los objetivos de las expectativas en un objetivo para el subsistema y luego en un conjunto de requisitos técnicos expresados comúnmente con declaraciones "debe". En la figura 3.2 se presenta el flujo que se utilizó para establecer los requerimientos del sistema.

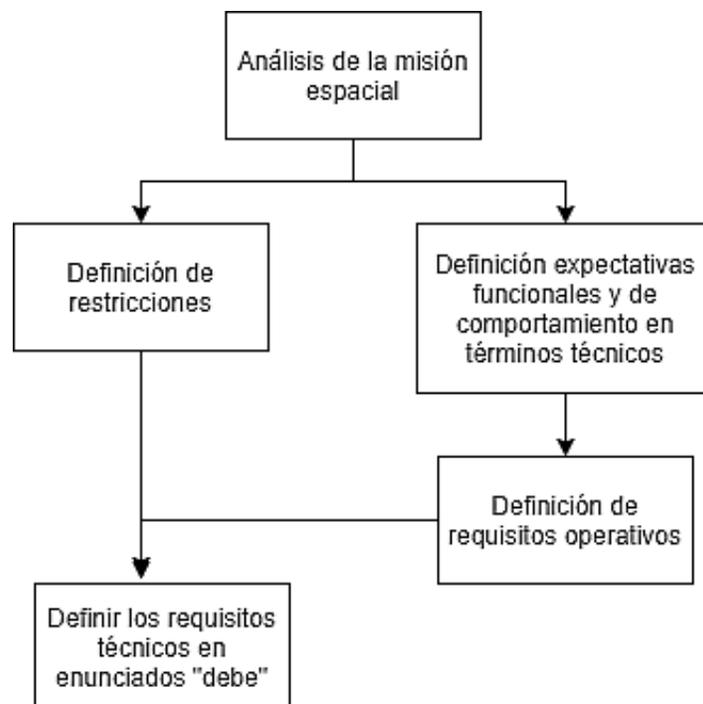


Figura 3.2. Proceso para establecer los requerimientos de la carga útil

Para el caso de la carga útil, los objetivos están estrechamente relacionados con los requisitos y limitaciones de la misión general del satélite. Tomando de referencia la información expuesta en el capítulo 2, se realizó una revisión general del proyecto del nanosatélite KuauhtliSAT, y a partir de esta información y de reuniones con el equipo de trabajo se definieron los siguientes requerimientos y restricciones para la carga útil:

- La carga útil debe estar compuesta por dos cámaras de baja resolución que deben ser controladas por una unidad de procesamiento propia del subsistema.

- La unidad de procesamiento del subsistema debe recibir comandos de la computadora central de vuelo a través del protocolo I2C cada que se requiera capturar una fotografía.

- Para cada fotografía se debe obtener los datos de posición del nanosatélite al momento de la captura.

- Una de las cámaras debe guardar la fotografía en una unidad de almacenamiento mientras que la otra cámara deberá enviar la fotografía directamente al subsistema de comunicaciones cuando lo solicite la computadora central de vuelo.

- Se debe considerar que la computadora de vuelo se encargará de gestionar toda la operación del nanosatélite por lo tanto tendrá un control total sobre las funciones que realiza cada subsistema ejecutándolas o deshabilitándolas cuando sea requerido.

- Se debe considerar que el subsistema encargado de gestionar y distribuir la energía proporcionara una sola línea de voltaje con la potencia suficiente para que los componentes de la carga útil operen de manera correcta.

- Se debe considerar que durante el tiempo de contacto con la estación terrena se bajará la información de telemetría, fotografías almacenadas y cuando se requiera, se enviaran comandos para capturar imágenes y bajar imágenes en ese momento por lo que el tiempo de captura – almacenamiento debe ser lo más corto posible.

Para el último punto, no se tiene un tiempo definido ya que se depende de diversos factores como la órbita, la potencia y frecuencia del radio que tendrá en nanosatélite, así como las capacidades técnicas de la estación terrena. Para poder tener un tiempo estimado de referencia, se realizó una simulación del satélite tomando como parámetros los datos generales que se tienen de la misión.

La simulación se realizó utilizando el software STK (System Tool Kit por sus siglas en inglés) que es un paquete de software diseñado por AGI (Analytical Graphics Inc. Por sus siglas en inglés) que permite a ingenieros y científicos realizar análisis complejos de plataformas terrestres, marítimas, aéreas y espaciales. El núcleo de STK es un motor de geometría para determinar la posición y la altitud de los objetos dinámicos en tiempo real y las relaciones espaciales entre los objetos en consideración, esto a partir de una determinada cantidad de condiciones de restricción. [83] Actualmente es utilizando en las comunidades aeroespaciales, de defensa y para muchas otras aplicaciones por empresas y unidades

gubernamentales como la NASA, la Agencia Espacial Europea (ESA), Boeing, la Agencia de Exploración Espacial Japonesa (JAXA), la patrulla civil área de Estados Unidos que es una dependencia de la fuerza aérea de los estados unidos entre otras.

El software se utilizó bajo la licencia gratuita que proporciona el fabricante (ver figura 3.3).

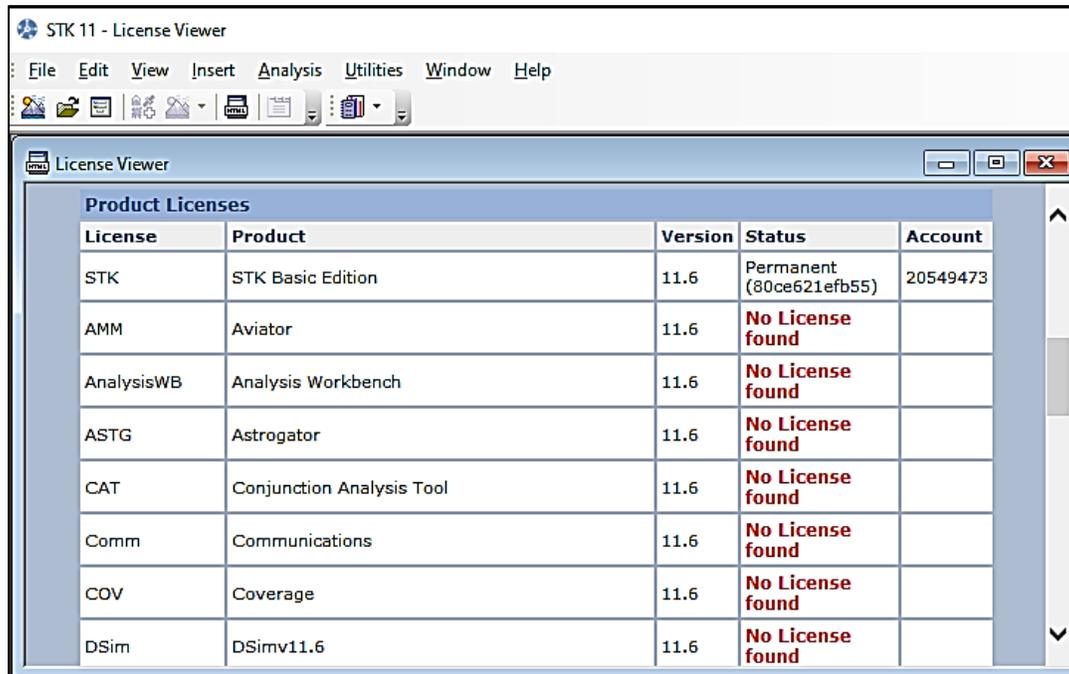


Figura 3.3. Licencia de edición básica de STK

A continuación, se mencionarán los pasos que se siguieron para realizar la simulación:

1. Se creó un escenario con un periodo de tiempo de 7 días. Del 9 de mayo de 2020 al 16 de mayo de 2020 (ver figura 3.4).

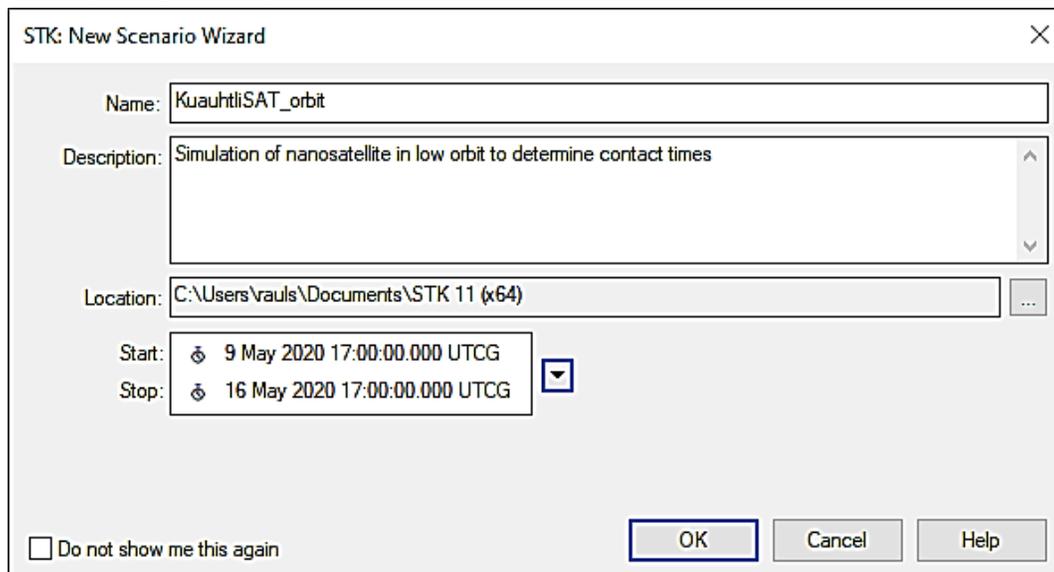


Figura 3.4. Configuración del escenario en el software STK

2. Se insertó un satélite con las siguientes propiedades: órbita polar, altitud 400 km e inclinación 90° como se observa en la figura 3.5.

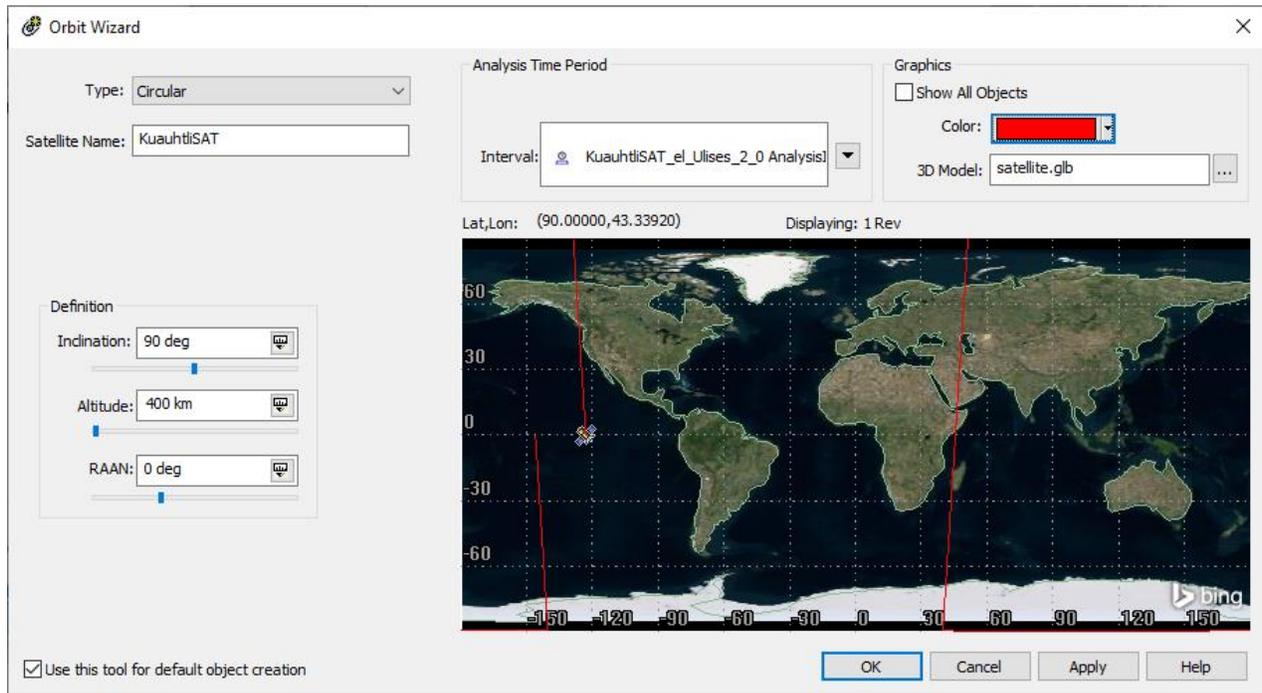


Figura 3.5. Configuración del satélite en el software STK

3. A continuación, en la figura 3.6 se observa cómo se fijó la ubicación de Juriquilla Querétaro en el mapa para medir el tiempo de comunicación cuando el satélite pase por ese lugar ya que ahí se encuentra la estación terrena de la Unidad de Alta Tecnología de la UNAM.

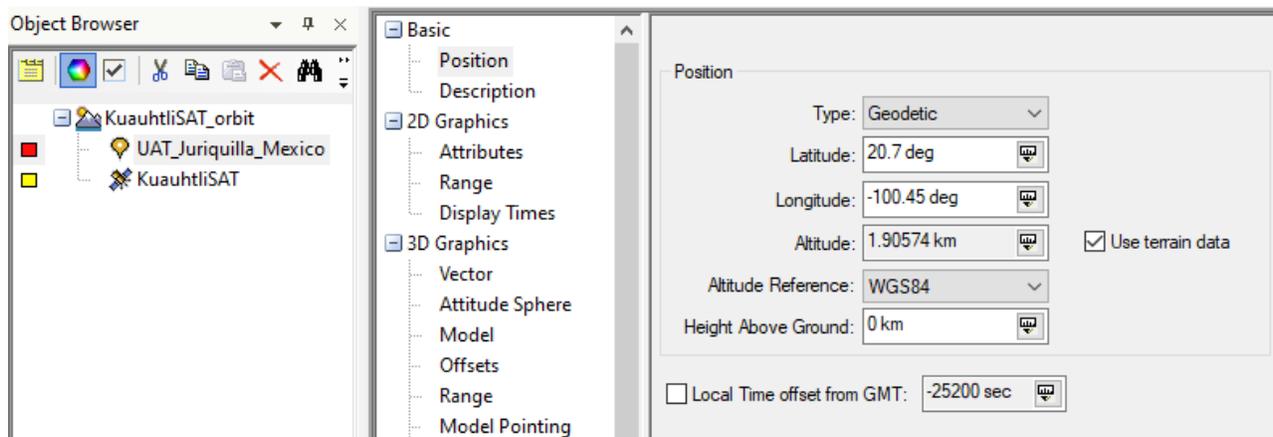


Figura 3.6. Configuración de una ubicación en el software STK

Con los dos objetos agregados al escenario, un objeto satelital que representa al nanosatélite KuahtliSAT y un objeto de lugar que representa a la UAT en Juriquilla, Querétaro (ver figura 3.7), se puede determinar cuándo la estación terrena está dentro de la línea de visión del satélite.

El cálculo de la visibilidad de objeto a objeto en STK se denomina acceso. El software calculará las veces que un objeto puede acceder, o "ver", otro objeto en función de la posición y de la información disponible de tiempo y restricciones configuradas.

En el presente trabajo para contar con un dato estimado y teórico del tiempo de contacto para las consideraciones en el diseño de la carga útil, solamente se realizó el cálculo de un acceso simple, es decir, el tiempo en línea de visión sin restricciones entre los dos objetos creados en el escenario.



Figura 3.7. Modelo 3D del satélite en la órbita polar y ubicación configuradas para la simulación

Al generar el reporte de accesos (figura 3.8) se puede observar que durante los ocho días que se configuro la simulación se tendría contacto 23 veces con una duración media de 520.371 segundos o 8.6 minutos.

Place-UAT_Juriquilla_Mexico-To-Satellite-KuauhtliSAT: Access Summary Report

UAT_Juriquilla_Mexico-To-KuauhtliSAT

Access	Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (sec)
1	9 May 2020 17:00:18.239	9 May 2020 17:10:25.473	607.234
2	9 May 2020 18:37:33.212	9 May 2020 18:38:33.062	59.850
3	10 May 2020 04:25:29.055	10 May 2020 04:34:23.429	534.374
4	10 May 2020 05:58:10.202	10 May 2020 06:06:21.518	491.316
5	10 May 2020 16:12:08.290	10 May 2020 16:19:59.530	471.239
6	10 May 2020 17:43:47.583	10 May 2020 17:52:55.635	548.052
7	11 May 2020 05:07:52.187	11 May 2020 05:18:01.642	609.455
8	11 May 2020 16:53:47.397	11 May 2020 17:03:55.597	608.200
9	12 May 2020 04:18:56.383	12 May 2020 04:27:56.105	539.722
10	12 May 2020 05:51:43.139	12 May 2020 05:59:47.148	484.010
11	12 May 2020 16:05:33.641	12 May 2020 16:13:32.709	479.068
12	12 May 2020 17:37:20.051	12 May 2020 17:46:23.145	543.093
13	13 May 2020 05:01:22.203	13 May 2020 05:11:30.943	608.740
14	13 May 2020 16:47:16.648	13 May 2020 16:57:25.650	609.002
15	14 May 2020 04:12:23.827	14 May 2020 04:21:28.658	544.831
16	14 May 2020 05:45:16.215	14 May 2020 05:53:12.616	476.401
17	14 May 2020 15:58:59.164	14 May 2020 16:07:05.739	486.574
18	14 May 2020 17:30:52.650	14 May 2020 17:39:50.548	537.898
19	15 May 2020 04:54:52.281	15 May 2020 05:05:00.161	607.879
20	15 May 2020 16:40:45.979	15 May 2020 16:50:55.643	609.664
21	16 May 2020 04:05:51.373	16 May 2020 04:15:01.084	549.712
22	16 May 2020 05:38:49.448	16 May 2020 05:46:37.901	468.453
23	16 May 2020 15:52:24.852	16 May 2020 16:00:38.623	493.771

Global Statistics

Min Duration	2	9 May 2020 18:37:33.212	9 May 2020 18:38:33.062	59.850
Max Duration	20	15 May 2020 16:40:45.979	15 May 2020 16:50:55.643	609.664
Mean Duration				520.371
Total Duration				11968.539

Figura 3.8. Reporte de intervalos de acceso entre la estación terrena y el nanosatélite

El tiempo promedio de 8.6 minutos obtenido en la simulación es importante ya que es el tiempo teórico en el que se tendrá comunicación con el nanosatélite desde la estación terrena, por lo que el envío de comandos y recepción de información se debe realizar dentro de ese intervalo. Debido a esto, para los casos de prueba y análisis de resultados se tomará como referencia este valor.

De igual manera, dentro de la simulación se pueden observar los accesos (ver figura 3.9), así como su posible alcance y zona en la que se llevará a cabo lo cual permite entender y revisar a detalle la información del reporte ya que permite visualizar porque el tiempo de contacto no siempre es el mismo o bajo que circunstancias, de requerirse, el tiempo podría ser mayor.

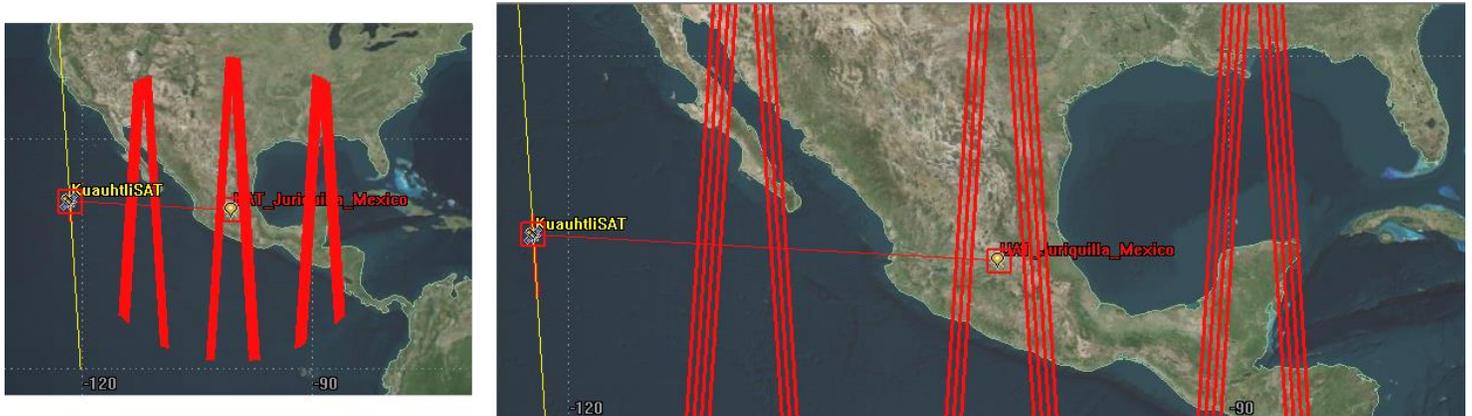


Figura 3.9. Representación gráfica en 2D de los accesos entre la estación terrena y el nanosatélite

Esta información es también el punto de partida para analizar que contactos teóricamente posibles, no son viables debido a la distribución, colocación y características técnicas de la infraestructura con la que se cuenta.

3.1.2 Descomposición funcional y lógica

La descomposición lógica es el proceso para crear los requisitos funcionales detallados que permiten cumplir con los objetivos generales del subsistema tomando como referencia los requerimientos técnicos definidos anteriormente.

Los resultados típicos del proceso de descomposición lógica incluyen lo siguiente:

- Modelo de arquitectura del sistema: Define la estructura de los componentes, sus relaciones y los principios y directrices que rigen el diseño del subsistema.
- Requisitos del producto final: un conjunto definido de componentes que se requieren comprar, programar y/o fabricar.

El primer paso es establecer mediante un análisis funcional el modelo de arquitectura del sistema. Los tres pasos clave para realizar el análisis funcional son: [82]

- Traducir los requerimientos técnicos en funciones que deben realizarse para cumplir los requisitos.

- Descomponer y asignar las funciones a bloques o componentes de la estructura que compondrá al subsistema.
- Identificar y describir conexiones, dependencias y restricciones dentro y fuera del subsistema.

Aunque existen muchas técnicas disponibles para realizar el análisis funcional, algunas de las más usadas son las siguientes:

- El FFBD (Diagramas de bloque de flujo funcional, Functional Flow Block Diagrams por sus siglas en inglés) en el que básicamente se representan secuencias de tareas y relaciones mediante bloques.
- El diagrama N^2 que es una representación matricial de interfaces funcionales y / o físicas entre elementos de un sistema.
- El TLA (Análisis de línea de tiempo, Timeline Analyses por sus siglas en inglés) que suele usarse para representar el comportamiento de diferentes elementos funcionales o componentes en una determinada secuencia de tiempo.

Para el presente caso de estudio se eligió el método del diagrama N^2 debido a que la carga útil se compone de pocos componentes con tareas muy específicas y se requiere establecer de manera clara las interconexiones con los demás subsistemas lo cual se puede realizar de manera explícita y gráfica con este método que es muy utilizado para identificar, definir, diseñar y analizar sistemáticamente interfaces funcionales con transmisión de información tanto en sistemas de software como de hardware.

a) Propuesta teórica del subsistema

A partir de los requerimientos técnicos y restricciones definidos en el apartado 3.1.1 sobre los cuales se debe realizar el diseño de la carga útil, se identificaron las funciones y componentes requeridos para llevarlas a cabo. La relación entre las funciones y los componentes se muestra en la tabla 3.2.

Tabla 3.2. Relación de funciones identificadas y de componentes a utilizarse

Función	Componente
Gestionar comandos I ² C	Microcontrolador
Capturar fotografía 1	Cámara 1
Capturar fotografía 2	Cámara 2
Obtener datos de posición	Receptor GPS
Almacenar fotografías	Unidad de almacenamiento

Una vez identificadas las funciones y componentes se procedió a realizar el diagrama N^2 (ver figura 3.10) teniendo en cuentas las conexiones con otros subsistemas que también se detallaron en la definición de los requerimientos técnicos.

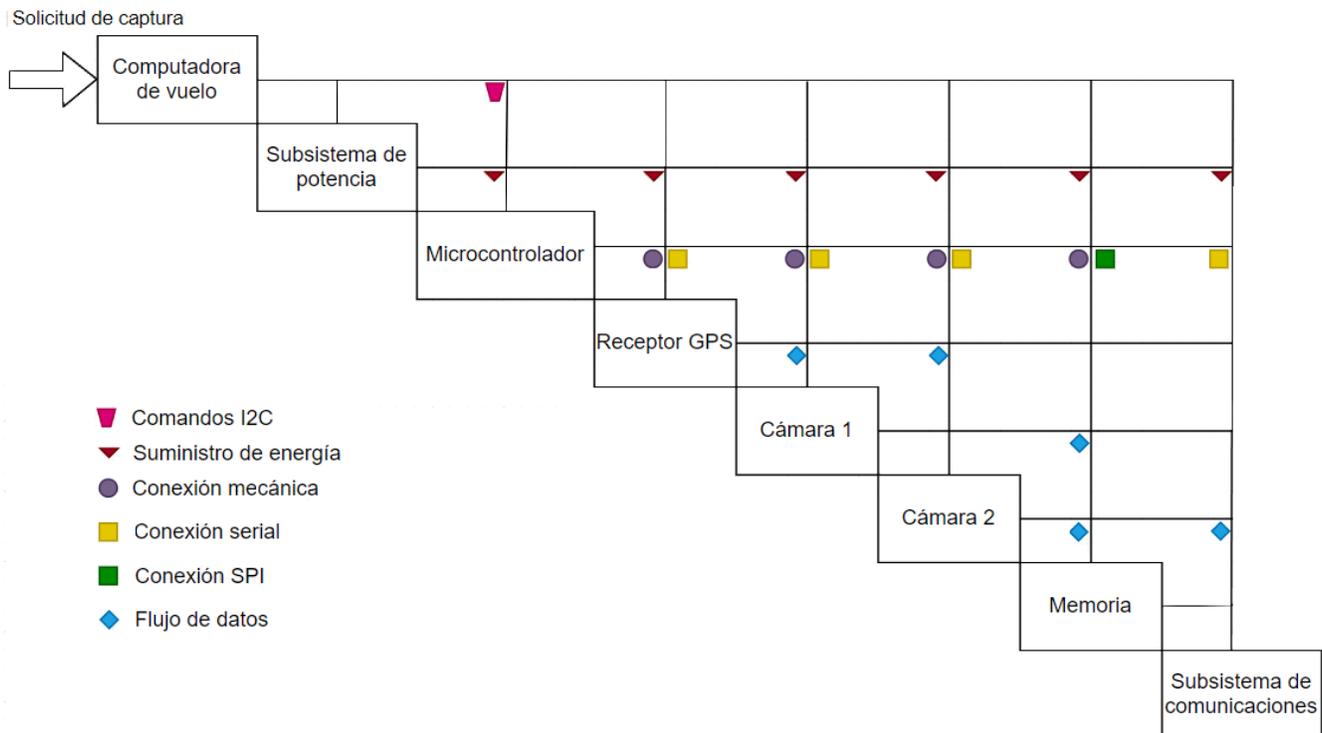


Figura 3.10. Diagrama N2 de conexiones entre los componentes de la carga útil y los subsistemas

Cuando la computadora de vuelo reciba un comando de captura desde la estación terrena, o cuando con base en su configuración se requiera tomar la fotografía, esta realizará la solicitud hacia la carga útil enviando comandos mediante el protocolo I2C. Dentro de la carga útil, la comunicación con la unidad de almacenamiento se realizara mediante el protocolo SPI (Serial Peripheral Interface por sus siglas en inglés), y para el resto de componentes la comunicación será de manera serial por lo que se requiere que la unidad de procesamiento cuente con al menos 4 puertos seriales. En la tabla 3.3 se muestra un resumen de los componentes y los respectivos protocolos de comunicación que se utilizaran para cada uno.

Tabla 3.3. Componentes y protocolos de comunicación para la carga útil

Componente	Protocolo
Microcontrolador	I2C
Subsistema de comunicación	UART
Cámara 1	UART
Cámara 2	UART
Receptor GPS	UART
Unidad de almacenamiento	SPI

Los componentes y protocolos mencionados se presentan en un diagrama de bloques a continuación en la figura 3.11.

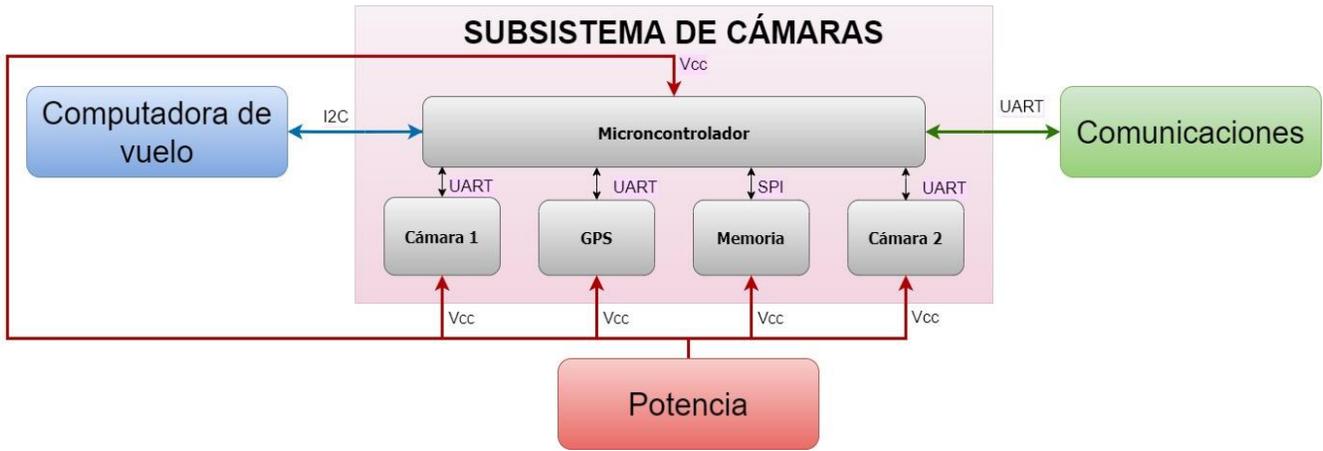


Figura 3.11. Diagrama de bloques del sistema de cámaras que integrará la carga útil del nanosatélite

Desde que la computadora de vuelo será el cerebro del nanosatélite, con la finalidad de reducir el consumo de energía lo más posible, se estableció que el subsistema de cámaras siempre se encontrará apagado, para esto, la línea de energía se cortará y solo se habilitará cada que se requiera capturar una fotografía. Esta tarea será ejecutada por la computadora de vuelo a través del subsistema de potencia.

Una vez establecidos los componentes y las conexiones dentro del subsistema de cámaras se procedieron a establecer los modos de operación considerando que los procesos son regidos por la computadora de vuelo a través de los comandos enviados por I2C. La tabla 3.4 contiene el resumen de los comandos de solicitud y respuesta entre la computadora de vuelo (dispositivo maestro) y el subsistema de cámaras (dispositivo esclavo).

Tabla 3.4. Comandos de comunicación I2C entre la computadora de vuelo y el subsistema de cámaras

Estado	Comando OBC	Respuesta carga útil
Solicitar estatus	0x01h	
Disponible		0x02h
En proceso		0x03h
Error no especificado		0x0Eh
Error con la unidad de almacenamiento		0x04h
Error con la cámara		0x05h
Error al enviar fotografía al subsistema de comunicaciones		0x06h
Proceso completo		0x07h
Proceso completo sin datos GPS		0x08h
Captura cámara 1 con almacenamiento	0x0Ah	
ACK		0x09h
Captura cámara 2 con almacenamiento	0x0Bh	
ACK		0x09h
Captura cámara 2 sin almacenamiento (se envía al subsistema de comunicaciones)	0x0Ch	
ACK		0x09h
ACK final	0x0Dh	
ACK		0x09h

Como se puede observar, la carga útil siempre guardará de manera interna el estado del proceso en función del último comando recibido o del error que haya ocurrido, este estado será enviado a través del bus I2C cada que se reciba el comando "Solicitar respuesta".

b) Selección y evaluación de los componentes

Una vez que se definió la arquitectura que tendrá el subsistema además de los componentes que lo integrarán se procedió a seleccionar y evaluar cada uno de manera individual.

En el apartado 2.2 se mencionó que el nanosatélite KuauhtliSAT tiene una arquitectura descentralizada, lo que indica que cada uno de los subsistemas cuenta con su propia unidad de procesamiento / control y por lo tanto con su propio software.

Para el caso de la carga útil, el software se dividió en diferentes módulos cada uno de los cuales controlará las funciones de cada componente. La elección de los componentes se realizó bajo los siguientes criterios ordenados de mayor a menor prioridad:

1. Componentes COTS con bajo consumo energético.
2. Componentes con amplia documentación que facilite su implementación.
3. Componentes COTS utilizados de manera exitosa en misiones espaciales o con herencia de vuelo.
4. Componentes disponibles con distintos estándares de calidad.
5. Rango de temperatura operacional entre -40°C a 125°C.

El objetivo a corto plazo es el ensamble el modelo de ingeniería del nanosatélite cuyo enfoque está orientado a funcionalidad por lo que suelen usarse componentes de grado comercial-industrial con las limitaciones que esto representa, en las siguientes etapas de desarrollo y en específico para este proyecto a partir del presupuesto con el que se cuente se evaluará que componentes se adquirirán con un grado militar o espacial y cuales se conservaran del modelo de ingeniería al momento de armar el prototipo de vuelo.

En orden de reducir costos, los criterios mencionados obedecen a las características básicas bajo las cuales los componentes podrían soportar las condiciones del ambiente espacial considerando que al estar en una órbita baja no son tan extremas como lo son en las orbitas medias o en las geoestacionarias.

A continuación, se revisará cada componente explorando las características que se tomaron en cuenta para su elección además de las pruebas unitarias de software y hardware que se realizaron.

Microcontrolador/placa Tiva C

Como unidad de procesamiento y control para el subsistema que se integrará como carga útil se utilizó la placa de desarrollo LaunchPad Tiva C que está basada en el microcontrolador TM4C123GH6PM Cortex-M4F de 32 bits fabricado por Texas Instruments (ver figura 3.12). El microcontrolador se encarga de resolver los comandos I2C que envía la computadora de vuelo para leer los datos de posición del receptor

GPS y detonar los procesos de captura de fotografía y el destino final de esta, es decir, si se almacena o se transmite al subsistema de comunicaciones.

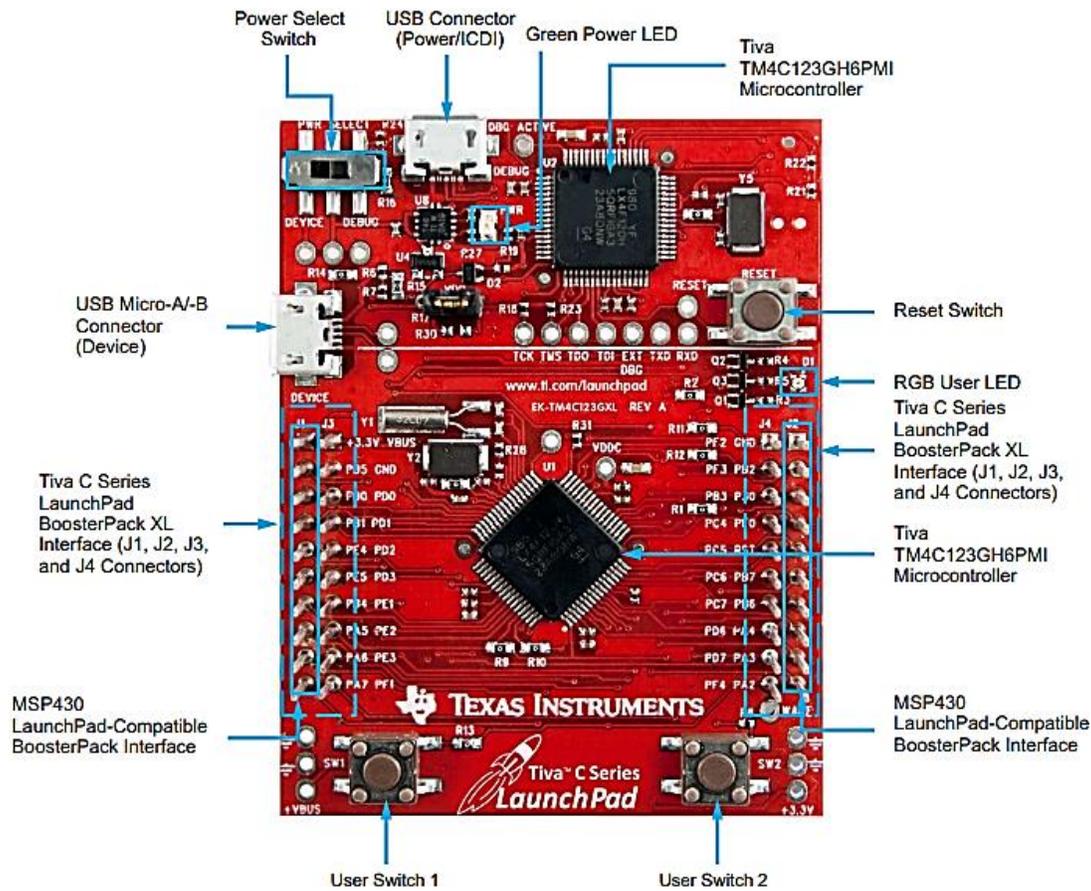


Figura 3.12. Placa de desarrollo Tiva C LaunchPad (crédito de imagen: Texas Instruments)

El microcontrolador cuenta con varias interfaces I2C, SPI, entre otras que cubren la conexión con la unidad de almacenamiento y con la computadora de vuelo. Al tener 8 puertos UART solventa la demanda de los 4 puertos requeridos para la comunicación con las dos cámaras, el receptor GPS y el subsistema de comunicaciones. Está equipado con 43 pines multifunción que pueden ser configurados como entradas/salidas digitales o analógicas o para otras funciones, permitiendo una gran variedad de aplicaciones [84] lo que, sumado a su frecuencia de operación de 80 MHz abre, la posibilidad de robustecer el sistema en caso de requerirse.

Es importante mencionar que la placa cuenta con un bootloader preinstalado que permite reprogramar la tarjeta haciendo uso solamente de un puerto USB sin requerir algún hardware adicional, la programación se puede realizar utilizando el lenguaje C con un compilador suministrado por Texas Instruments, el compilador GCC (GNU Compiler Collection por sus siglas en inglés) o a través del proyecto Energía que es una variante Open Source del entorno de desarrollo integrado (IDE) de Arduino [85] lo cual permite que se puedan comenzar proyectos con relativa rapidez y accesibilidad adicional a los beneficios que adquiere al utilizar una arquitectura ARM.

Respecto al rango de temperatura el componente de grado industrial con el que se realizaron las pruebas esta entre -40°C a 85°C , no obstante, existe una versión que puede operar en un rango entre -40°C a 105°C .

Receptor GPS

El Sistema de posicionamiento global (GPS, en inglés, Global Positioning System) es un sistema que tiene como objetivo la determinación de las coordenadas espaciales de un punto respecto a un sistema de referencia mundial. Los puntos pueden estar ubicados en cualquier lugar del planeta, pueden permanecer estáticos o en movimiento y las observaciones pueden realizarse en cualquier momento.

Para la obtención de coordenadas, el sistema se basa en la determinación simultánea de las distancias como mínimo a cuatro puntos de referencias con una posición conocida. Estas distancias se obtienen a partir de las señales emitidas por los satélites que forman parte de una constelación (ver figura 3.13) a 20,200 km de altura con una inclinación de 55° y cuyas posiciones se tienen perfectamente identificadas, posteriormente son interpretadas por receptores y mediante un proceso de trilateración [86] se determina la posición aproximada del receptor.

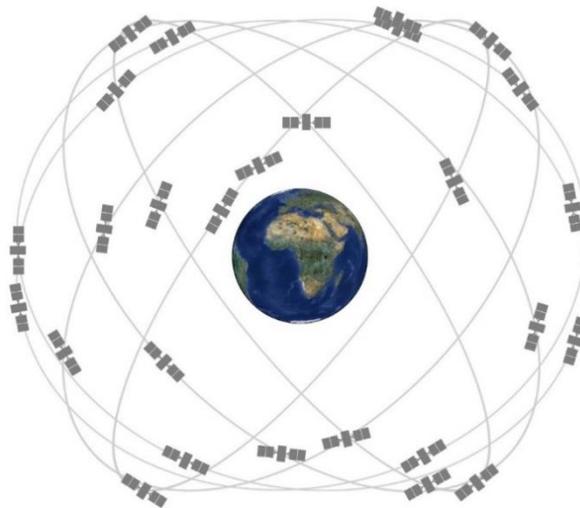


Figura 3.13. Ejemplo de la constelación de satélites del sistema de posicionamiento global [87]

Las coordenadas de los satélites pueden ser provistas al receptor mediante tres frecuencias diferentes de la banda L de radiofrecuencia: L1, L2 y L5 la cuales tienen aplicaciones civiles y militares.

La señal L1 con una frecuencia de 1575.42 MHz, es la más utilizada en los módulos que existen en el mercado debido a que es la portadora común en los 31 satélites que componen la constelación existente (24 satélites que aseguran una cobertura mundial teniendo al menos 4 satélites disponibles en todo momento sobre cualquier región de la Tierra junto con un conjunto adicional de 7 satélites que se emplean para ofrecer redundancia y un mejor rendimiento en ciertas las zonas). [88]

Los códigos de ruido pseudoaleatorio (PRN por sus siglas en inglés) que se transmiten de forma continua, y están en constante repetición, son códigos únicos de identificación que envían los satélites a través de

la portadora y sirven para estimar el tiempo de retraso entre la transmisión del satélite y el arribo del mensaje al receptor, esta información se utiliza para estimar la distancia entre las dos posiciones.

La señal L1 consta de tres códigos PRN: el código P, el código Y (de uso militar) y el código C/A (de uso civil) además del mensaje de navegación [88] como se observa a continuación en la figura 3.14.

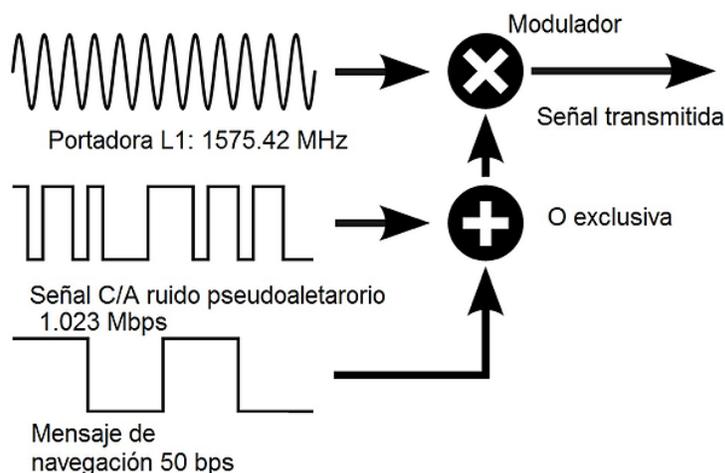


Figura 3.14. Componentes de la señal transmitida por los satélites de GPS [88]

En operación, el receptor intenta sincronizarse a un satélite generando el código C/A correspondiente que lo caracteriza, el receptor se sincronizará y con ello identificará al satélite y además podrá medir el retraso de transmisión de la señal de satélite, así como decodificar el mensaje de navegación que contiene, la fecha y hora del GPS, el estado de salud del satélite y las efemérides o enunciados que son los datos con lo que calculará su posición. [88]

Si bien el proceso para decodificar las señales puede llegar a ser complejo, la mayoría de los receptores en el mercado cuentan con chips integrados que realizan esta función y proporcionan los datos decodificados mediante protocolos estandarizados que simplifican la manipulación y análisis de los datos.

Los receptores de GPS son cada vez más utilizados tanto en satélites tradicionales como en pequeños satélites debido a las diversas aplicaciones que pueden ejecutarse con la información que obtienen. Estas aplicaciones principalmente son la determinación de la órbita que describe alrededor de la Tierra, así como la velocidad a la que lo hace, se puede usar como medio de sincronización a bordo debido a la capacidad de obtener la hora actual con alta precisión lo cual permite programar y ejecutar procesos. En otros casos debido a que el GPS permite que un satélite determine su hora, posición y altitud de manera independiente, suele usarse para ejecutar maniobras o para colocar en una determinada posición al satélite.

Si bien no se puede suponer de inmediato que un componente diseñado para aplicaciones terrestres funcionará en el espacio, lo cual aplica para la mayoría de los componentes COTS, para los receptores GPS es importante tener en cuenta dos cosas, la primera es que puede haber problemas relacionados con el software en condiciones orbitales debido al "límite CoCom" [89] que fue establecido por el gobierno de EE.UU con motivos de seguridad y que establece que todos los receptores GPS comerciales

deben estar programados para desactivarse cuando sobrepasen los 18 km de altitud o una velocidad mayor a 500 m/s [90] por lo que se debe considerar tomando en cuenta que en una órbita LEO la velocidad orbital promedio del satélite es aproximadamente de 7 km/s [91] con una altura mínima de 300 km. La segunda es que hay dos tipos de sistemas de coordenadas importantes para el GPS:

- Marcos de referencia terrestres (ECEF, Earth-centered Earth-fixed por sus siglas en inglés) centrados en la tierra para relacionar las correcciones de posición del GPS con ubicaciones geográficas.

- Marcos de referencia inerciales centrados en la tierra (ECI, Earthcentered inertial por sus siglas en inglés) para la determinación de la órbita.

En algunas de las misiones que han llevado receptores GPS a bordo han realizado ajustes a los parámetros del firmware para deshabilitar el límite CoCom [92] o han utilizado un componente de grado espacial, mientras que para el error en los datos de posición por los marcos de referencia, se suele ejecutar un procesamiento de los datos ya sea dentro del mismo satélite mediante filtros de Kalman o en la estación terrena después de bajar los datos con métodos como el análisis de mínimos cuadrados, para obtener un dato preciso de la posición, no obstante, si no se requiere tener una alta precisión de la posición o si está información no desempeñara una función vital para la misión, los datos producidos por el receptor GPS en el marco ECEF pueden usarse directamente. [93]

Para el caso del nanosatélite KuauhtliSAT, se han considerado el módulo GNSS-200 [94], el módulo GPS de WARPSPACE [95], el módulo NovAtel OEM4-G2L [96] y el receptor DLR Phoenix debido a que son componentes de grado espacial que han sido utilizados de manera exitosa en diferentes misiones satelitales y los cuales tienen un precio mínimo que empieza en los 2500 dólares.

Como el proyecto actualmente se encuentra en el diseño del modelo de ingeniería el cual se someterá a diversas pruebas que resultaran en modificaciones de software y hardware antes de llegar al diseño final del prototipo de vuelo, se consideró utilizar un componente que fuera de las limitaciones de altitud y velocidad cuenta con características técnicas similares a los módulos mencionados sobre todo en la transmisión de los datos a través de un puerto serial, además de que la posición al no ser un dato cuya operación de otros componentes dependan de su exactitud, se tomará la información que se produce en el marco de referencia terrestre ya que solo es información adicional que se requiere obtener pues el objetivo principal de la carga útil es capturar fotografías, en todo caso, una vez que se baje la información a la estación terrena se puede realizar un post procesamiento.

El módulo con el que se trabajó fue el CJMCU que se puede observar en la figura 3.15. Este módulo tiene como motor de procesamiento el chip MAX Q7 del proveedor u-blox y ofrece una alta sensibilidad además de que está optimizado para proporcionar el mejor rendimiento con el menor consumo de energía posible [97] lo cual es ideal para el proyecto por la limitante en cuanto al consumo de energía.

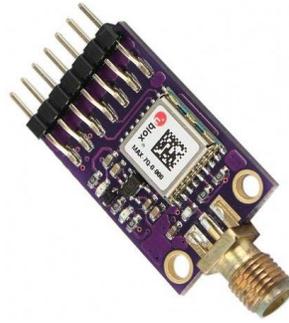


Figura 3.15. Módulo CJMCU de U-blox con el chip MAX Q7 para la decodificación de señales GPS [98]

Internamente el chip MAX Q7 está conformado por 4 bloques. Uno es para la administración de la energía eléctrica, otro es el de radio frecuencia que recibe las señales de los satélites que después envía al bloque para la decodificación y procesamiento la información que finalmente es transmitida hacia un dispositivo externo mediante un puerto serial. Los datos de posición son calculados en el marco de referencia terrestre WGS84. En la figura 3.16 se muestra el diagrama de bloques completo.

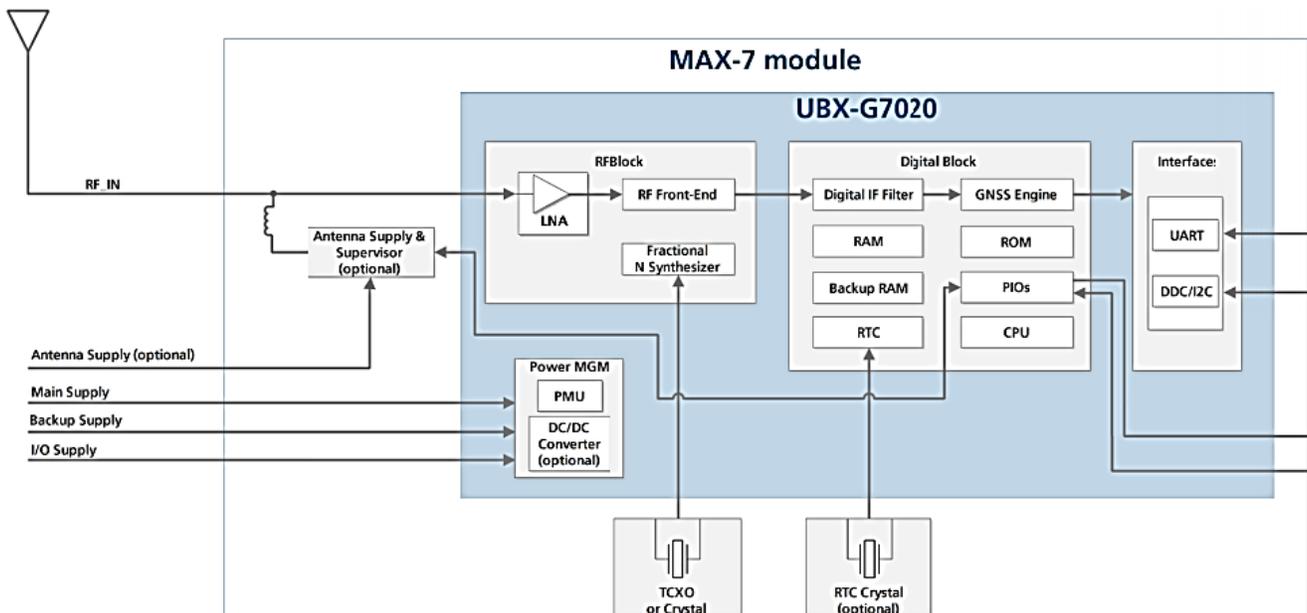


Figura 3.16. Diagrama de bloques del chip MAX Q7 [97]

Las principales especificaciones del módulo se listan a continuación:

- Tipo de receptor: GPS/QZSS L1C/A
- Canales: 56
- Sensibilidad: *161 dBm
- Voltaje de alimentación: 5v
- Corriente en operación: 10 mA por cada pin.
- Dimensiones: 27x16 mm
- Peso 2.3 gramos
- Protocolo NMEA versión 2.3
- TTFF (tiempo para la primera posición, Time to first fix por sus siglas en inglés): 29 segundos
- Temperatura de operación: -40°C a 85°C

Por defecto, cuando el receptor se enciende, automáticamente comienza a procesar las señales de diferentes sistemas de posicionamiento, entre ellos el GPS por lo que rastrea las señales L1C/A proporcionadas a 1575.42 MHz, las procesa y transmite mediante la especificación NMEA mediante la interfaz UART a 9600 baudios.

Los módulos u-blox 7 utilizan chips GNSS certificados bajo la AEC-Q100 es una certificación basada en pruebas de estrés para circuitos integrados empaquetados utilizados en aplicaciones automotrices lo cual garantiza un cierto nivel de calidad / confiabilidad. [97]

Se debe tomar en cuenta que las señales GPS son muy débiles cuando llegan a la superficie de la Tierra ya que los satélites GPS transmiten solamente 27 W (14.3 dBW) desde una distancia de 20,200 km sobre la Tierra. Al momento en que las señales llegan al receptor del usuario la potencia puede ser de -160 dBW, equivalente a 0.1 picowatts. [88] Para mejorar la calidad de la señal durante el desarrollo y pruebas del subsistema se optó por conectar una antena como la que se muestra en la figura 3.17. La hoja de datos del receptor indica que está diseñado para ser usado con antenas pasivas y activas con una ganancia entre 15 dB y 50 dB.



Figura 3.17. Antena para receptor de GPS [98]

Especificaciones:

- Voltaje de alimentación: 3V a 5V
- Frecuencia central: 1575.42MHz
- Conector: RP-SMA
- CD corriente Max.: 10mA
- Polarización: Circular (RH)
- Temperatura de Operación: -45°C ~ +85°C
- Dimensiones: 45x39x13mm
- Peso: 60g

Como se mencionó, el módulo cuenta con una unidad de procesamiento interno que se encarga de decodificar las señales que recibe de los satélites GPS. Una vez que cuenta con la información la envía a través del puerto serial mediante la especificación NMEA.

La Asociación Nacional de Electrónica Marina (NMEA por sus siglas en inglés) desarrollo la especificación que lleva su mismo nombre y que define la interfaz entre componentes y equipos electrónicos que se utilizan en transportes marinos. El estándar permite que los componentes envíen información a las computadoras y a otros componentes. La comunicación de los receptores GPS se define dentro de esta especificación. La mayoría de los programas informáticos que proporcionan información de posición en tiempo real comprenden y esperan que los datos estén en formato NMEA. Estos datos incluyen la solución completa de PVT (posición, velocidad, tiempo) calculada por el receptor GPS. La idea de NMEA es enviar una línea de datos llamada enunciado que es totalmente autónoma e independiente de otros enunciados. Existen enunciados ya definidos que se han vuelto un estándar y son de libre uso. Todos los enunciados tienen un prefijo de dos letras que define el dispositivo que usa ese tipo de oración (para los receptores GPS, el prefijo es GP), que es seguido por una secuencia de tres letras que define el contenido de la oración. Todas las oraciones patentadas comienzan con la letra P y van seguidas de 3 letras que identifican al fabricante que controla esa oración. [99]

La estructura básica de los enunciados del estándar NMEA se puede observar en la figura 3.18. Cada enunciado comienza con un '\$' y termina con un carácter CR (carriage return por sus siglas en inglés) o con un salto de línea (LF, en inglés line feed) y no puede tener más de 80 caracteres de texto visible. Los datos están contenidos dentro del enunciado separados por comas que es lo que permite determinar en valor que corresponde a cada dato. Al final de cada oración se cuenta con un checksum que se puede usar para verificar la validez de los datos recibidos.

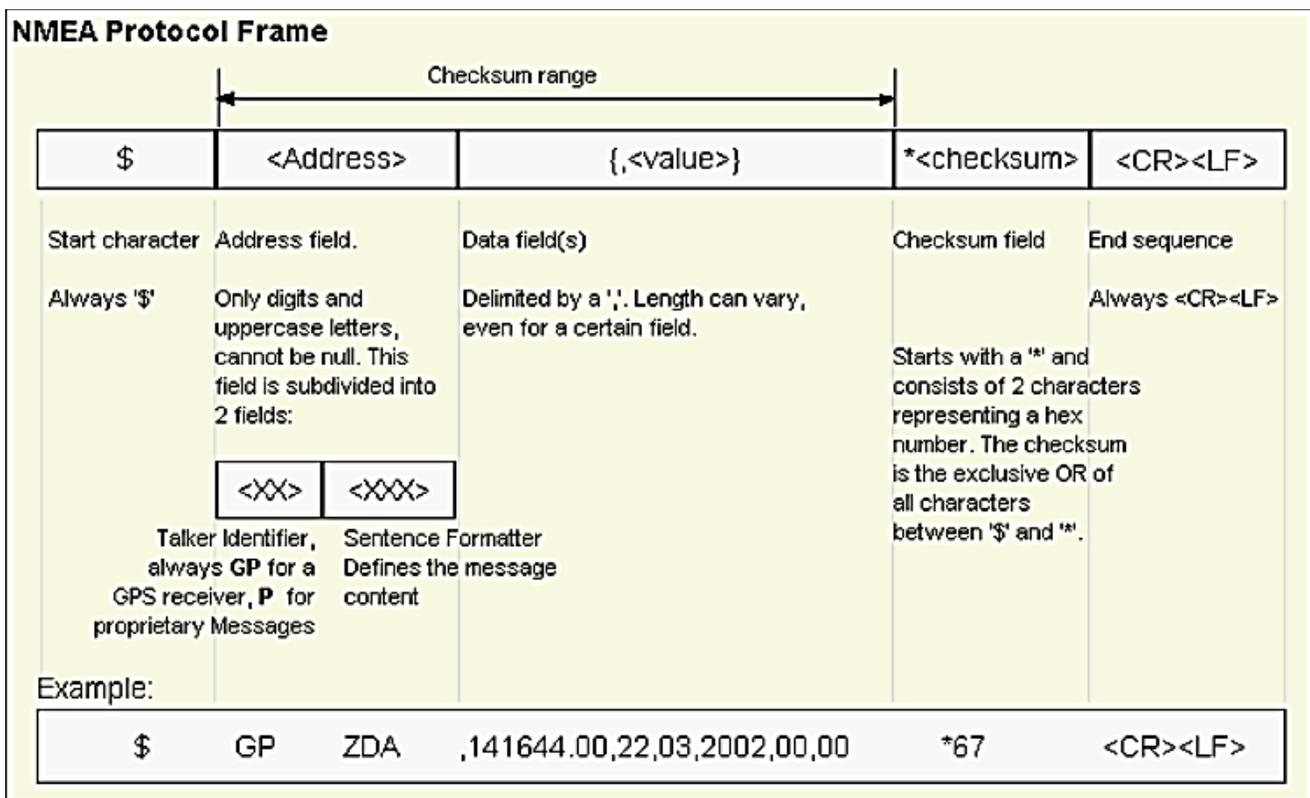


Figura 3.0.18. Estructura del protocolo NMEA [97]

El campo del checksum consta de un '*' y dos dígitos hexadecimales que representan un OR exclusivo de 8 bits de todos los caracteres de cada dato sin incluir los caracteres '\$' y '*'. [99]

Para el subsistema de cámaras, las tareas se ven reducidas a leer los enunciados en el puerto serial e identificar los datos de interés en los componentes de cada enunciado cada que se capture una fotografía.

En la figura 3.19 se muestra los datos crudos que envía el módulo a través de su puerto serial:

```

COM8
$GPRMC,224559.00,A,1951.41524,N,09912.72962,W,0.032,,160919,,,D*6C
$GPVTG,,T,,M,0.032,N,0.058,K,D*2A
$GPGGA,224559.00,1951.41524,N,09912.72962,W,2,10,0.98,2255.0,M,-7.4,M,,0000*6F
$GPGSA,A,3,20,10,24,31,27,32,14,46,51,21,,,1.92,0.98,1.65*08
$GPGSV,4,1,14,04,20,244,14,08,09,296,,10,48,011,38,14,48,269,21*75
$GPGSV,4,2,14,18,02,323,,20,48,058,19,21,51,156,29,24,17,043,30*72
$GPGSV,4,3,14,25,09,126,16,27,23,261,26,31,30,191,36,32,59,309,32*79
$GPGSV,4,4,14,46,49,239,30,51,65,203,33*7E
$GPGLL,1951.41524,N,09912.72962,W,224559.00,A,D*72
$GPRMC,224600.00,A,1951.41527,N,09912.72965,W,0.019,,160919,,,D*6E
$GPVTG,,T,,M,0.019,N,0.035,K,D*28
$GPGGA,224600.00,1951.41527,N,09912.72965,W,2,10,0.98,2254.9,M,-7.4,M,,0000*6C
$GPGSA,A,3,20,10,24,31,27,32,14,46,51,21,,,1.92,0.98,1.65*08
$GPGSV,4,1,14,04,20,244,14,08,09,296,,10,48,011,37,14,48,269,21*7A
$GPGSV,4,2,14,18,02,323,,20,48,058,19,21,51,156,29,24,17,043,29*7A
$GPGSV,4,3,14,25,09,126,16,27,23,261,26,31,30,191,36,32,59,309,32*79
$GPGSV,4,4,14,46,49,239,30,51,65,203,32*7F
$GPGLL,1951.41527,N,09912.72965,W,224600.00,A,D*79
$GPRMC,224601.00,A,1951.41528,N,09912.72961,W,0.018,,160919,,,D*65
$GPVTG,,T,,M,0.018,N,0.034,K,D*28
$GPGGA,224601.00,1951.41528,N,09912.72961,W,2,10,0.98,2254.9,M,-7.4,M,,0000*66
$GPGSA,A,3,20,10,24,31,27,32,14,46,51,21,,,1.92,0.98,1.65*08
$GPGSV,4,1,14,04,20,244,15,08,09,296,,10,48,011,38,14,48,269,19*7F
$GPGSV,4,2,14,18,02,323,,20,48,058,20,21,51,156,29,24,17,043,30*78
$GPGSV,4,3,14,25,09,126,16,27,23,261,26,31,30,191,37,32,59,309,32*78
$GPGSV,4,4,14,46,49,239,30,51,65,203,33*7E
$GPGLL,1951.41528,N,09912.72961,W,224601.00,A,D*73
$GPRMC,224602.00,A,1951.41529,N,09912.72961,W,0.099,,160919,,,D*6E
$GPVTG,,T,,M,0.099,N,0.182,K,D*2D
$GPGGA,224602.00,1951.41529,N,09912.72961,W,2,10,0.98,2254.9,M,-7.4,M,,0000*64
$GPGSA,A,3,20,10,24,31,27,32,14,46,51,21,,,1.92,0.98,1.65*08
$GPGSV,4,1,14,04,20,244,14,08,09,296,,10,48,011,38,14,48,269,19*7E
$GPGSV,4,2,14,18,02,323,,20,48,058,19,21,51,156,28,24,17,043,30*73
$GPGSV,4,3,14,25,09,126,15,27,23,261,26,31,31,191,37,32,59,309,32*7A
$GPGSV,4,4,14,46,49,239,30,51,65,203,33*7E
$GPGLL,1951.41529,N,09912.72961,W,224602.00,A,D*71

```

Figura 3.19. Enunciados recibidos del módulo GPS MAX Q7

Como se puede observar, envía cada uno de los enunciados NMEA que recibe de los satélites de manera continua y cíclica, para el proyecto solo se requieren los datos de hora, fecha y coordenadas de posición, datos que pueden encontrarse en el enunciado RMC (Enunciado mínimo recomendado C por sus siglas en inglés) y que tiene la siguiente estructura:

```

$GPRMC
, hora en formato UTC
, Estatus A=Activo o V=Vacío
, latitud en grados decimales

```

```
,Norte (N) Sur (S) indicador
,longitud en grados decimales
,Este (E) Oeste (W) indicador
,velocidad en nudos
,ángulo de seguimiento
,fecha en formato DD/MM/YY
,variación magnética
,orientación de la variación magnética
,checksum
,<CR><LF>
```

El tercer parámetro es importante ya que es una bandera que determina si a partir de la conexión con los satélites se ha logrado determinar las coordenadas de posición, comúnmente no se logra cuando se acaba de alimentar el módulo ya que se encuentra realizando la sincronización y cálculos de trilateración o cuando se llega a perder conexión. Puede tener dos valores:

A=Activo (datos validos)
V=Vacío (datos inválidos)

Por ejemplo, para el enunciado RMC, si la bandera está en V, los datos inválidos de posición se mostrarán nulos:

```
GPRMC , 215548.00 , V , , , , , , 160919 , , , N*74
```

Con base en lo anterior, de los enunciados que se reciben del módulo se filtró el RMC y se mapeo para obtener los datos mencionados como se puede observar en la figura 3.20 mientras que en la tabla 3.5 se muestra la descripción de cada componente mapeado.

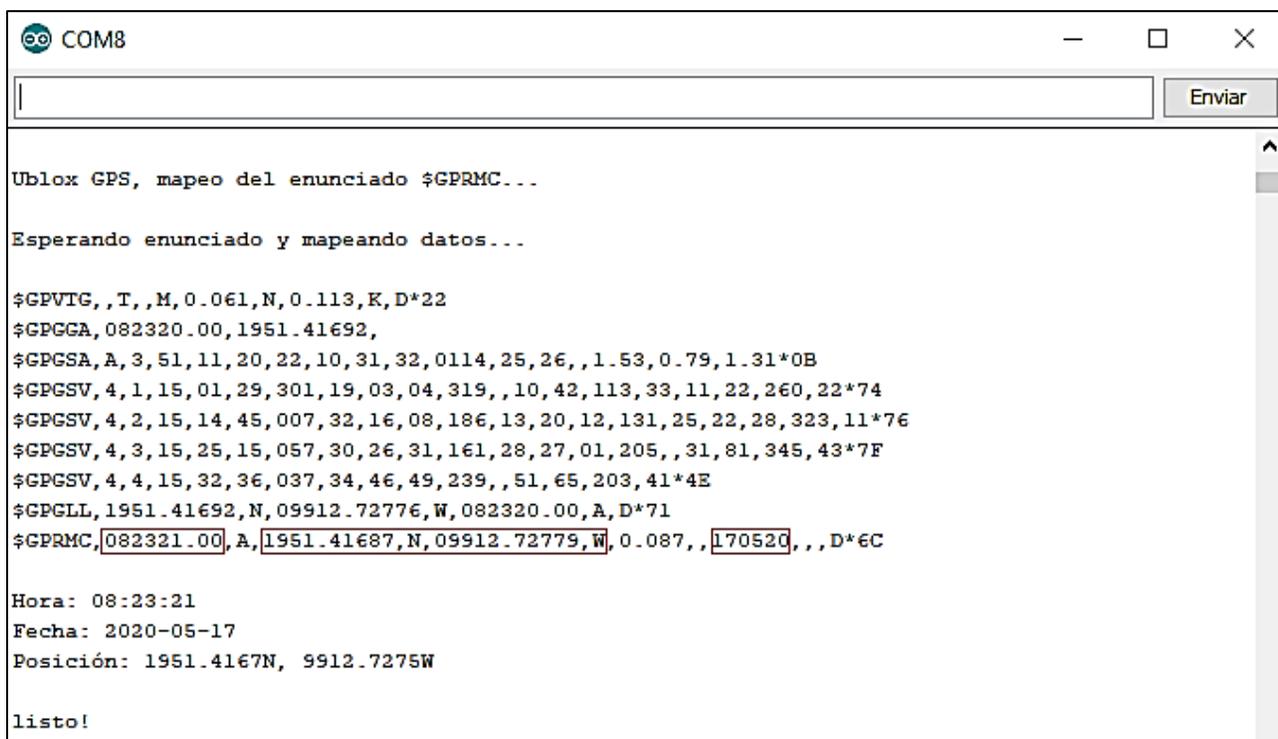


Figura 3.20. Enunciado \$GPRMC con sus componentes mapeados

Tabla 3.5. Descripción de los componentes mapeados del enunciado recibido por el módulo de GPS

Parámetro	Valor en el enunciado	Valor mapeado	Observación
Hora	082321.00	08:23:21	El dato del enunciado viene en formato UTC.
Posición	1951.41687,N,09912.72779,W	1951.41687N, 09912.72779W	Se une cada coordenada con su orientación.
Fecha	170520	2020/05/17	DD/MM/YY

Para la recuperación de los datos de posición, de fecha y hora de captura del receptor GPS al capturar una fotografía, se definió el flujo presentado a continuación en la figura 3.21:

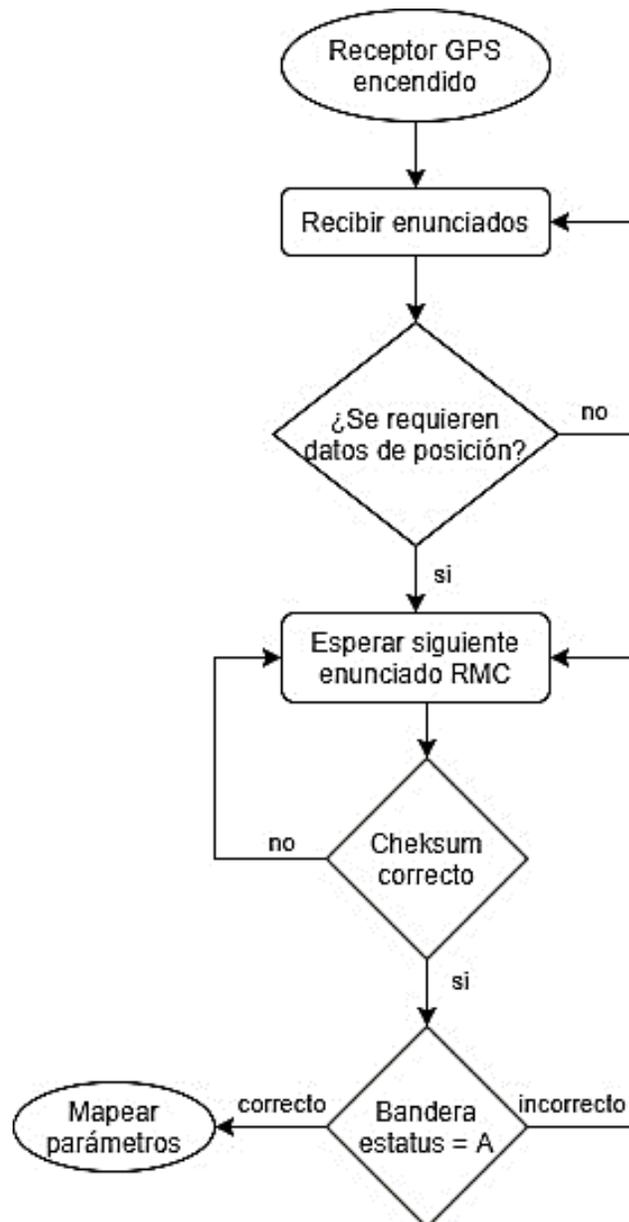


Figura 3.21. Diagrama de flujo de operación para el receptor GPS

Cabe mencionar que si bien el módulo puede cambiar hacia el diseño final del prototipo de vuelo, el software desarrollado solo es una interfaz que no está diseñada específicamente para un determinado

modulo, ya que la mayoría de módulos, incluyendo los que se tienen considerados de grado especial operan de la misma forma realizando un procesamiento de manera interna y teniendo como salida los enunciados NMEA a través del puerto serial por lo que aún con otro modulo, el software lo podría soportar solo ajustando el baudrate.

Cámara C1098

La primera cámara que se seleccionó fue la C1098 del proveedor Silent System la cual como se mencionó en el apartado 1.6.2 fue utilizada de manera exitosa en las misiones japonesas FITSat-1 en el año 2012 y HORYU-4 en el año 2016 lo cual proporciona cierta garantía de que opera de manera correcta en el ambiente espacial además de que tiene un bajo consumo energético lo cual junto con sus dimensiones, como se observa en la figura 3.22, la hacen una gran opción con base en los objetivos de la misión del KuauhtliSAT.

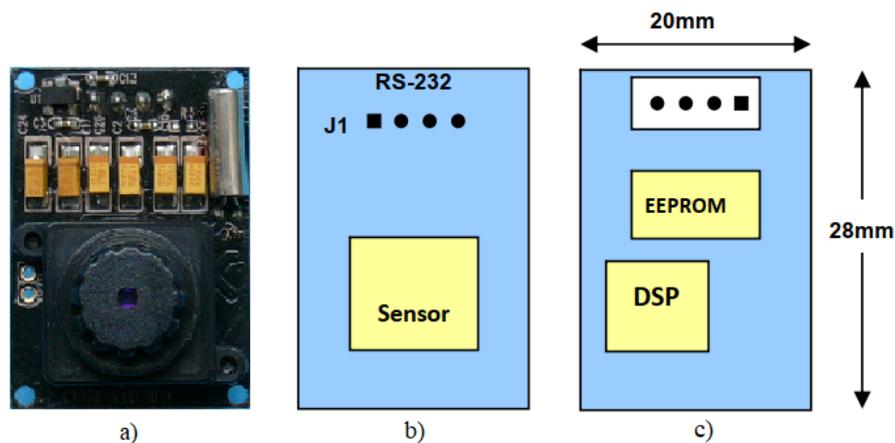


Figura 3.22. Cámara C1098: a) fotografía de la cámara, b) vista superior, c) vista inferior (crédito de imagen: Silent System)

La cámara C1098 cuenta con un sensor CMOS de imagen y con un motor de compresión JPEG que transmite las fotografías a través de una interfaz serial por lo que se puede conectar a un dispositivo externo que puede ser desde un microcontrolador hasta una computadora. En la figura 3.23 se muestra el diagrama de bloques de la cámara. [100]

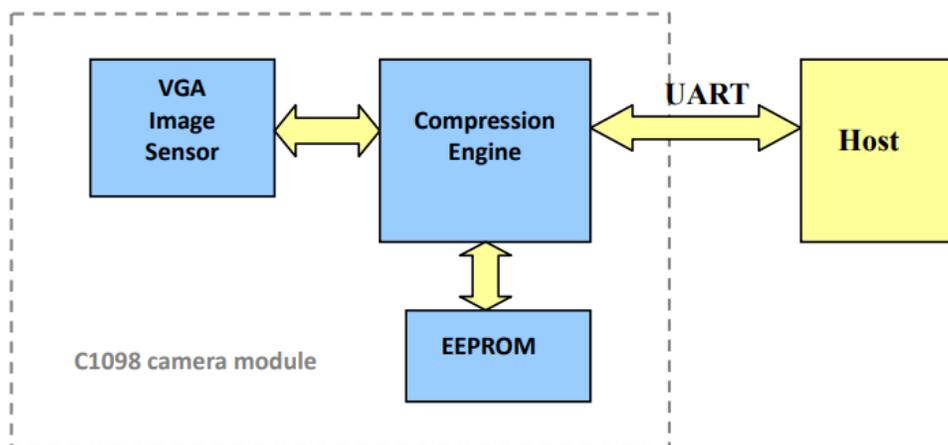


Figura 3.23. Diagrama de bloques de la cámara C1098 [100]

Las principales características de la cámara se listan a continuación:

- Dimensiones físicas de 20 mm × 28 mm.
- Resolución VGA de hasta 640x480.
- Voltaje de alimentación de 3.3v.
- Bajo consumo de energía.
- La interfaz UART admite un total de 6 tipos de velocidad de transmisión: 460,800bps, 230,400bps, 115,200bps, 57,600bps, 28,800bps y 14,400bps.
- Los pines de la interfaz serial funcionan con 3.3v.
- Distancia focal de 4 mm.
- Tamaño de píxel: 5.6 μm.
- Resolución de 96ppp x 96ppp (píxeles por pulgada).

La comunicación serial se realiza mediante el protocolo RS-232 con la velocidad de transmisión predeterminada de 14,400bps por lo que el host debe sincronizarse con el módulo usando esa velocidad cuando se enciende para poder enviar comandos de configuración y para recuperar la fotografía.

Una transmisión RS-232 de un solo byte consta del bit de inicio, el contenido de 8 bits y el bit de parada. El bit de inicio siempre es 0, mientras que el bit de detención siempre es 1. El LSB se envía primero y está justo después del bit de inicio, la representación se puede observar en la figura 3.24.

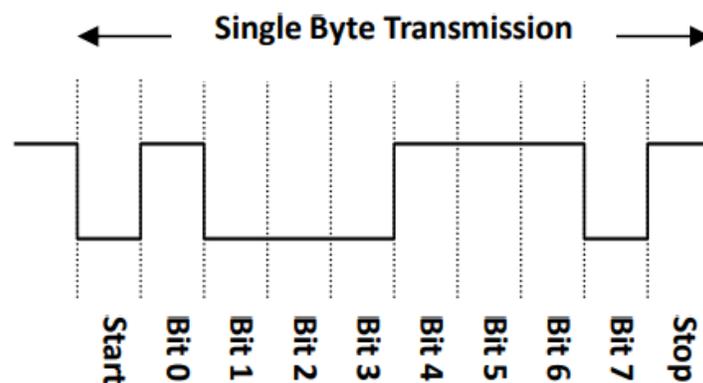


Figura 3.0.24. Diagrama de tiempo de un byte del protocolo RS-232 [100]

La configuración de la cámara se lleva a cabo mediante comandos enviados a través del puerto serial. Cada comando está conformado por 6 bytes que se deben transmitir de manera continua uno a uno. Por ejemplo, el comando SYNC (AAh, 0Dh, 00h, 00h, 00h, 00h) al enviarse utilizando el protocolo RS-232 como se mencionó anteriormente se vería como se muestra en la figura 3.25:

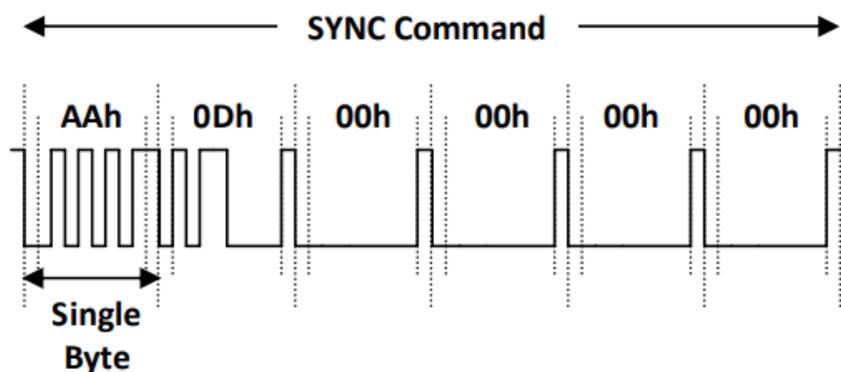


Figura 3.25. Diagrama de tiempo del comando SYNC [100]

Donde:

AAh = 0b10101010 agregando el bit de inicio y final se tiene: 0010101011

0Dh = 0b00001101 agregando el bit de inicio y final se tiene: 0101100001

00h = 0b00000000 agregando el bit de inicio y final se tiene: 0000000001

A continuación, en la tabla 3.6 se muestra un resumen de todos los comandos disponibles para la cámara C1098:

Tabla 3.6. Comandos de comunicación serial de la cámara C1098

Comando	Función	Estructura	Parámetro
INITIAL	Configurar la velocidad de la interfaz y el tamaño de la imagen.	0xAA 0x01 0xP1 0x07 0x00 0xP2	P1 – Baud rate P2 - Resolución
GET PICTURE	Obtener imagen del módulo.	0xAA 0x04 0x01 0x00 0x00 0x00	Comando fijo
SNAPSHOT	Capturar imagen.	0xAA 0x05 0x00 0x00 0x00 0x00	Comando fijo
SET PACKAGE SIZE	Establece el tamaño del paquete de datos para transmitir datos desde el módulo al host.	0xAA 0x06 0x08 0xP1 0xP2 0x00	P1 – Byte inferior P2 – Byte superior
RESET	Reinicia el módulo.	0xAA 0x08 0x00 0x00 0x00 0xP1	P1 - Prioridad
DATA LENGTH	Proporciona la información de longitud de datos.	0xAA 0x0A 0x01 0xP1 0xP2 0xP3	P1 - Length Byte 0 P2 - Length Byte 1 P3 - Length Byte 2
SYNC	Inicia una secuencia de sincronización.	0xAA 0x0D 0x00 0x00 0x00 0x00	
ACK	Indica el éxito en la recepción del comando.	0xAA 0x0E 0x P1 0x P2 0x00/ P3 0x00/ P4	P1 - Command ID P2 – contador ACK P3 - Pkg ID Byte0 P4 - Pkg ID Byte1

Cada uno de los comandos está compuesto por 6 bytes, algunos son fijos y otros tienen parámetros variables, estos últimos se utilizan para configurar las diferentes propiedades que se tienen o se establecen por el módulo de acuerdo con las características de la fotografía que requiere capturar.

A continuación, en las figuras 3.26, 3.27, 3.28 y 3.29, se muestra el flujo de operación con los comandos enviados entre el microcontrolador y el módulo C1098 para capturar y recuperar una fotografía:

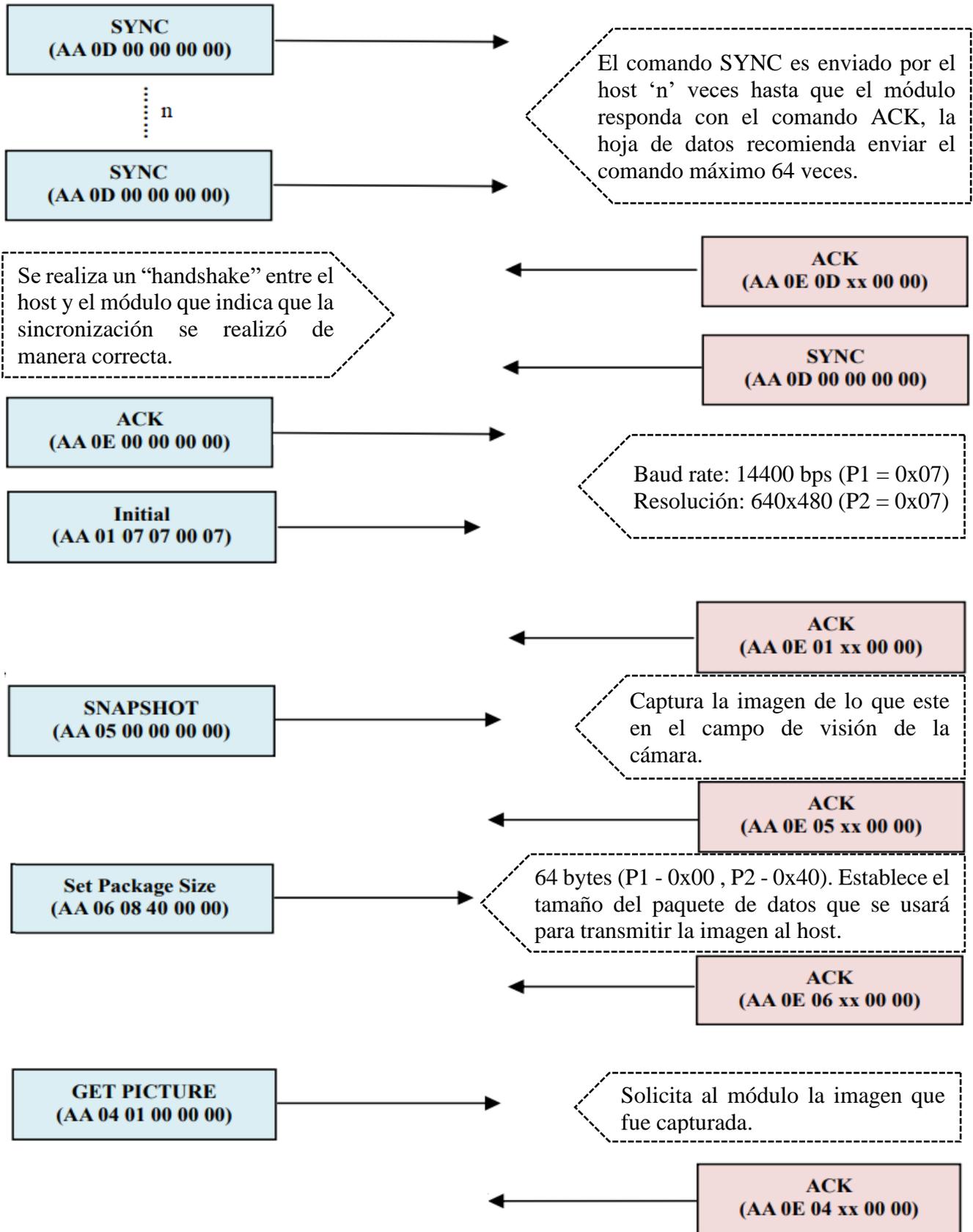


Figura 3.26. Flujo de comandos para realizar la captura de una fotografía

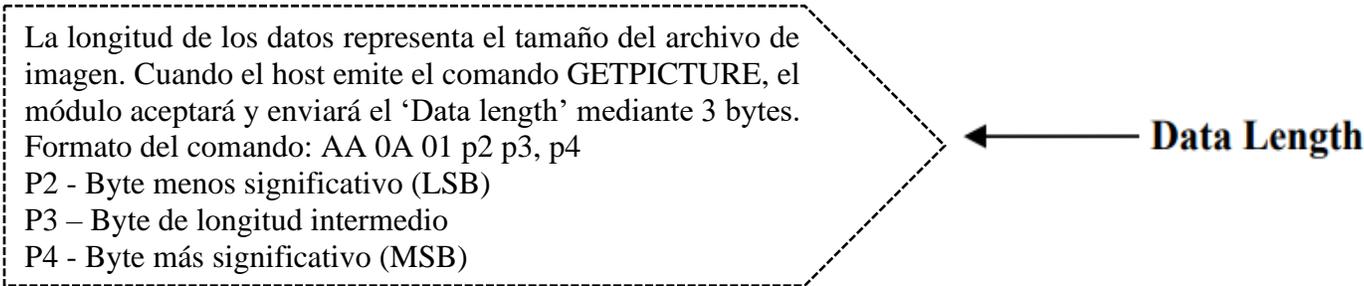
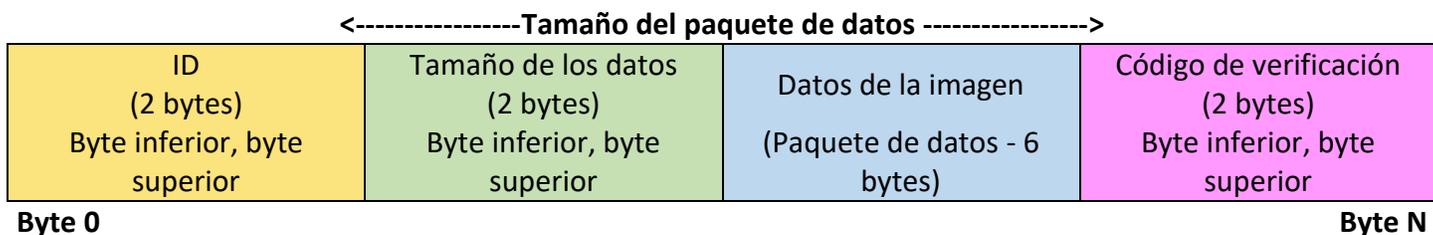


Figura 3.27. Estructura del comando Data Length

Cada paquete de datos tiene la siguiente estructura:



Donde:

ID	ID del paquete de datos, empieza de 0000h hasta F0F0h.
Tamaño de datos (data size)	Tamaño actual de los datos disponibles de la imagen en el paquete.
Datos de la imagen (Image Data)	Datos disponibles de la imagen.
Código de verificación (Verify Code)	Código de detección de error, igual al byte inferior de la suma de todo el paquete de datos excepto el campo de código de verificación. El byte superior de este código es siempre cero. es decir, Verify Code = byte inferior (suma (byte [0] a byte [N-2])).

Figura 3.28. Estructura de los paquetes de datos enviados por la cámara

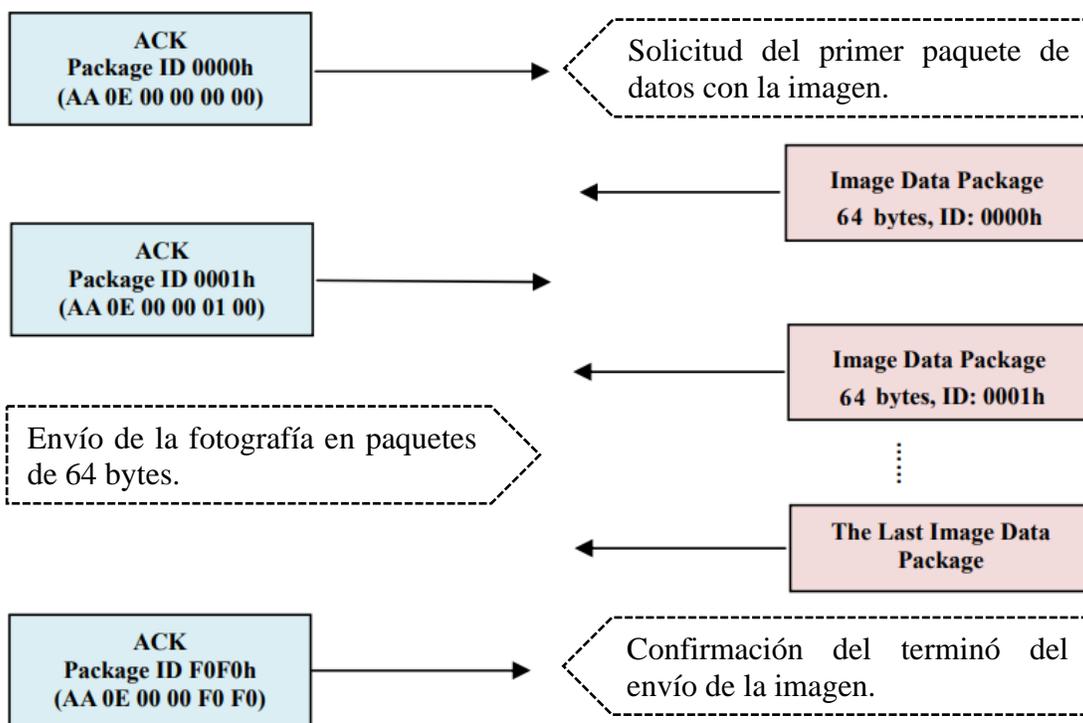


Figura 3.29. Flujo de comandos para la recuperación de la fotografía capturada

El número de paquetes que se recibirá está en función del tamaño de la imagen y del tamaño del paquete de datos que se configuro, se calcula de la siguiente forma:

$$\text{Número de paquetes} = \frac{\text{data length}}{\text{Package size} - 6} \quad \text{eq (1)}$$

De acuerdo con la hoja de datos del fabricante, cuando la división no es exacta se debe ignorar el remante y sumar 1 al resultado. Lo anterior dará el número de veces que se tiene que enviar el comando ACK para obtener la imagen completa.

Se trabajó con el baud rate por default con la mayor resolución disponible, y en package data se escogió que fuera de 64 bytes para no saturar el buffer.

Un ejemplo de paquete de datos que se puede obtener se muestra a continuación en a figura 3.30:

```
00 00 FA 01 FF D8 FF E0 00 11 4A 46 49 46 00 01 01 01 00 00 00 00 00 00 0A FF DB 00 43 00 08 06
06 07 06 05 08 07 07 07 09 09 08 0A 0C 14 0D 0C 0B 0B 0C 19 12 13 0F 14 1D 1A 1F 1E 1D 1A 1C
1C 20 24 2E 27 20 22 2C 23 1C 1C 28 37 29 2C 30 31 34 34 34 1F 27 39 3D 38 32 3C 2E 33 34 32 FF
DB 00 43 01 09 09 09 0C 0B 0C 18 0D 0D 18 32 21 1C 21 32 32 32 32 32 32 32 32 32 32 32 32 32
32 32 32 32 32 32 32 32 32 32 32 32 32 32 32 32 32 32 32 32 32 32 32 32 32 32 32 32 32 32
32 32 32 FF C4 00 1F 00 00 01 05 01 01 01 01 01 01 00 00 00 00 00 00 00 00 01 02 03 04 05 06 00 08
09 0A 0B FF C4 00 B5 10 00 02 01 03 03 02 04 03 05 05 04 04 00 00 01 7D 01 02 03 00 04 11 05 12
21 31 41 06 13 51 61 07 22 71 14 32 81 91 A1 08 23 42 B1 C1 15 52 D1 F0 24 33 62 72 82 09 0A 16
17 18 19 1A 25 26 27 28 29 2A 34 35 36 37 38 39 3A 43 44 45 46 47 48 49 4A 53 54 55 56 57 58 59
5A 63 64 65 66 67 68 69 6A 73 74 75 76 77 78 79 7A 83 84 85 86 87 88 89 8A 92 93 94 95 96 97 98 99
9A A2 A3 A4 A5 A6 A7 A8 A9 AA B2 B3 B4 B5 B6 B7 B8 B9 BA C2 C3 C4 C5 C6 C7 C8 C9 CA
D2 D3 D4 D5 D6 D7 D8 D9 DA E1 E2 E3 E4 E5 E6 E7 E8 E9 EA F1 F2 F3 F4 F5 F6 F7 F8 F9 FA FF
C4 00 1F 01 00 03 01 01 01 01 01 01 01 01 01 00 00 00 00 00 00 01 02 03 04 05 06 07 08 09 0A 0B FF
C4 00 B5 11 00 02 01 02 04 04 03 04 07 05 04 04 00 01 02 77 00 01 02 03 11 04 05 21 31 06 12 41 51
07 61 71 13 22 32 81 08 14 42 91 A1 B1 C1 09 23 33 52 F0 15 62 72 D1 0A 16 24 34 E1 25 F1 17 18
19 1A 26 27 28 29 2A 35 36 37 38 39 3A 43 44 45 46 47 48 49 4A 53 54 55 56 57 58 59 5A 63 64 65
91 00
```

Figura 3.30. Ejemplo de paquete de datos enviado por la cámara hacia el microcontrolador durante la captura de una fotografía

Los diferentes colores representan la información como se muestra en la figura 3.31:



Figura 3.31. Estructura de la información recibida en cada paquete de datos enviado por la cámara

Para construir la imagen, se deben combinar los datos de cada paquete y vaciarlos a un archivo de tipo imagen que pueda ser visualizado. En primer lugar, se debe quitar el packet ID, el data size y Verify code del final, después se deben combinar todos los datos de imagen disponibles juntos.

Finalmente, se debe crear un archivo y con extensión *.JPG y escribir los datos de imagen del punto anterior en él.

Para el desarrollo y prueba del hardware se realizó la conexión de la cámara con la placa de desarrollo LaunchPad Tiva C utilizando dos de sus puertos seriales, uno para la comunicación con la cámara y el otro se usó para poder realizar un debug mostrando en una consola los procesos que iba realizando con la finalidad de identificar fallas, así como de analizar la respuesta a los comandos enviados. A continuación, en las figuras 3.32, 3.33, 3.34 y 3.35, se muestra el proceso de captura con base al flujo descrito anteriormente.

```

Enviando SYNC: AA D 0 0 0 0
Se espera: 0xAA 0xE 0xD 0x0 0x0 0x0
Se obtuvo:
Enviando SYNC: AA D 0 0 0 0
Se espera: 0xAA 0xE 0xD 0x0 0x0 0x0
Se obtuvo:
Enviando SYNC: AA D 0 0 0 0
Se espera: 0xAA 0xE 0xD 0x0 0x0 0x0
Se obtuvo:
Enviando SYNC: AA D 0 0 0 0
Se espera: 0xAA 0xE 0xD 0x0 0x0 0x0
Se obtuvo: 0xAA 0xE 0xD 0x72 0x0 0x0
Se espera: 0xAA 0xD 0x0 0x0 0x0 0x0
Se obtuvo: 0xAA 0xD 0x0 0x0 0x0 0x0
Enviando FINAL ACK: AA E 0 0 F5 0
La camara se ha sincronizado

```

Figura 3.32. Proceso de sincronización (en este caso la sincronización se logró en el cuarto intento):

```

Enviando INITIAL (1440 bps 640x480): AA 1 7 7 0 7
Se espera: 0xAA 0xE 0x0 0x0 0x0 0x0
Se obtuvo: 0xAA 0xE 0x1 0x73 0x0 0x0 INITIAL correcto

Enviando packet size: AA 6 8 40 0 0
Se espera: 0xAA 0xE 0x6 0x0 0x0 0x0
Se obtuvo: 0xAA 0xE 0x6 0x74 0x0 0x0 Package size correcto

Enviando snapshot: AA 5 0 0 0 0
Se espera: 0xAA 0xE 0x5 0x0 0x0 0x0
Se obtuvo: 0xAA 0xE 0x5 0x75 0x0 0x0 Snapshot correcto

Enviando get picture: AA 4 1 0 0 0
Se espera: 0xAA 0xE 0x4 0x0 0x0 0x0
Se obtuvo: 0xAA 0xE 0x4 0x76 0x0 0x0 Get picture correcto

```

Figura 3.33. Envío de comandos Initial, package size, snapshot y get picture

```

Comando Data length: AA A 1 E0 6A 0
Tamaño de la imagen: 27360
Tamaño del paquete de datos (Packages size): 64
Número de paquetes (Number of packages): 472

```

Figura 3.34. Envío de comando data length

En este caso, el comando data length respondió los siguientes datos:

0xAA 0x0A 0x01 0xE0 0x6A 0x00

Donde los últimos tres dígitos indican el peso del que tendrá el archivo:

$$006AE0h = 27\ 360 \text{ bytes} \approx 26.71 \text{ kb (decimal)}$$

Considerando la fórmula que se tiene y que el package size se estableció en 64:

$$\text{Número de paquetes} = \frac{27360}{64 - 6} = 471.72 \approx 413 \quad \text{eq (2)}$$

Se procede a leer los 413 paquetes extrayendo solo la información que pertenece a la fotografía tomada y validando el checksum de cada paquete para garantizar la integridad de la imagen. Una vez que se leyeron todos los paquetes para finalizar la transmisión se envía el ultimo comando ACK para finalizar la transmisión:

AA 0E 00 00 F0 F0

```
Guardando...
27360 bytes image.
Enviando el último paquete: AA E 0 0 F0 F0
Descarga completa.
```

Figura 3.35. Envío de comando ACK final

La fotografía que se capturo en el proceso anterior se puede observar en la figura 3.36 mientras que el debug de todo el proceso monitoreado desde una consola se encuentra en la figura 3.37.



Figura 3.36. Fotografía captura con la cámara C1098 y recuperada de la memoria SD

```

Enviando SYNC: AA D 0 0 0 0
Se espera: 0xAA 0xE 0xD 0x0 0x0 0x0
Se obtuvo:
Enviando SYNC: AA D 0 0 0 0
Se espera: 0xAA 0xE 0xD 0x0 0x0 0x0
Se obtuvo:
Enviando SYNC: AA D 0 0 0 0
Se espera: 0xAA 0xE 0xD 0x0 0x0 0x0
Se obtuvo:
Enviando SYNC: AA D 0 0 0 0
Se espera: 0xAA 0xE 0xD 0x0 0x0 0x0
Se obtuvo: 0xAA 0xE 0xD 0x72 0x0 0x0
Se espera: 0xAA 0xD 0x0 0x0 0x0 0x0
Se obtuvo: 0xAA 0xD 0x0 0x0 0x0 0x0
Enviando FINAL ACK: AA E 0 0 F5 0
La camara se ha sincronizado

Enviando INITIAL (1440 bps 640x480): AA 1 7 7 0 7
Se espera: 0xAA 0xE 0x0 0x0 0x0 0x0
Se obtuvo: 0xAA 0xE 0x1 0x73 0x0 0x0 INITIAL correcto

Enviando packet size: AA 6 8 40 0 0
Se espera: 0xAA 0xE 0x6 0x0 0x0 0x0
Se obtuvo: 0xAA 0xE 0x6 0x74 0x0 0x0 Package size correcto

Enviando snapshot: AA 5 0 0 0 0
Se espera: 0xAA 0xE 0x5 0x0 0x0 0x0
Se obtuvo: 0xAA 0xE 0x5 0x75 0x0 0x0 Snapshot correcto

Enviando get picture: AA 4 1 0 0 0
Se espera: 0xAA 0xE 0x4 0x0 0x0 0x0
Se obtuvo: 0xAA 0xE 0x4 0x76 0x0 0x0 Get picture correcto

Comando Data length: AA A 1 E0 6A 0
Tamaño de la imagen: 27360
Tamaño del paquete de datos (Packages size): 64
Número de paquetes (Number of packages): 472
Guardando...
27360 bytes image.
Enviando el último paquete: AA E 0 0 F0 F0

Descarga completa.

```

Figura 3.37. Debug en consola del proceso de captura de fotografía con la cámara C1098

A continuación, en la figura 3.38 se presenta mediante un diagrama de flujo del software y las validaciones que se realizan para la captura de una fotografía con la cámara C1098.

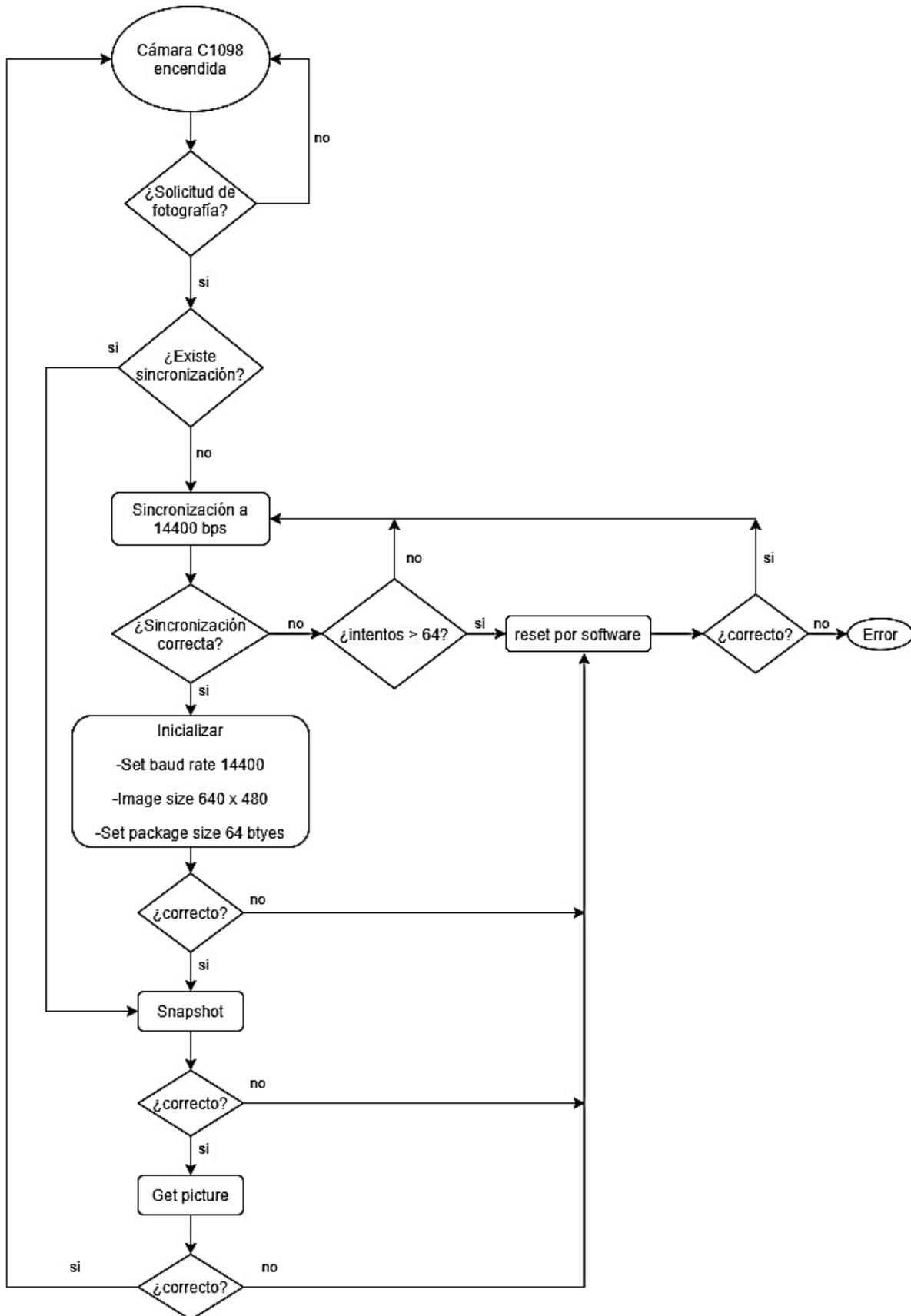


Figura 3.38. Diagrama de flujo de operación para la cámara C1098

Cámara PTC08

Para la segunda cámara se utilizó el modelo PTC08 de Adafruit© (ver figura 3.39) basada en el chip VC0706 que cuenta con un sensor CMOS. Aunque no se tiene registro de haber sido utilizada en proyectos espaciales, su configuración y características son similares a las de la cámara C1098.

El módulo puede tomar instantáneas y transmitir las mediante un enlace serial TTL a través del protocolo RS232 por lo que solo se requiere de dos pines para la comunicación. Las fotografías son imágenes JPEG comprimidas, lo que facilita su conservación en una unidad de almacenamiento.

También cuenta con una amplia documentación técnica que facilita su implementación y puesta en marcha además de que por el costo del módulo es accesible, además, se cuenta con el módulo dentro del inventario disponible de la UAT ya que fue adquirida para realizar pruebas de integración en otros proyectos.

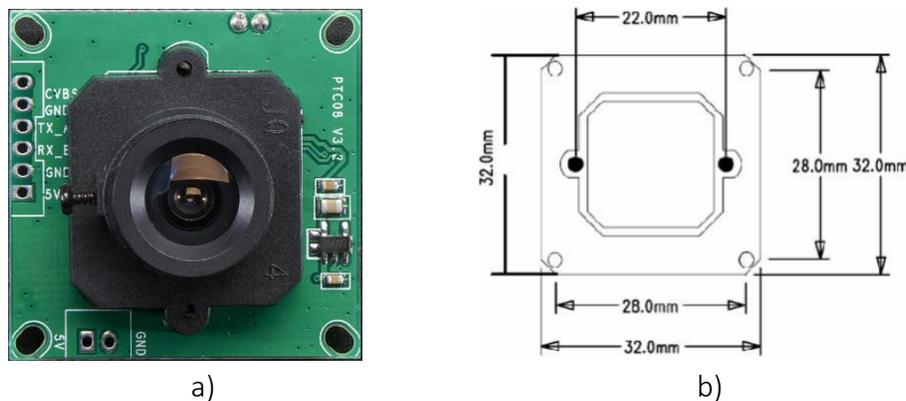


Figura 3.39. Cámara PTC08: a) fotografía del módulo, b) dimensiones (crédito de imagen: Adafruit©)

Las principales características de la cámara se listan a continuación:

- Tamaño de 32 mm × 32 mm.
- Resolución VGA de hasta 640x480.
- Voltaje de alimentación de 5v.
- Corriente en operación: 75 mA.
- La interfaz UART admite un total de 6 tipos de velocidad de transmisión: 9,600bps (default), 19,200bps, 38,400bps, 57,600bps, 115,200bps.
- Distancia focal de 3.6 mm.
- Tamaño de píxel: 5.6 μ m.
- Ángulo de visión diagonal: 64°
- Temperatura de operación: -40°C a 85°C.

La velocidad de transmisión predeterminada para la comunicación es de 38,400 bps, a continuación, en la tabla 3.7 se muestran el resumen de los principales comandos utilizados para capturar una imagen con la cámara PTC08.

Tabla 3.7. Comandos de comunicación serial de la cámara PTC08

Comando	Función	Estructura	Parámetro
RESET	Reiniciar	0x56 0x00 0x26 0x00	Comando fijo
SET RESOLUTION	Establecer la resolución de la imagen.	0x56 0x00 0x31 0x05 0x04 0x01 0x00 0x19 0xP1	P1: 0x11 – 320 x 240 0x00 – 640 x 480 0x22 – 160 x 120
BAUD RATE	Velocidad de la comunicación serial.	0x56 0x00 0x31 0x06 0x04 0x02 0x00 0x08 0xP1 0xP2	P1 P2 AE C8 9600 56 E4 19200 2A F2 38400 1C 4C 57600 0D A6 115200
TAKE PICTURE	Capturar imagen.	0x56 0x00 0x36 0x01 0x00	Comando fijo
ACK	Indica el éxito en la recepción del comando.	0x76 0x00 0xP1 0x00	P1 es el tercer byte del comando que fue recibido.
DATA LENGTH	Tamaño de la imagen.	0x56 0x00 0x34 0x01 0x00	Comando fijo
ACK DATA LENGTH	Comando enviado por la cámara, indicar el tamaño de la imagen.	0x76 0x00 0x34 0x00 0x04 0x00 0x00 0xP1 0xP2	P1 - MSB byte P2 – LSB byte
READ PICTURE	Solicitar los datos de la imagen capturada.	0x56 0x00 0x32 0x0C 0x00 0x0A 0x00 0x00 0xP1 0xP2 0x00 0x00 0xP3 0xP4 0x00 0xFF	P1–Dirección MSB P2–Dirección LSB P3–Tamaño de los datos MSB P4–Tamaño de los datos LSB
ACK READ PICTURE	La cámara envía en bytes la imagen capturada.	0x76 0x00 0x32 0x00 0x00 0xFF 0xD8 0xFF 0xD9 0x76 0x00 0x32 0x00 0x00	Los datos de una imagen JPEG deben comenzar con FF D8 y terminan con FF D9

Al igual que la otra cámara, algunos de los comandos son fijos y otros tienen parámetros variables para configurar las diferentes propiedades que se tienen.

A continuación, en la figura 3.40, se muestra el flujo de operación con los comandos enviados entre el host y el módulo PTC08 para capturar una imagen:

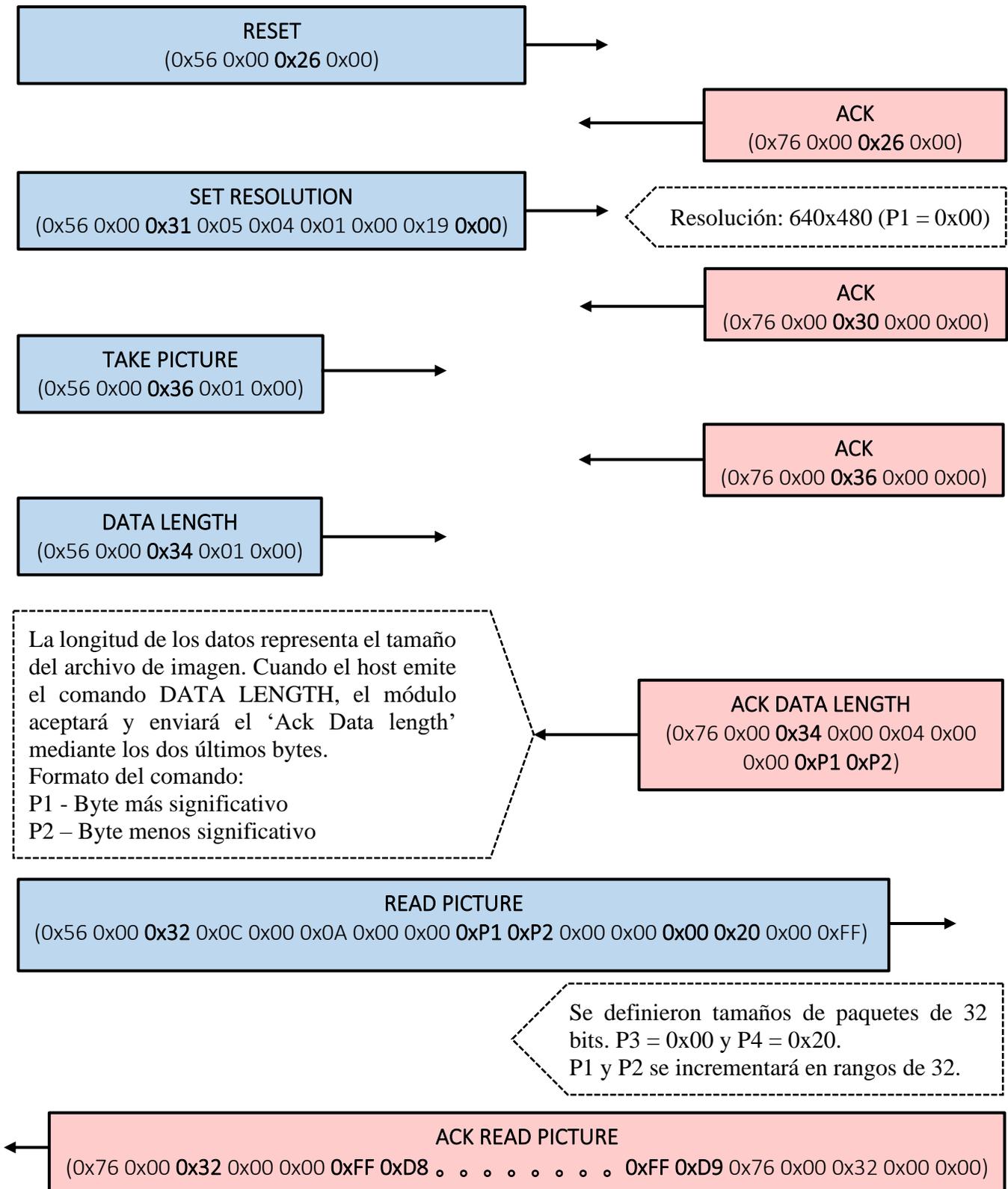


Figura 3.40. Flujo de comandos para realizar la captura de una fotografía

De igual manera, para el desarrollo y prueba del hardware se realizó la conexión de la cámara con la placa de desarrollo LaunchPad Tiva C utilizando dos de sus puertos seriales, uno para la comunicación con la cámara (diferente a los ya ocupados por el receptor de GPS y la cámara C1098) y el otro como interfaz para realizar el debug mostrando en una consola los procesos que iba realizando con la finalidad de identificar fallas, así como de analizar la respuesta a los comandos enviados. A continuación, en las figuras 3.41, 3.42, 3.43, 3.44 y 3.45, se muestra el proceso de captura con base al flujo que se acaba de describir.

```
Enviando RESET: 0x56 0x00 0x26 0x00
Se espera: 0x76 0x00 0x26 0x00

Se obtuvo:
Se obtuvo: 0x76 0x0 0x26 0x0 0x0
Comando correcto
```

Figura 3.41. Envío de comando RESET

```
Enviando SET RESOLUTION: 0x56 0x00 0x31 0x05 0x04 0x01 0x00 0x19 0x00
Se espera: 0x76 0x00 0x30 0x00 0x00

Se obtuvo: 0x76 0x0 0x30 0x0 0x1 0x0
Comando correcto
```

Figura 3.42. Envío de comando SET RESOLUTION

```
Enviando TAKE PICTURE: 0x56 0x00 0x36 0x01 0x00
Se espera: 0x76 0x00 0x36 0x00 0x00

Se obtuvo:
Se obtuvo: 0x76 0x0 0x36 0x0 0x0
Comando correcto
```

Figura 3.43. Envío de comando TAKE PICTURE

```
Enviando DATA LENGTH: 0x56 0x00 0x34 0x01 0x00
Se espera: 0x76 0x00 0x34 0x00 0x04 0x00 0x00 0xP1 0xP2
Se obtuvo:
Se obtuvo: 0x76 0x0 0x34 0x0 0x4 0x0 0x0 0xBB 0x80
Comando correcto

Guardando...48000 bytes image.
```

Figura 3.44. Envío de comando DATA LENGTH

Los dos últimos bytes del comando data length indican el tamaño de la imagen, para el ejemplo se obtuvo:

$$0xBB80 = 48,000 \text{ bytes} \approx 46.87 \text{ KB}$$

```
Enviando READ PICTURE: 0x56 0x00 0x32 0x0C 0x00 0x0A 0x00 0x00 0xP1 0xP2 0x00 0x00 0x00 0x20 0x00 0xFF
.....Descarga completa.
```

Figura 3.45. Envío de comando READ PICTURE

La fotografía que se capturo en el proceso anterior se puede observar en la figura 3.46 mientras que el debug de todo el proceso monitoreado desde una consola se encuentra en la figura 3.47.

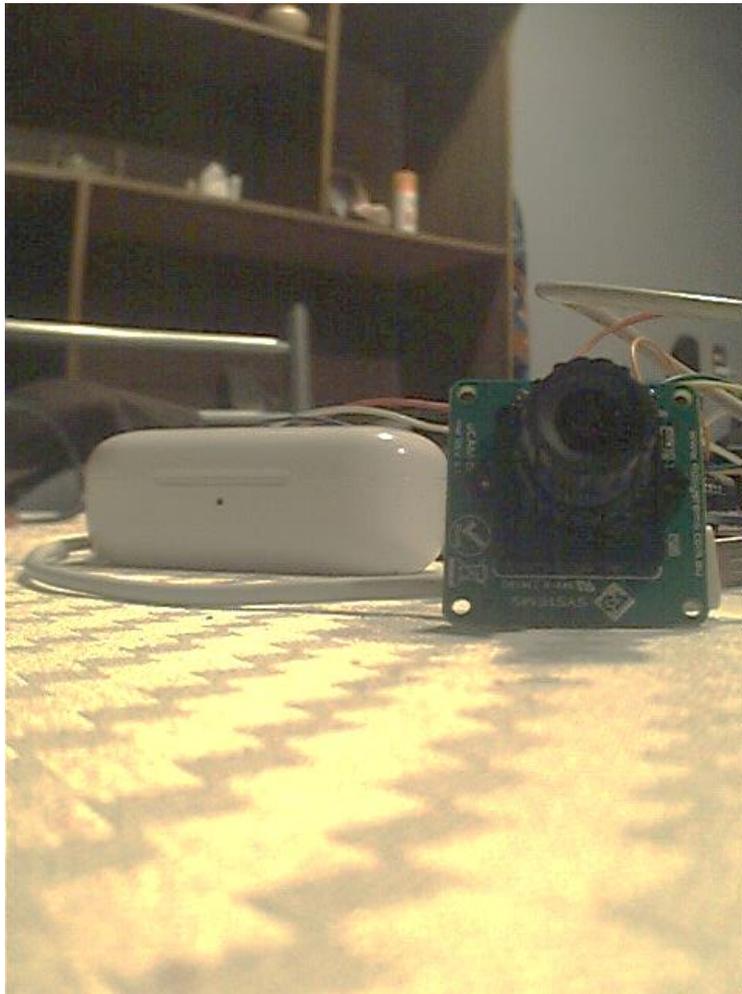


Figura 3.46. Fotografía captura con la cámara PTC08 y recuperada de la memoria SD

```

PTC08 Camera snapshot test

Enviando RESET: 0x56 0x00 0x26 0x00
Se espera: 0x76 0x00 0x26 0x00

Se obtuvo:
Se obtuvo: 0x76 0x0 0x26 0x0 0x0
Comando correcto

Enviando SET RESOLUTION: 0x56 0x00 0x31 0x05 0x04 0x01 0x00 0x19 0x00
Se espera: 0x76 0x00 0x30 0x00 0x00

Se obtuvo: 0x76 0x0 0x30 0x0 0x1 0x0
Comando correcto

Enviando TAKE PICTURE: 0x56 0x00 0x36 0x01 0x00
Se espera: 0x76 0x00 0x36 0x00 0x00

Se obtuvo:
Se obtuvo: 0x76 0x0 0x36 0x0 0x0
Comando correcto

Enviando DATA LENGTH: 0x56 0x00 0x34 0x01 0x00
Se espera: 0x76 0x00 0x34 0x00 0x04 0x00 0x00 0xP1 0xP2
Se obtuvo:
Se obtuvo: 0x76 0x0 0x34 0x0 0x4 0x0 0x0 0xBB 0x80
Comando correcto

Guardando...48000 bytes image.

Enviando READ PICTURE: 0x56 0x00 0x32 0x0C 0x00 0x0A 0x00 0x00 0xP1 0xP2 0x00
0x00 0x00 0x20 0x00 0xFF
.....Descarga completa.

```

Figura 3.47. Debug en consola del proceso de captura de fotografía con la cámara PTC08

A continuación, en la figura 3.48 se presenta mediante un diagrama de flujo el software y las validaciones que se realizan para la captura de una fotografía con la cámara PTC08.

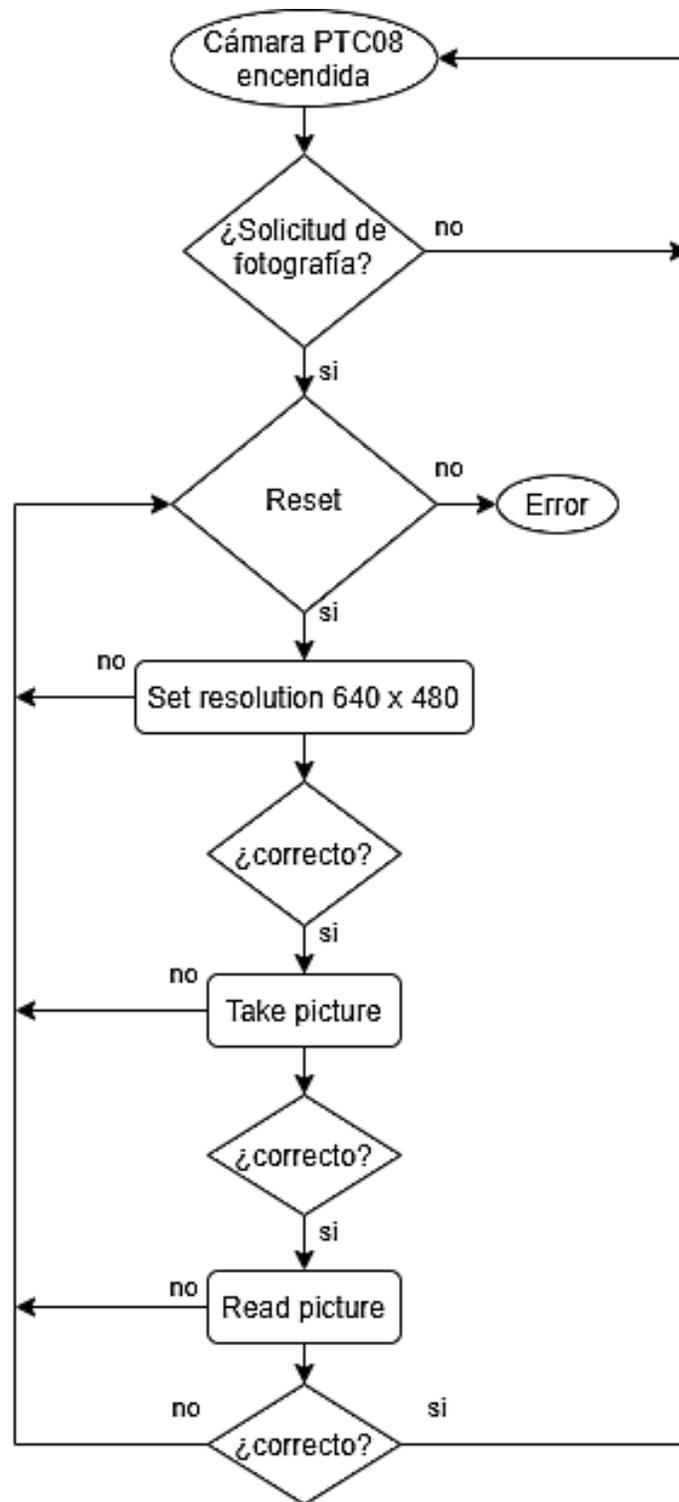


Figura 3.48. Diagrama de flujo de operación para la cámara PTC08

Modulo para lectura y escritura de la memoria SD

La mayoría de microcontroladores tienen una unidad de almacenamiento integrada extremadamente limitada, en este caso el microcontrolador ARM de la tarjeta TIVA C cuenta con una memoria EEPROM

de 2KB [84], considerando que el tamaño promedio de la fotografías de ambas cámaras es de 50KB se entiende la necesidad de contar con una unidad de almacenamiento externa aun cuando se tenga disponible la memoria flash (256KB) ya que escribir en ella resulta un tanto complejo además de que se debe tener cuidado en no sobrescribir el firmware del microcontrolador lo cual es un gran riesgo considerando que si llegase a pasar cuando el satélite este en operación no habrá forma de reprogramarlo por lo que la carga útil quedaría inutilizable.

Para la selección del dispositivo y tipo de tecnología que se usará para el almacenamiento, es importante recordar las condiciones ambientales en las que operará el satélite, ya que la mayoría de los dispositivos de almacenamiento son muy susceptibles a la corrupción de datos ante la radiación de campos magnéticos y eléctricos, además, se debe tomar en cuenta la función que desempeñará dentro del subsistema. En este caso se utilizará solamente como almacenamiento masivo para las fotografías que sean capturadas por lo que debe ser del tipo no volátil toda vez que el subsistema se apagará y encenderá constantemente. Al no requerirse una gran cantidad de procesamiento de datos no se consideraron memorias de alta densidad o de lectura/escritura en paralelo como pueden ser la memoria de acceso aleatorio o RAM (Random Access Memory por sus siglas en inglés).

Una opción viable son las memorias ferroeléctricas de acceso aleatorio o FRAM (Ferroelectric Random Access Memory por sus siglas en inglés) las cuales son memorias de tipo no volátil por lo que no dependen de estar energizadas para conservar la información que contienen, presentan un bajo consumo de energía y una alta velocidad de escritura y lectura, además de que al estar hechas de materiales ferroeléctricos no son susceptibles a errores suaves (cuando algunos de sus bits pueden cambiar de polaridad o a un estado opuesto) ocasionados por campos magnéticos y eléctricos originados por partículas alfa, rayos cósmicos, iones pesados, rayos gamma, rayos X, etc. aunque se debe tener en cuenta que la capacidad de almacenamiento de FRAM es baja en comparación con otro tipo de memorias. [101]

Debido a esto, es aconsejable utilizar dispositivos de memoria flash con controladores de alto nivel que faciliten la integración con cualquier sistema como lo son las tarjetas digitales seguras (SD card). La principal ventaja de estos dispositivos de almacenamiento es que permiten utilizar sistemas de archivos de terceros que son muy eficientes y confiables y que permiten sortear la actividad de desarrollarlo desde cero. [102]

Existen diferentes tipos de tarjetas SD cuyas características varían en función de la aplicación para la cual se utilizará. A continuación, en la tabla 3.8, se presenta un resumen de las características que tiene cada tarjeta mientras que en la figura 3.49 se muestra una comparativa de la velocidad de lectura escritura que soportan [103]:

Tabla 3.8. Tipos de memoria SD [103]

Tipo		SD	SDHC	SDXC	SDUC
Capacidad		Hasta 2 GB	Más de 2 GB hasta 32 GB	Más de 32 GB hasta 2 TB	Más de 2 TB hasta 128 TB
Sistema de archivos		FAT 12, 16	FAT 32	exFAT	exFAT
SD logo					
Tamaño	SD	32 x 24 x 2.1 mm, Aprox. 2g			
	Mini SD	21.5 x 20 x 1.4 mm, Aprox. 1g			
	Micro SD	11 x 15 x 1.0 mm, Aprox. 0.5g			
Velocidad	Modo de velocidad normal (NS)	C2, C4, C6			
	Modo de alta velocidad (HS)	C2, C4, C6, C10, V6, V10			
	Modo de ultra alta velocidad I UHS-I	---	C2, C4, C6, C10, U1, U3, V6, V10, V30		
	Modo de ultra alta velocidad II UHS-II	---	C4, C6, C10, U1, U3, V6, V10, V30, V60, V90		
	Modo de ultra alta velocidad I UHS-III	---	C4, C6, C10, U1, U3, V6, V10, V30, V60, V90		

Velocidades:

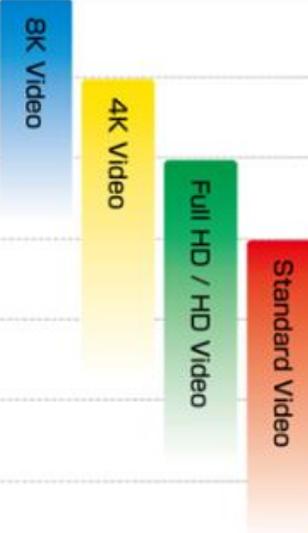
Minimum Sequential Write Speed	Speed Class			Corresponding Video Format
	Speed Class C	UHS Speed Class U	Video Speed Class (NEW) V	
Card Image				The necessary speed varies by each recording / playback device condition, even in the same format.
90MB/sec			V90	
60MB/sec			V60	
30MB/sec		U3	V30	
10MB/sec	10	U1	V10	
6MB/sec	6		V6	
4MB/sec	4			
2MB/sec	2			

Figura 3.49. Velocidad de memorias SD por clase [103]

Existen dos formas de interactuar con la tarjeta SD: el modo SD y modo SPI.

El modo SD es el más rápido ya que utiliza una conexión en paralelo de 4 bits con una frecuencia de 50 MHz, sin embargo, el protocolo y comandos de transferencia se encuentran patentados y bajo el control de marcas registradas por lo que no se permiten controladores de código abierto, razón por la cual no existen ejemplos de código o librerías de libre acceso para utilizar este modo. [104]

Por otra parte, el modo SPI es soportado por la mayoría de las tarjetas y no requiere ningún tipo de licencia y aunque es de una velocidad menor debido a que utiliza una conexión serial [105] prácticamente lo soporta cualquier microcontrolador por lo que es el más utilizado tanto para aplicaciones terrestre como espaciales.

Las tarjetas SD son almacenamiento en bruto lo cual indica que solo son sectores dentro de un chip. Esto representa una gran ventaja ya que significa que se puede formatear la tarjeta SD para que sea compatible con el sistema de archivos de cualquier sistema operativo, no obstante, el 99% de las computadoras, cámaras, reproductores de MP3, dataloggers, etc. utilizan el sistema de archivos FAT16 o FAT32. [106]

En cuanto a las especificaciones eléctricas, funcionan con un voltaje de alimentación de 3.3V, el consumo de energía al escribir en la tarjeta es de 100mA o en ocasiones superior, esto significa que debe tener una fuente de alimentación de 3.3V que pueda mantener el voltaje en la línea de manera constante. La conexión con los pines de comunicación utiliza una lógica de 3.3V que es bastante sensible en cuanto a los bits de datos que recibe por lo que se requieren transiciones muy cuadradas, en consecuencia, los divisores de voltaje con resistencias y los cables de un divisor de voltaje básico podrían tener un efecto perjudicial en la velocidad de transición y en la calidad de los datos transferidos. [107]

Debido a esto se optó por utilizar el módulo de la figura 3.50 que sirve de interfaz para realizar la conexión de la tarjeta SD con el microcontrolador lo cual elude las situaciones mencionadas aunado a que solo pesa 10g, tiene un tamaño de 24mm x 42mm x 12mm y puede operar en un rango de temperatura de operación entre -40°C a 85°C.

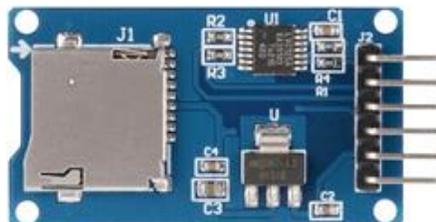


Figura 3.50. Módulo de interfaz de la tarjeta microSD [108]

La ventaja consiste en que el módulo tiene integrado un regulador de voltaje de bajo consumo que convierte los voltajes del rango de 3.3V - 6V a ~ 3.3V. También cuenta con el chip 74LVC125A (level shifter) que funciona como un buffer nivelador de señal que convierte la lógica de interfaz del rango de 3.3V - 5V a 3.3V. La distribución de estos componentes se observa en la figura 3.51.

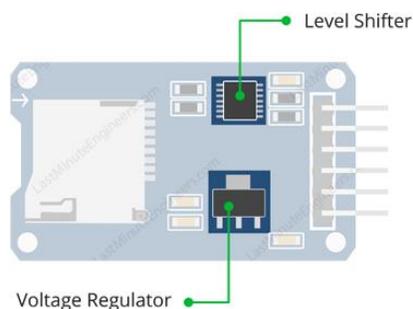


Figura 3.51. Regular y level shifter integrado al módulo de interfaz [109]

Por lo tanto, el módulo permite conectar directamente al microcontrolador sin la necesidad de agregar circuitería externa como se muestra en la figura 3.52.

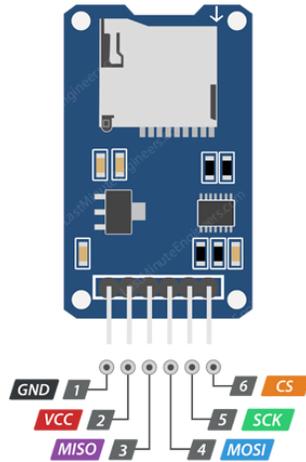


Figura 3.52. Distribución de los pines en el módulo para su conexión con un microcontrolador [109]

Donde:

VCC Pin de suministro de energía, debe conectarse a la fuente de alimentación de 5v.

GND Pin para conectar a la tierra del circuito.

MISO (Master In Slave Out) salida SPI del módulo de tarjeta Micro SD.

MOSI (Master Out Slave In) entrada SPI al Módulo de Tarjeta Micro SD.

SCK (Serial Clock) pin que acepta pulsos de reloj que sincronizan la transmisión de datos generada por el microcontrolador.

SS (Slave Select) pin utilizado por el microcontrolador (Master) para habilitar y deshabilitar dispositivos específicos en el bus SPI.

Este componente fue utilizado en el diseño del prototipo de la carga útil del nanosatélite ICUBE-2 (ver figura 3.53) con la finalidad de asegurar los niveles constantes en las señales y de facilitar las conexiones por lo que también se tiene antecedentes de su uso en proyectos espaciales.

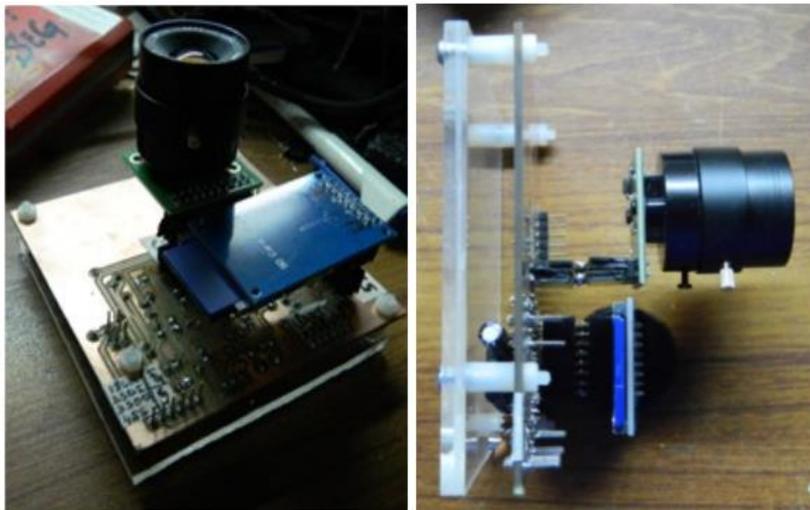


Figura 3.53. Modelo del prototipo de carga útil para imágenes del nanosatélite ICUBE-2 [72]

Para la escritura en la memoria desde el microcontrolador, se requiere que la memoria este formateada para el sistema de archivos FAT 32 lo cual limita a que se utilice un dispositivo de más de 2 GB de espacio.

Para las pruebas se utilizó una tarjeta micro SDHC clase 4 de 8 GB la cual se formateo utilizando en el software oficial de uso libre de la asociación (ver figura 3.54 y 3.55).

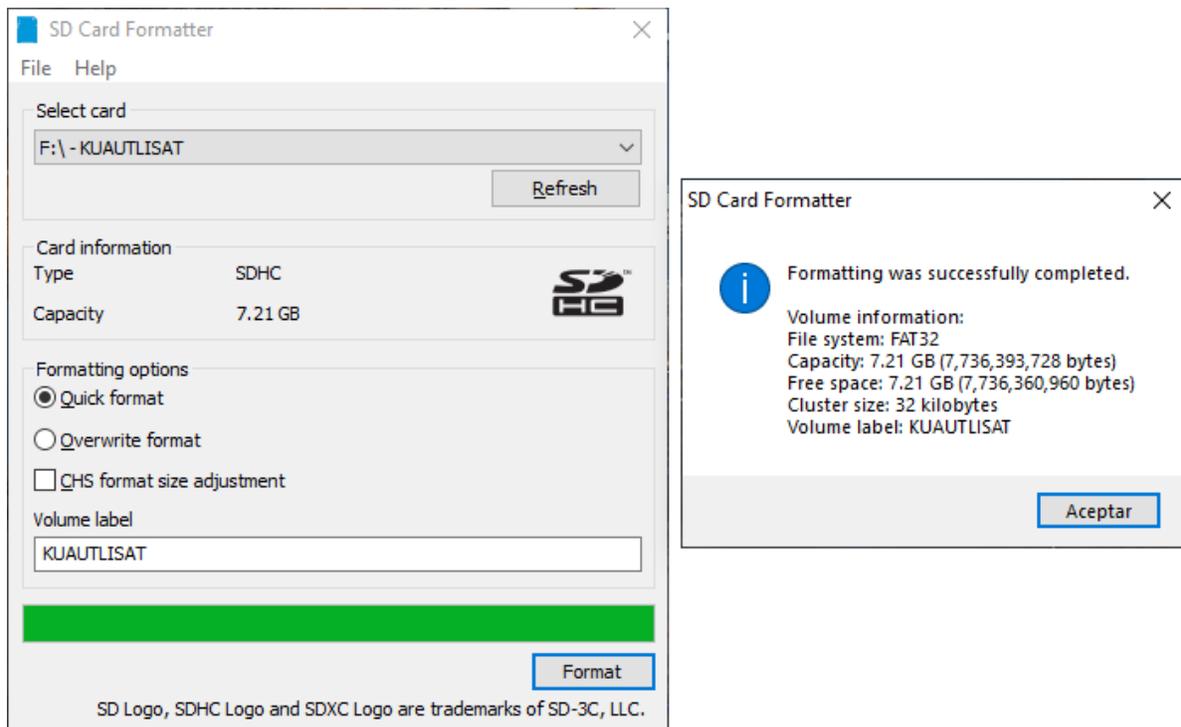


Figura 3.54. Software SD Card Formatter (Crédito imagen: SD CARD ASSOCIATION (SDA) ®)

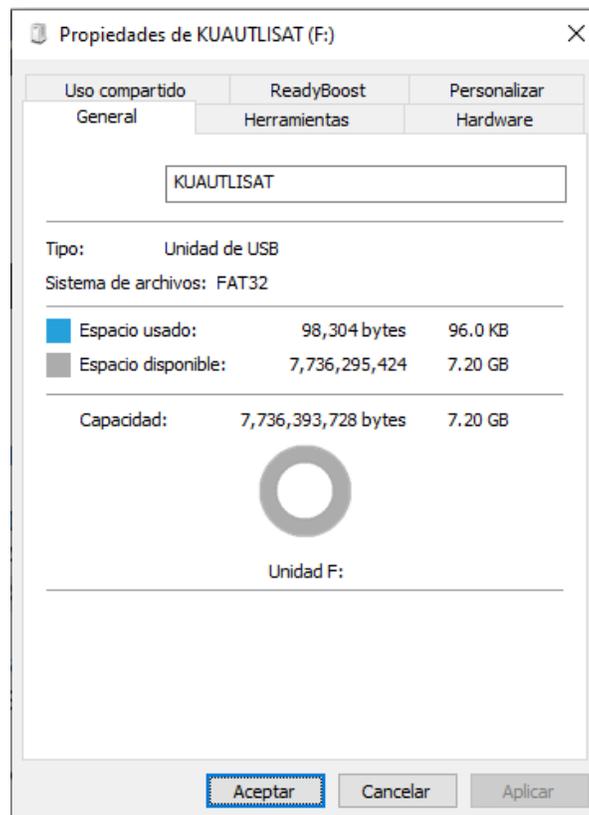


Figura 3.55. Propiedades de la unidad con formato FAT 32

Otra consideración que se debe tener es que la biblioteca de código abierto que se utilizó para manejar la tarjeta microSD no admite nombres de archivo largos (FLN por sus siglas en inglés). En cambio, usa el

formato 8.3, es decir, 8 bytes para el nombre y tres para la extensión además de que no es sensible a mayúsculas o minúsculas.

La modificación e implementación de los nombres de archivos largos implica un aumento en el consumo de la memoria RAM lo cual a su vez afecta el tiempo de respuesta en la lectura y escritura de los archivos y debido a que el nombre del archivo no es un punto importante dentro del desarrollo del subsistema se optó por utilizar el formato 8.3 establecido.

A continuación, en la tabla 3.9 se presenta la nomenclatura con la que se almacenaran las fotografías dentro de la memoria.

Tabla 3.9. Nomenclatura de los nombres de las fotografías capturadas

Cámara	Nomenclatura
PTC08	CPTC_xx.jpg
C1098	1098_xxjpg

Lo cual da la posibilidad de guardar como máximo 99 fotografías por cámara que es suficiente para el espacio y fotografías que se tienen consideradas para la misión.

Cabe mencionar también que los archivos tendrán la extensión JPG y la estructura del archivo será como se muestra a continuación en la figura 3.56:

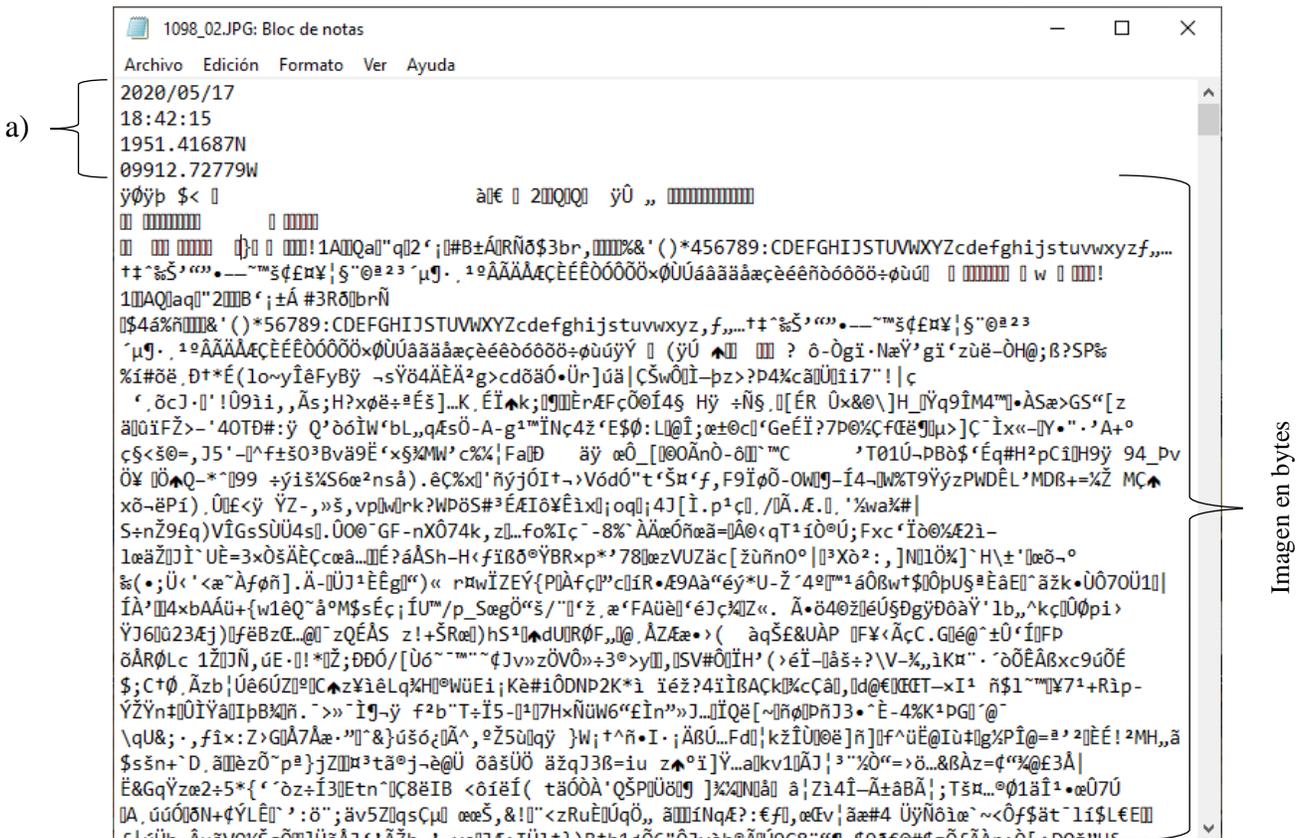


Figura 3.56. Estructura de las imágenes almacenadas en la memoria SD

- a) En la tabla 3.10 se muestran los datos del GPS y el respectivo formato con el que se guardan dentro de la fotografía.

Tabla 3.10. Almacenamiento de los componentes mapeados del receptor GPS

Dato	Formato
Fecha de captura	AAAA/MM/DD
Hora de captura	HH:MM:SS
Coordenada latitud	Latitud + orientación
Coordenada longitud	Longitud + orientación

Para las posibles afectaciones por radiación o campos electromagnéticos, en las siguientes fases de desarrollo se tiene considerado proponer la adquisición de componente de la empresa DELKIN DEVICES® que es proveedor de dispositivos de almacenamiento a empresas que fabrican y han enviado dispositivos y sistemas al espacio utilizando sus tarjetas SD de grado industrial [110] cuyo precio aproximado al momento de realizar el presente trabajo para una tarjeta UHS-1, Class 10 de 2 GB es de 48.48 dólares [111] con un rango de operación de temperatura de -40 °C a 85°C.

Es importante mencionar que existe un estudio realizado por el MIT que tenía el objetivo de medir la tolerancia de dosis total de ionización (TID por sus siglas en inglés) de componentes que son utilizados comúnmente en pequeños satélites. Entre los componentes analizados se encuentran las tarjetas SD y en el estudio se probaron tres productos diferentes:

- una tarjeta SD de grado industrial de DELKIN DEVICES®
- una tarjeta SD de grado industrial de Sandisk®
- una tarjeta SD de grado industrial de Transcend®

La prueba consistió en someter a diferentes niveles de radiación las memorias durante dos estados, en lectura/escritura y cuando estaban apagadas o no conectadas a una fuente de energía. El producto DELKIN DEVICES® funcionó satisfactoriamente en ambos estados mientras que los productos de SanDisk® y Transcend® sufrieron numerosas fallas en ambos estados para los niveles de radiación altos. [112]

Otra opción pueden ser las tarjetas SD de la empresa SMART® Modular Technologies de la cual se tiene registro que una de sus tarjetas de grado espacial fue considerada para el desarrollo del prototipo del nanosatélite ICUBE-2 cuyo desarrollo actualmente se encuentra cancelado por cuestiones de logística. [113] El costo aproximado para de una tarjeta de grado industrial de este proveedor es de 39.99 dólares [114] con un rango también de operación de temperatura de -40 °C a 85°C.

3.1.3 Diseño base

Una vez que se seleccionaron y probaron de manera individual los componentes para el sistema, se procedió a establecer las conexiones finales entre los pines del microcontrolador y cada uno de los componentes como se definió en el diseño teórico.

Esto se realizó con el objetivo de generar un diseño base que permita continuar con el desarrollo y fabricación de la tarjeta PCB. En la tabla 3.11 se lista el número de pin que utilizará y se indica a que

componente estará conectado. Así mismo, en la figura 3.57 se presenta un diagrama de la distribución de los pines de la tarjeta de desarrollo Tiva C.

Tabla 3.11. Pines de conexión de los componentes con el microcontrolador

Dispositivo	Pin dispositivo	Pin Tarjeta TIVA C
		Puerto serial 1
Cámara C1098	Tx	3 (Rx PB0)
	Rx	4 (Tx PB1)
		Puerto serial 2
Cámara PTC48	Tx	33 (Rx PD6)
	Rx	32 (Tx PD7)
		Puerto serial 3
Receptor GPS	Tx	35 (Rx PC6)
	Rx	34 (Tx PC7)
		Puerto serial 5
Subsistema de comunicaciones	Tx	5 (Rx PE4)
	Rx	6 (Tx PE5)
		Puerto I2C
OBC	SCL	19 (SCL PB2)
	SDA	38 (SDA PB3)
		Puerto SPI 2
Memoria SD	CS	2 (CS PB5)
	SCK	7 (SCK PB4)
	MOSI	15 (MOSI PB7)
	MISO	14 (MISO PB6)

Como se observa, se tiene una comunicación directa con el subsistema de comunicaciones mediante un puerto serial, esta conexión se definió con el equipo del proyecto para realizar el envío de los datos de posición y la fotografía directamente al subsistema para que este la procese y la transmita de manera inmediata.

El proceso de captura y lectura del GPS es el mismo que se comentó anteriormente con la diferencia de que en lugar de guardar la información dentro de la memoria SD, se enviará al puerto serial conectado al subsistema de comunicaciones. Este subsistema junto con la carga útil se preparará para realizar este proceso a partir de los comandos I2C de la computadora de vuelo.

En conjunto con los encargados del desarrollo del subsistema de Comunicaciones, se definió un esquema de envío de caracteres de validación para confirmar la comunicación entre el subsistema antes y después de la transmisión de la fotografía. El flujo que es detonado por los comandos de la computadora central se muestra a continuación en la figura 3.58.

Cabe mencionar que el subsistema de potencia (EPS) proporcionará una línea de voltaje de 5v para toda la carga útil, no obstante, las especificaciones técnicas de la cámara C1098 indican niveles de voltaje de 3.3v para alimentación y para ciertos pines. Para esto se agregó un regulador de voltaje para generar dos líneas de alimentación dentro del subsistema, una de 5v y otra de 3.3v.

El integrado a utilizar es el regulador de voltaje lineal ajustable LM317 de tres pines el cual a partir de un voltaje de entrada entre 3v a 40v de corriente directa puede generar un voltaje de salida estable en un rango de 1.2v a 37v. El valor del voltaje de salida se obtiene variando el valor de dos resistencias externas conectadas al pin Adjust como se observa a continuación en la figura 3.59.

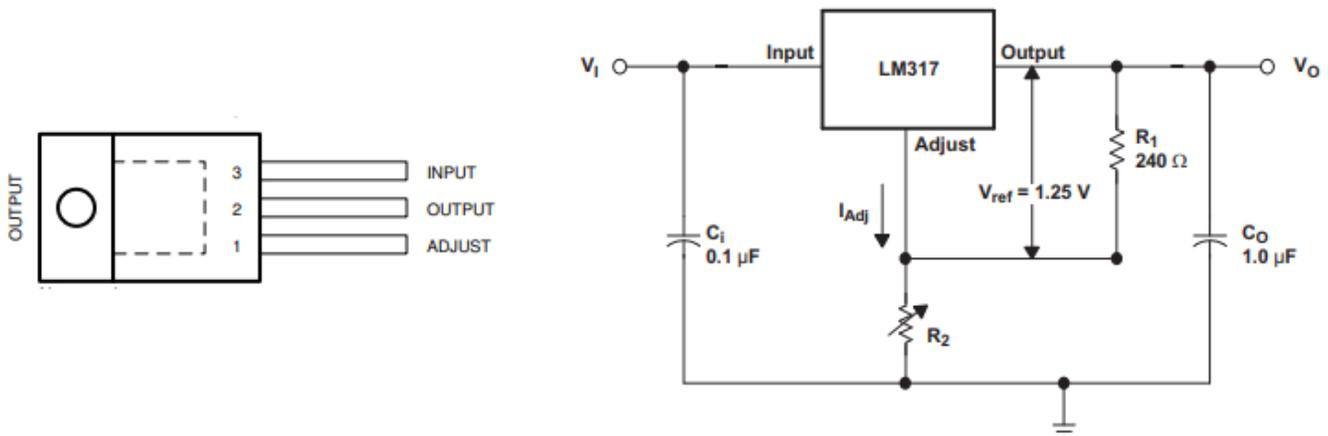


Figura 3.59. Configuración de pines del regulado LM317 (izquierda) y circuito básico de regulación de voltaje (derecha) [Crédito de la imagen Texas Instruments]

El voltaje de salida se calcula con la siguiente formula:

$$V_0 = V_{ref} \left(1 + \frac{R_2}{R_1} \right) + (I_{Adj} * R_2) \quad eq (3)$$

Considerando que el integrado siempre mantiene el voltaje de \$V_{ref}\$ en 1.25v y que \$I_{Adj}\$ tiene un valor aproximado de 50 \$\mu\$A por lo cual puede despreciarse, el valor de la resistencia \$R_2\$ para obtener un voltaje de salida de 3.3v se puede calcular de la siguiente forma:

$$R_2 = \frac{(V_0 - V_{ref})R_1}{V_{ref}} \quad eq (4)$$

Con el objetivo de utilizar valores comerciales de resistencias, para \$R_1\$ se utilizó una resistencia de 330\$\Omega\$. Sustituyendo valores en la ecuación 4 se tiene:

$$R_2 = \frac{(3.3v - 1.25v)(330\Omega)}{1.25v} = 541.2\Omega \quad eq (5)$$

Para conseguir este valor de resistencia equivalente componentes comerciales, se colocaron dos resistores en serie de 470\$\Omega\$ y 82\$\Omega\$.

Posteriormente, siguiendo las recomendaciones del fabricante de la tarjeta de desarrollo [116] y priorizando el consumo de energía sobre la velocidad de transmisión de los datos en el bus I2C, se colocaron 2 resistencias pullup con un valor de $10k\Omega$ en los pines SDA y SCL hacia una fuente de 5v.

A partir de la selección y asignación de pines se generó un diagrama general de las conexiones entre los componentes y los pines del microcontrolador, este diagrama se observa en la figura 3.60. Por otra parte, en la figura 3.61 se presenta el flatsat del subsistema (circuito armado en protoboard), mismo que se utilizó para verificar el funcionamiento de cada uno de los componentes de manera individual y en conjunto.

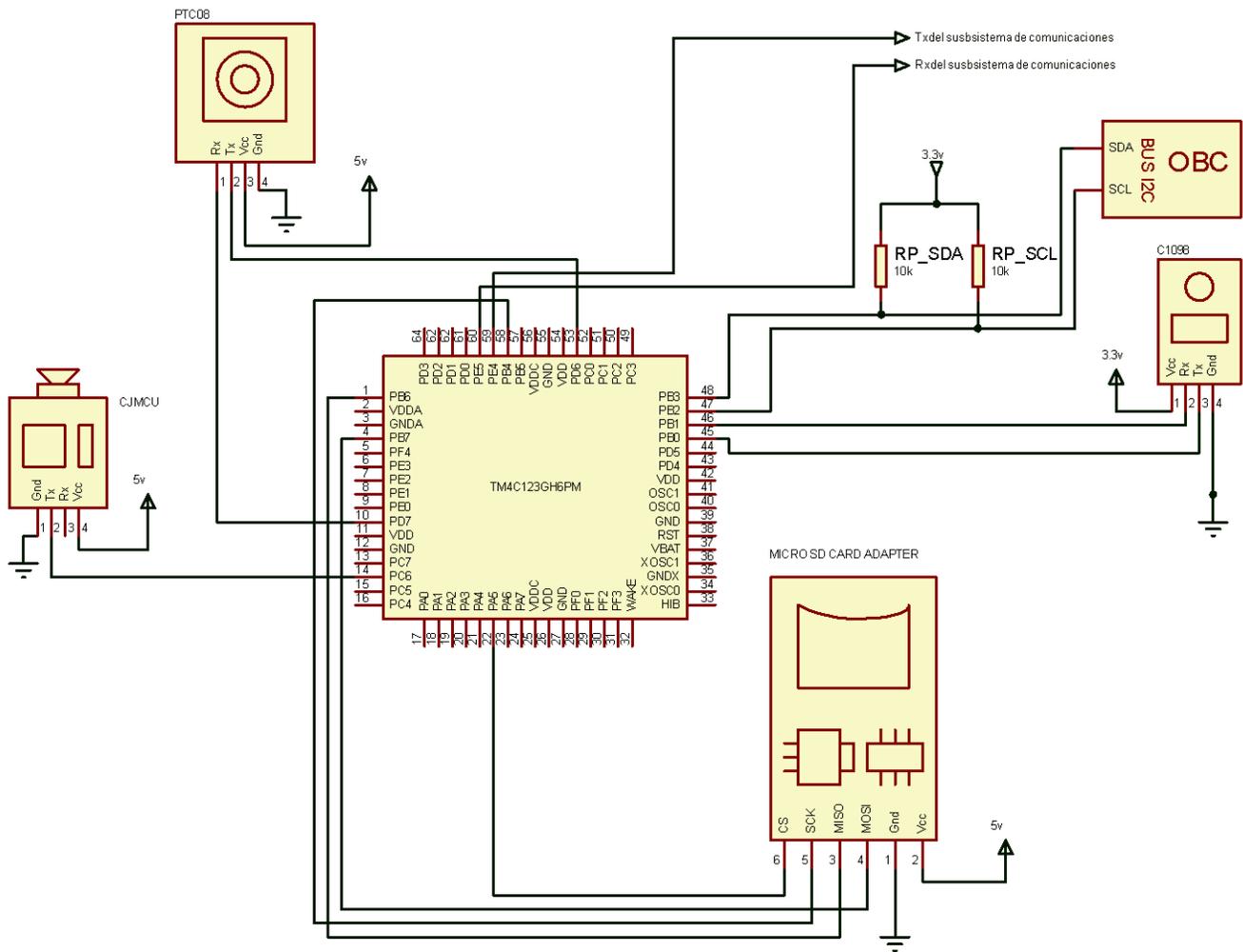


Figura 3.60. Diagrama de conexión de los componentes con el microcontrolador. Las fuentes etiquetadas como 5v y 3.3v representan a la línea de voltaje del EPS y a la línea que se generará con el circuito integrado LM317

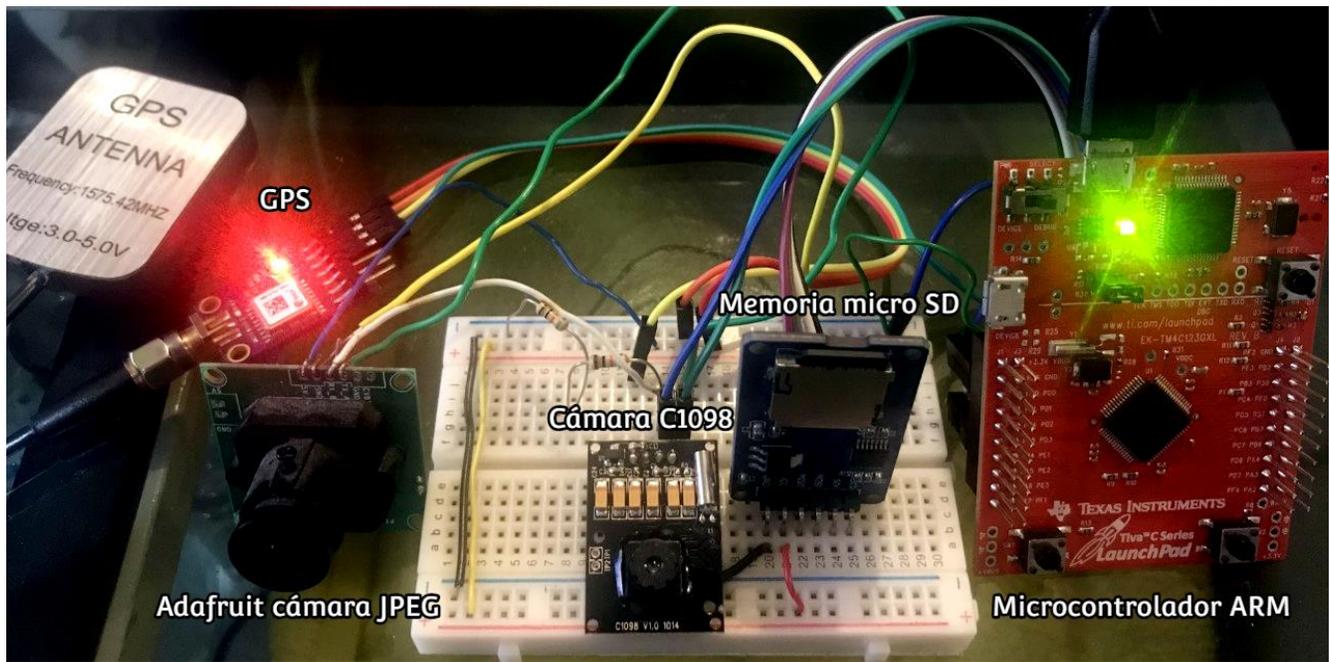


Figura 3.61. Flatsat de la propuesta del subsistema para la carga útil

Capítulo 4. Implementación del subsistema y pruebas de verificación

A partir del diseño base, se procedió a realizar la implementación del sistema en un PCB con la finalidad de generar una tarjeta que cumpla con la especificación TubeSat y que permita realizar pruebas de integración con los otros subsistemas para posteriormente ensamblar el modelo de ingeniería del nanosatélite.

4.1 Diseño y manufactura de la tarjeta PCB

Siguiendo las condiciones y métodos de desarrollo que se utiliza en los demás subsistemas, el diseño del PCB se realizó con el software Altium Designer® utilizando una versión de prueba. Para esto se tomó el diseño generado por el equipo de trabajo en el software de SolidWorks® (ver figura 4.1) de la placa para la especificación TubeSat y se importó a Altium Designer® para utilizarlo como la base en la cual se posicionaron y trazaron las conexiones de los componentes.

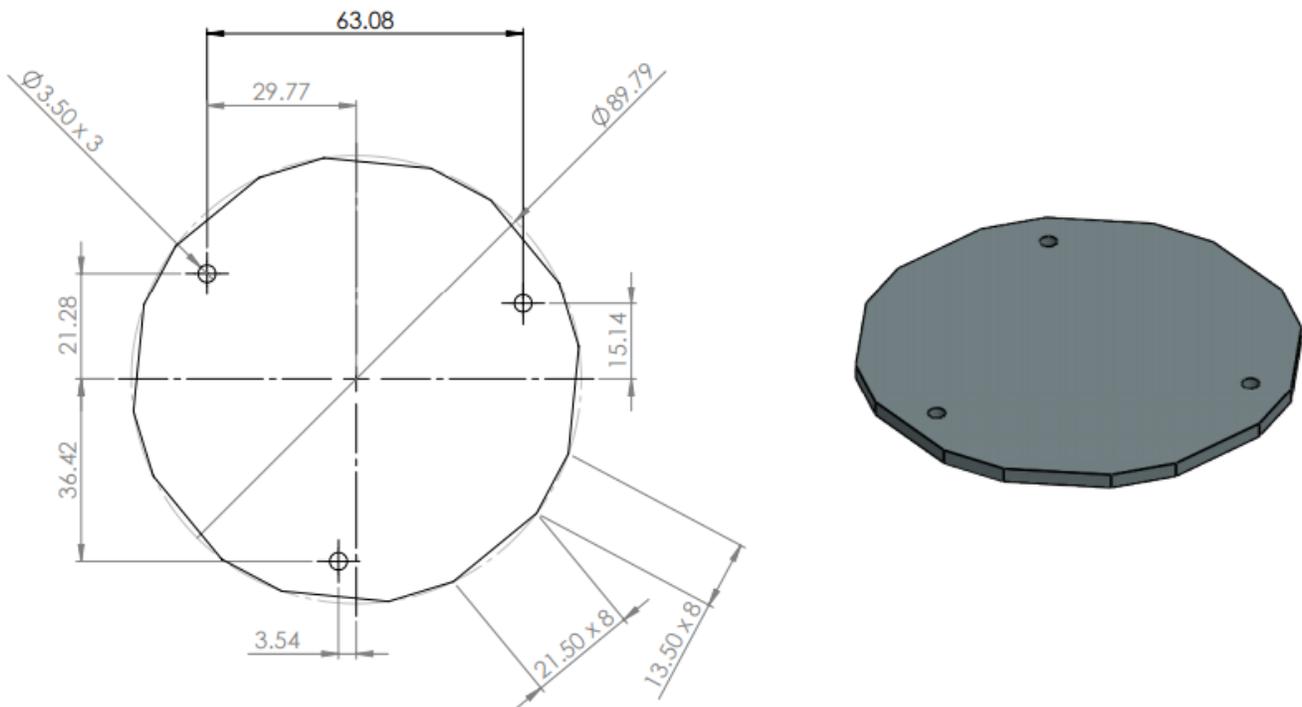


Figura 4.1. Diseño 2D y 3D de la placa de la especificación TubeSat [Créditos de la imagen: UAT-FI-UNAM]

Si bien el nanosatélite KuauhtliSAT inicialmente se basó en la ingeniería base de Inter Orbital, el uso de cámaras para el nuevo nanosatélite fue un punto nuevo a considerar dentro del desarrollo de la estructura. En el apartado 2.2 se presentaron los prototipos iniciales del nanosatélite en el que se mencionó que las cámaras estarán distribuidas de manera perpendicular en un plano de dos dimensiones posicionando una cámara en una de las caras laterales mientras que la otra cámara se colocará en la tapa superior.

A partir de ese prototipo, el equipo encargado del desarrollo de la estructura está realizando un estudio personalizado para integrar las cámaras seleccionadas en el presente trabajo las cuales son los modelos PTC08 y C1098, esta última será la que se posicionará en la cara lateral. Debido a sus dimensiones y ergonomía se están realizando diseños buscando que el dispositivo quede fijo de tal manera que se soporten las pruebas que se realizan en las siguientes fases como lo son las pruebas de vibración. En la figura 4.2 se muestra el diseño más reciente para esta integración.

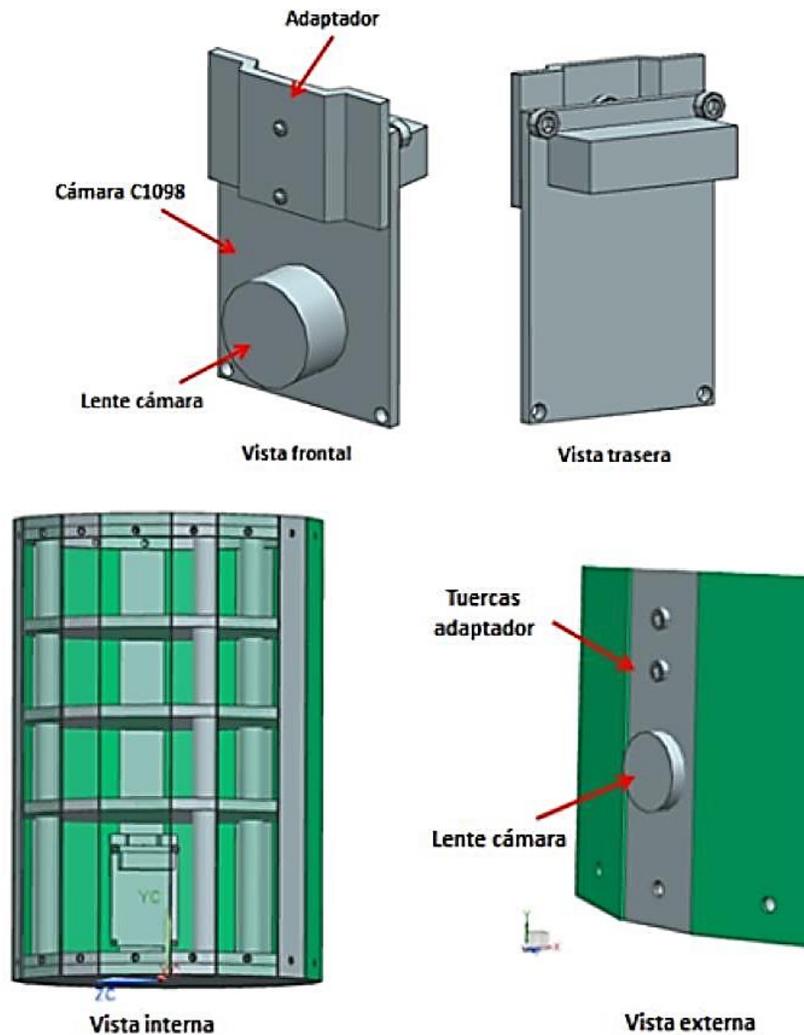


Figura 4.2. Diseño 3D para la integración de la cámara C1098 en la estructura del nanosatélite [Créditos de la imagen UAT]

Debido a que las cámaras se incrustarán dentro de la estructura del nanosatélite, pero forman parte de la carga útil, para cada cámara se considera un conector que debe tener su contraparte en la tarjeta PCB para realizar la conexión.

Para la cámara C1098, debido a que, de fábrica, la salida del módulo es con un conector macho Jst Xh de cuatro pines, en la placa, la conexión se realizará con el conector Jst Xh hembra como se observa en la figura 4.3.

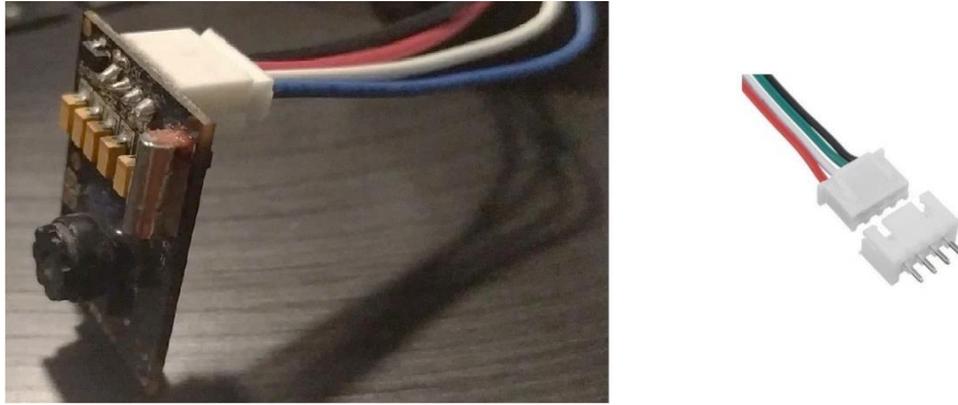


Figura 4.3. Cámara C1098 con cable Jst Xh (izquierda) y conector extremo a la cámara que se implementará en la tarjeta PCB (derecha)

La cámara PTC08 no contiene un conector de fábrica, solo cuenta con el espacio para los pines por lo que se soldaron directamente 4 cables en cuyo extremo tienen un conector hembra Jst Xh como se puede observar en la figura 4.4, de esta manera en la placa se debe tener el conector macho para realizar la conexión.

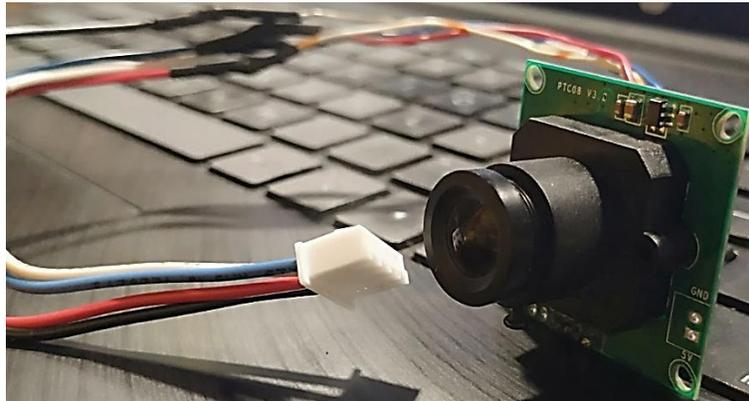


Figura 4.4. Implementación del conector hembra Jst Xh a la cámara PTC08

Buscando integrar toda la tarjeta de desarrollo Tiva™ C Series TM4C123G LaunchPad dentro del PCB, se agregaron dos headers 1x2 de 2,54 mm o 0,1 pulgadas (figura 4.5) idénticos a los que tiene la tarjeta tomando de referencia la información de la guía de usuario (ver tabla 4.1 y figura 4.6) de la tarjeta de desarrollo [117]. Esto se realizó debido a que el subsistema entrará en la fase de pruebas y de integración por lo que se facilitará realizar el debug y despliegue de actualizaciones del software sin requerir agregar hardware dentro de la placa ya que la tarjeta cuenta con su propio puerto JTAG para programarla además del puerto serie conectado al USB con el que se conecta a un ordenador.

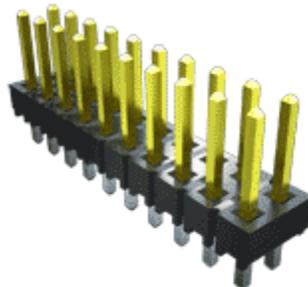


Figura 4.5. Header macho de dos filas de 2,54mm [Créditos de la imagen Samtec Inc]

Tabla 4.1. EK-TM4C123GXL (Tiva C) Lista de materiales [Créditos de la imagen Texas Instruments]

Ref Des	Qty	Description	Manufacturer	Manufacturer Part No
J11	1	USB Connector, Micro B Recept RA SMT BTTM MNT	Hirose	ZX62-B-5PA
J2, J4	2	Header, 1x2, 0.100, SMT, Horizontal Unshrouded, 0.230 Mate	Samtec	TSM-110-01-S-DH-A-P-TR
			4UCON	10995
			Major League Electronics	TSHSM-110-D-02-T-H-AP-TR-P-LF
J9	1	USB Connector, Micro A/B Receptacle SMD	Hirose	ZX62-AB-5PA

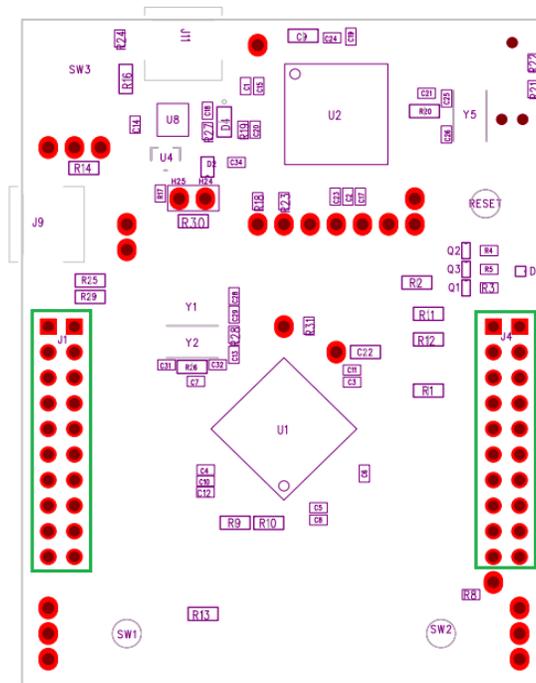


Figura 4.6. Modelo y posicionamiento de los headers de dos filas integrados en la tarjeta Tiva C Launchpad [Créditos de la imagen Texas Instruments]

Teniendo todos los componentes y conectores definidos se procedió a realizar el diagrama esquemático que se observa en la figura 4.7, posteriormente, se realizó la distribución de los componentes y el trazado de las pistas para las conexiones como se presenta en la figura 4.8. Cabe mencionar que, debido al espacio y tamaño de los componentes, el diseño se consideró para una placa de dos caras.

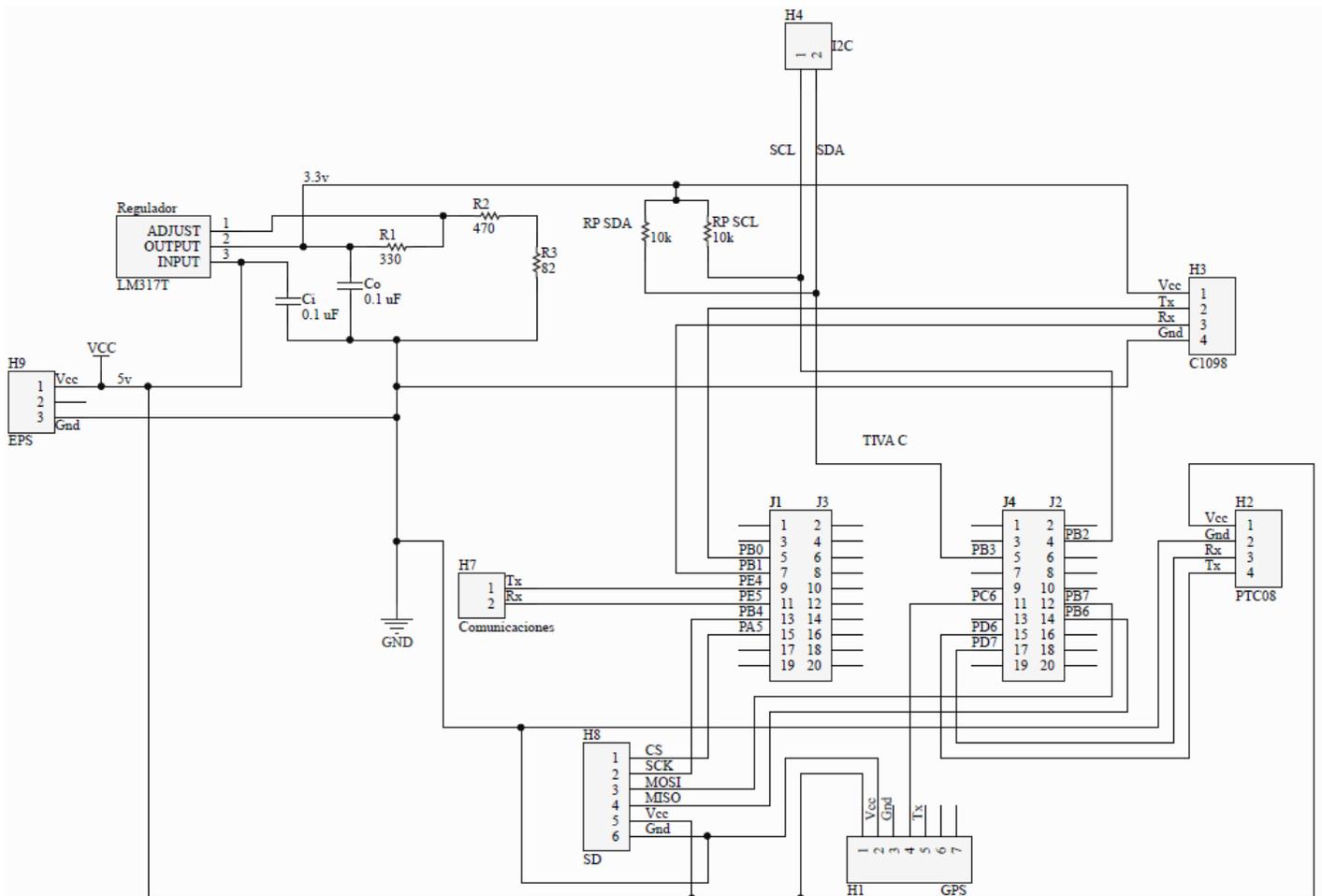


Figura 4.7. Diseño del esquemático del circuito para de la tarjeta electrónica de la carga útil

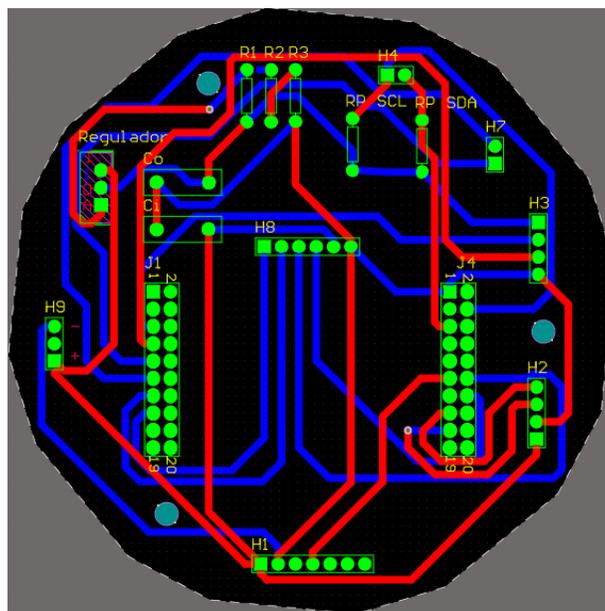


Figura 4.8. Diseño del PCB de la tarjeta electrónica de la carga útil (las líneas rojas representan las pistas de la cara superior y las líneas azules las pistas de la cara inferior)

A continuación, en la figura 4.9, se presenta la vista 3D de la placa que fue exportada desde el mismo software. Esta funcionalidad es de gran ayuda ya que permite jugar con la distribución de los componentes a un nivel más cercano al resultado final con lo cual se pueden corregir posibles desaciertos que suelen identificarse hasta el momento de soldar los componentes o cuando las rutas ya han sido impresas lo cual representa un ahorro de tiempo y costos.

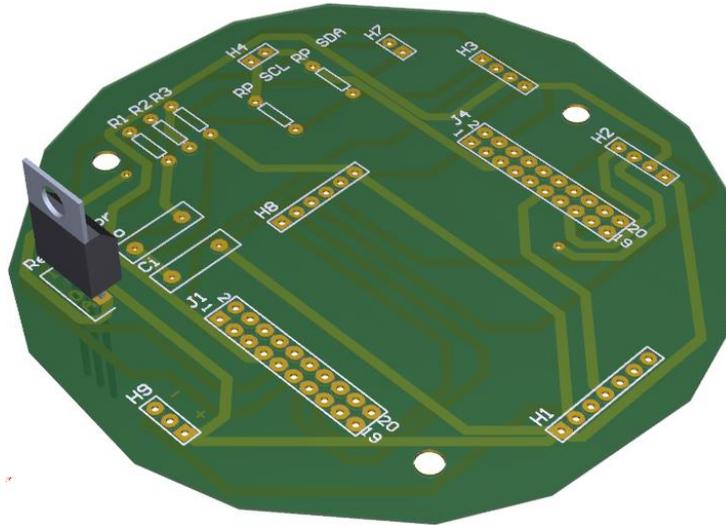


Figura 4.9. Vista 3D del PCB de la tarjeta para la carga útil

Descripción de la placa:

- H1 es el conector para el receptor GPS.
- H2 es el conector para la cámara PTC08.
- H3 es el conector para la cámara C1098.
- H4 es el conector para el bus I2C de comunicación con la computadora central.
- Los resistores PR SDA y RP SCL son las resistencias pullup para el bus I2C.
- J1 y J4 son los puertos para conectar la tarjeta de desarrollo Tiva C.
- H7 es el puerto para la conexión serial con el sistema de comunicaciones.
- H8 es el puerto para el módulo de lectura de la memoria microSD.
- H9 es el puerto para la conexión a la línea de voltaje de 5v proporcionada por el EPS.
- Los capacitores Ci, Co y los resistores R1, R2, R3 junto con el regular de voltaje forman un arreglo para generar la salida de 3.3v constante y estable.

Para la impresión del circuito en la placa fenólica de cobre (ver figura 4.10), se utilizó el método de transferencia de calor siguiendo los siguientes pasos:

-Se imprimió el circuito en papel satinado con una impresora láser.

-La impresión se colocó sobre la placa fenólica y se aplicó durante unos minutos calor y presión para adherir el trazado de las rutas a la placa.

-Se sumergió la placa con el papel aún adherido en agua hasta que el papel se disolvió y despegó.

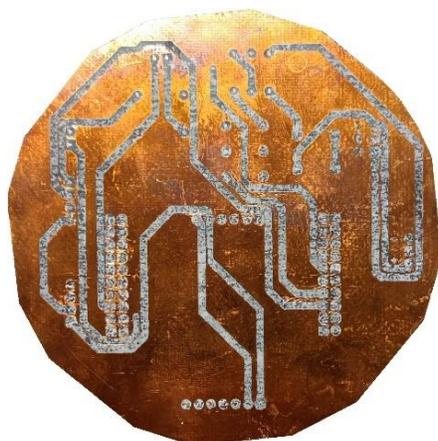


Figura 4.10. Placa fenólica e impresión del circuito

-Se sumergió la placa en cloruro férrico para disolver el cobre sobrante y dejar solo el de las rutas (ver a continuación figura 4.11).

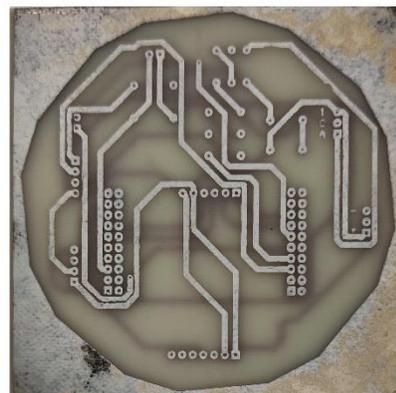
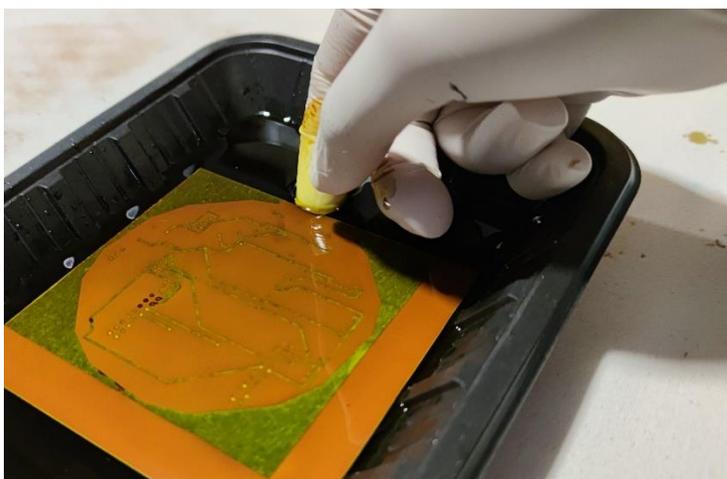


Figura 4.11. Disolución del cobre del PCB

-Se realizaron las perforaciones con un taladro y se soldaron los componentes (ver a continuación figura 4.12).

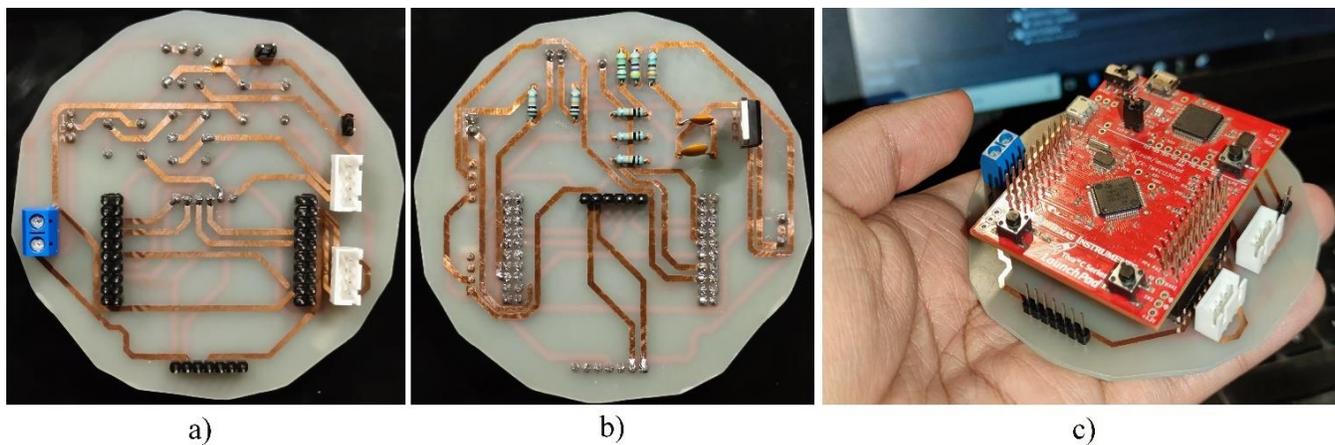


Figura 4.12. Tarjeta PCB del subsistema de carga útil: a) cara superior, b) cara inferior y c) PCB con la tarjeta Tiva C ensamblada

4.2 Pruebas de funcionalidad

La tarjeta impresa se comenzó a revisar validando el funcionamiento del regulador de voltaje. Se conectó a la tarjeta una fuente externa de 5v para simular la línea de voltaje que proporcionará el EPS y con un multímetro digital se verificó que el nivel de voltaje en la salida del LM317 fuera de 3.3v como se observa a continuación en la figura 4.13.



Figura 4.13. Validación de la generación de la línea de voltaje a 3.3v con el regulador LM317

Posterior a esto, se realizó una revisión de la continuidad entre las pistas para verificar que no existieran cortos circuitos y que las conexiones entre estas fueran correctas.

Con la finalidad de comprobar el funcionamiento de la tarjeta de acuerdo con los requerimientos de la misión, se simuló un flujo completo de la operación que tendrá el subsistema dentro del nanosatélite. Para esto se utilizó una fuente externa de 5v en lugar del EPS y mediante un microcontrolador que simula la computadora central se programó una rutina de envío y recepción de comandos a través de su puerto I2C el cual se conectó al puerto del mismo tipo de la tarjeta fabricada para su recepción. Las conexiones simuladas con los diferentes subsistemas se presentan en la figura 4.14.

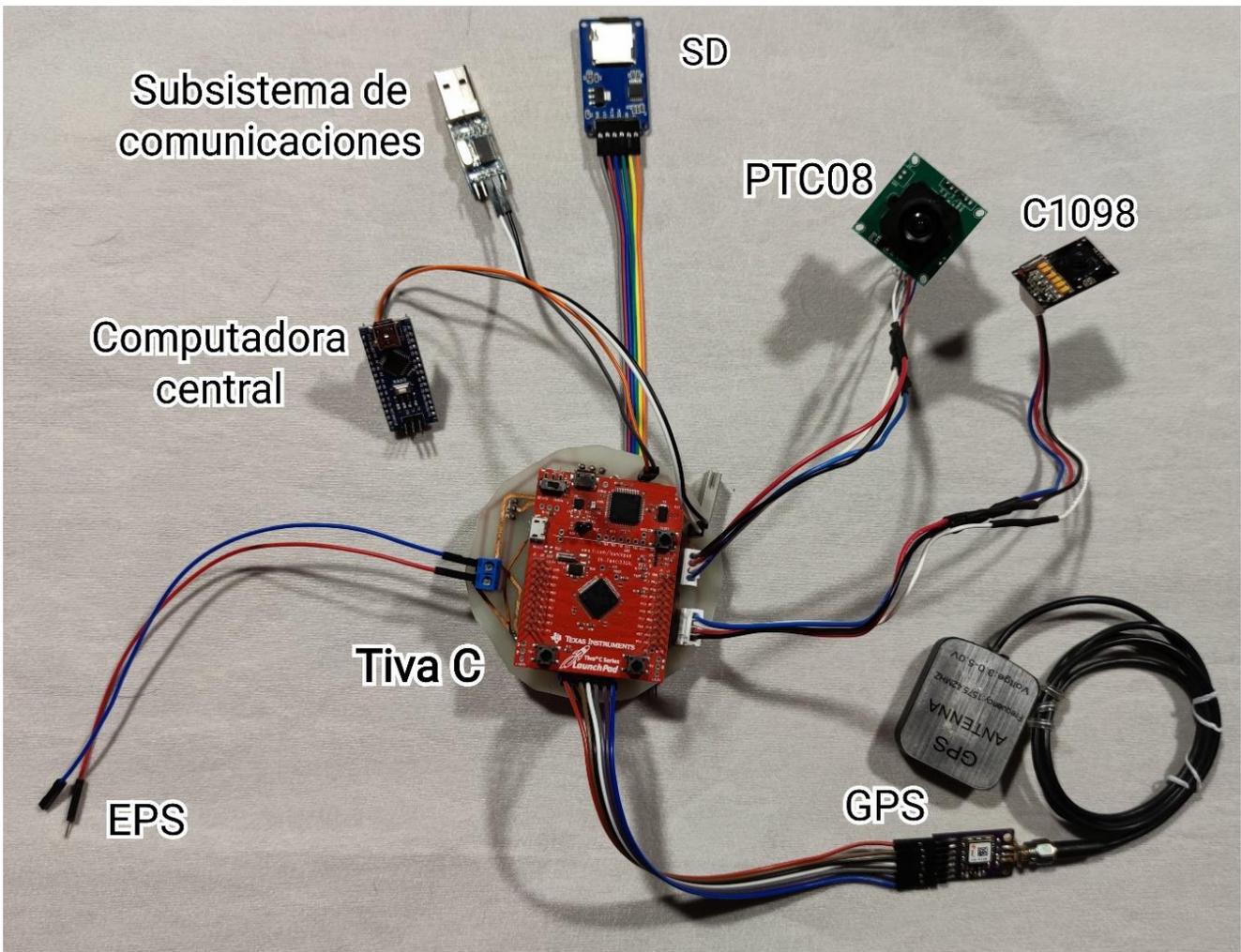


Figura 4.14. Pruebas de funcionalidad de carga útil simulando la conexión a los demás subsistemas

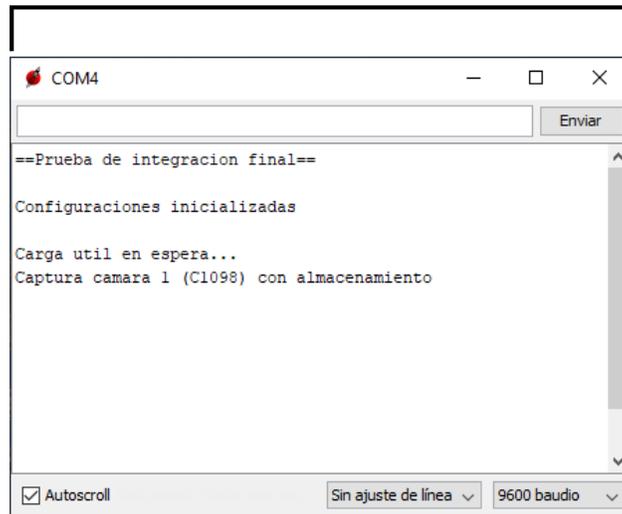
Tanto la tarjeta como el microcontrolador que simula la computadora central se conectaron a un equipo de cómputo para poder visualizar a través de la interfaz gráfica del puerto serial los comandos enviados y las respuestas recibidas como se observa en la figura 4.15.

```

COM8
A
OBC simulación de comandos I2C
Comando enviado a la carga útil: 1
Se enviará el comando 0x01
Respuesta recibida: 0x00
Comando enviado a la carga útil: A
Se enviará el comando 0x0A
Respuesta recibida: 0x00
Comando enviado a la carga útil: B
Se enviará el comando 0x0B
Respuesta recibida: 0x00
Comando enviado a la carga útil: D
Se enviará el comando 0x0D
Respuesta recibida: 0x00
Comando enviado a la carga útil: A
Se enviará el comando 0x0A
 Autoscroll  Mostrar marca temporal Sin ajuste de línea 9600 baudio

```

a)



b)

Figura 4.15. Simulación de envío/recepción de comandos entre la computadora central a) y la carga útil b)

Por otra parte, se desarrolló una aplicación de escritorio en .NET (ver figura 4.16) para recibir información mediante el puerto serial y almacenarla. Con esta aplicación se simuló al subsistema de comunicaciones en la recepción de fotografías enviadas por la carga útil lo cual permite verificar el resultado y los posibles errores durante la transmisión.



Figura 4.16. Simulación de envío / recepción de fotografía al subsistema de comunicaciones

A continuación, en la figura 4.17, se muestran una fotografía captura con cada cámara además de los datos del GPS obtenidos en cada una.

Dirección

54680

Obtener coordenadas GPS

GD (grados decimales)*

Latitud 19.8569113

Longitud -99.2120948

Obtener Dirección

GMS (grados, minutos, segundos)*

Latitud	<input checked="" type="radio"/> N <input type="radio"/> S	19	°	51	'	24.881	"
Longitud	<input type="radio"/> E <input checked="" type="radio"/> O	99	°	12	'	43.541	"

* Sistema Geodésico Mundial 1984 (WGS 84)

Figura 4.18. Coordenadas de lugar donde se capturaron las fotografías

En general, las pruebas de funcionalidad se centraron en comprobar el correcto funcionamiento de los siguientes apartados:

- Regular de voltaje
- Comunicación con la computadora central a través de la recepción y envío de comandos I2C.
- Lectura de datos del receptor GPS.
- Captura y guardado de imágenes en la memoria SD.
- Envío de fotografía al subsistema de comunicaciones.

Capítulo 5. Análisis de resultados

Las pruebas de funcionalidad mostraron que con la configuración actual es posible capturar fotografías y almacenarlas en la memoria SD mediante comandos I2C, operativamente, este proceso se realizará mientras el nanosatélite este orbitando y las fotografías serán descargadas después cada que se tenga contacto con la estación terrena. Debido a esto, es necesario examinar los tiempos de operación y consumo energético para compararlos con los valores teóricos de la misión.

Los resultados se dividieron en 3 categorías:

- Tiempos de operación: tiempo que tarda en realizarse cada proceso.

- Requerimientos energéticos: características eléctricas de los componentes y potencia requerida.

- Análisis de las fotografías: peso de los archivos, almacenamiento, características de las cámaras, y una revisión óptica de estas ya que aunque el objetivo principal del KuauhtliSAT al ser un nanosatélite experimental de demostración de tecnología, se limita a capturar imágenes de manera remota de lo que encuentre a su paso, resulta relevante conocer las capacidades y propiedades ópticas de las cámaras para poder tener una referencia que pueda ser utilizada en la formulación de requerimientos para futuros proyectos.

Tiempos de operación

Se tiene planteado que el subsistema para la carga útil se apagará y encenderá cada que se requiera capturar una fotografía por lo que se debe considerar el TTFF (Time to first fix por sus siglas en inglés) del receptor GPS, es decir, el tiempo necesario para que adquiera señales de satélite y calcule la posición.

Este tiempo se debe sumar al tiempo de captura y almacenamiento ya que se comenzará a calcular la posición desde un estado cold start o inicio en frio pues el subsistema se apagará y encenderá constantemente. En las pruebas realizadas, el tiempo medido corresponde con el indicado en la hoja de datos del receptor ya que tarda en promedio 30 segundos en calcular la posición actual después de ser energizado.

Por otra parte, debido a que las características técnicas de las dos cámaras son similares, se esperaba que los tiempos de procesamiento y operación también lo fueran, en la tabla 5.1 se presentan los tiempos de captura de una muestra de 20 fotografías con cada cámara.

Tabla 5.1. Tiempos de captura de fotografías con las cámaras C1098 y PTC08

MUESTRA	C1098		PTC08	
	TIEMPO [seg]	PESO [kb]	TIEMPO [seg]	PESO [kb]
1	33.8	36.21	43.8	63.3
2	31.4	33.83	47	47.3
3	29.2	31.33	43.2	46.9
4	33.7	37.95	45.2	46.8
5	32.5	34.85	44.8	46.7
6	32.2	34.51	45.4	47.1
7	30.7	33.89	43.3	47.6
8	28.9	31.37	47.1	48.9
9	30.4	36.09	45	46.3
10	33.4	36.15	44.7	47.5
11	33.3	31.45	45.8	46.6
12	29.4	31.51	44.9	46.5
13	32.1	31.39	44.7	46.5
14	32.8	31.53	45.1	46.5
15	32.6	31.34	45.6	47.2
16	32.4	31.67	44.8	46.4
17	33	32.96	46	47.2
18	33.8	33.65	45.4	46.7
19	33.9	34.42	46.6	48.2
20	32.4	33.37	44.9	47

Como se observa en el siguiente gráfico de la figura 4.1, el tiempo de captura en cada cámara no es constante, pero sigue una tendencia en promedio de 32.095 segundos para la cámara C1098 y de 45.165 segundos para la cámara PTC08 lo cual indica que en promedio la captura de fotografías para la cámara PTC08 demora 13 segundos más que con la otra cámara.

De la tabla 27 también se observa que el peso de los archivos sigue el mismo comportamiento teniendo para la cámara C1098 un peso promedio de cada fotografía de 33.47KB mientras que para la cámara PTC08 es de 47.86KB lo cual representa que las fotografías de esta cámara en promedio ocuparan 14.39KB más de espacio que las fotografías de la cámara C1098.

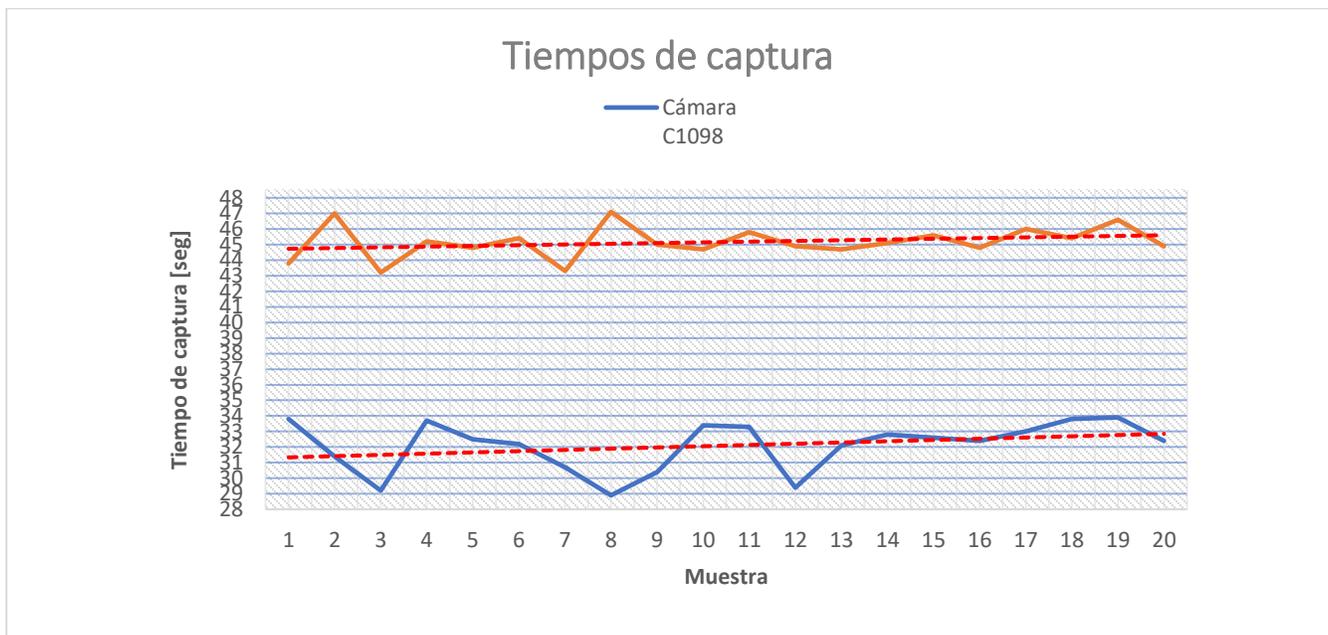


Figura 4.1. Variación del tiempo de captura de cada cámara en una muestra de 20 capturas.

Considerando el tiempo de captura mayor que se obtuvo durante las pruebas, se tiene que para la captura y procesamiento de una fotografía el subsistema puede tardar 47.1 segundos en la captura y almacenamiento de la imagen, junto con el tiempo del TTFF de receptor GPS da un total de 77.1 segundos lo cual representa un 14.94% del tiempo estimado de contacto calculado en 8.6 minutos en la simulación presentada en el capítulo III. Esto indica que el tiempo de captura no representa en primera instancia un riesgo que pudiera comprometer los demás procesos del nanosatélite que se deben realizar durante la fase de contacto con la estación terrena como lo es el envío de telemetría y la recepción de comandos.

Es importante mencionar que, si bien con la cámara PTC08 se tiene un mayor tiempo de captura y un mayor uso de espacio, la calidad de las imágenes respecto a la cámara C1098, aun cuando tienen la misma resolución, es ligeramente mejor debido a que se tiene un mejor enfoque y definición de los objetos capturados. Esto indica que el hardware de procesamiento y compresión de las imágenes embebido en la cámara PTC08 está más optimizado respecto al del otro modulo, aunque claro está, conlleva un aumento en los recursos de tiempo y espacio consumidos.

De igual manera, es preciso señalar que aún no se está considerando el tiempo que demorara el subsistema de comunicaciones en codificar y transmitir las fotografías, o el subsistema de telemetría en enviar y recibir información y comandos, por lo que a partir del resultado de las pruebas de integración de la siguientes fases, es probable que se tenga que optimizar o reducir el tiempo actual de captura para lo cual se sugiere de primera instancia, aumentar tanto el baudrate de los puertos seriales así como el tamaño de los paquetes a enviar, de igual manera se debe evaluar con el subsistema de potencia un posible modo de stand-by o bajo consumo para evitar reiniciar todos los dispositivos con la contraparte de que aunque en menor escala, siempre estarían consumiendo energía.

Gasto energético

En la tabla 5.2 se presenta el resumen de la comparativa entre la potencia teórica calculada con los valores promedios que se indican en las hojas de datos de los fabricantes y la potencia calculada a partir de las mediciones realizadas durante las pruebas de funcionalidad de cada dispositivo que conforma al subsistema.

Tabla 5.2. Potencia consumida por cada dispositivo del subsistema

DISPOSITIVO	Voltaje [V]		Corriente [mA]		Potencia [W]	
	Teórico	Medido	Teórico	Medido	Teórico	Medido
Cámara C1098	3.3	3.3	60	41.8	0.198	0.13794
Cámara PTC08	5	5	75	79.3	0.375	0.3965
Memoria SD	5	5	80	23.4	0.4	0.117
Receptor GPS	5	5	67	53.5	0.335	0.2675
Microcontrolador	5	5	30	26.6	0.15	0.133
				TOTAL	1.458	1.05194

Aunque los componentes tienen modos de stand-by, la potencia total considera todos los componentes operando al mismo tiempo en su pico máximo de consumo, es decir, capturando fotografías, escribiendo en la memoria SD y obteniendo la posición actual. Este valor de 1.051w es el mínimo que el subsistema de potencia debe proveer para la carga útil ya que el subsistema permanecerá apagado y se encenderá solo cuando se requiera.

Análisis de las fotografías

A partir de la muestra de fotografías tomadas, se obtuvo que el tamaño máximo promedio de las fotografías capturadas es de 47.86KB. Para las pruebas se utilizó una memoria de 8 GB, sin embargo, hay que considerar que no se tiene disponible los 8 GB de espacio ya que la configuración del sistema de archivos en el que se formatea el dispositivo ocupa un determinado espacio.

La librería utilizada para la conexión con la memoria SD requiere que la unidad de almacenamiento esté formateada en FAT 32, el espacio total disponible después de formatearla en este sistema de archivos es de 7.2GB (7,549,747 KB) que es suficiente para guardar en promedio:

$$Total_{fotografías} = \frac{(\text{Espacio Disponible}_{KB})}{Total_{KB \text{ por fotografía}}} = \frac{7\,549\,747}{47.86} = 157\,746.48 \text{ fotografías} \quad eq (6)$$

Con lo cual se sustenta que el espacio de almacenamiento tampoco representa un riesgo para la operación del subsistema puesto que, aunque se utilice una memoria con la capacidad mínima que soporte el sistema de archivos FAT 32 que es de 2 GB, se podrían almacenar un promedio de 26 291.08 fotografías.

Para el análisis óptico se considerarán los siguientes parámetros de la tabla 5.3.

Tabla 5.3. Parámetros ópticos de las cámaras C1098 y PTC08

	Cámara C1098	Cámara PTC08
Distancia (S)	500 km	
Distancia focal del lente (f)	4 mm	3.6 mm
Tamaño de pixel (P)	5.6 μm	5.6 μm

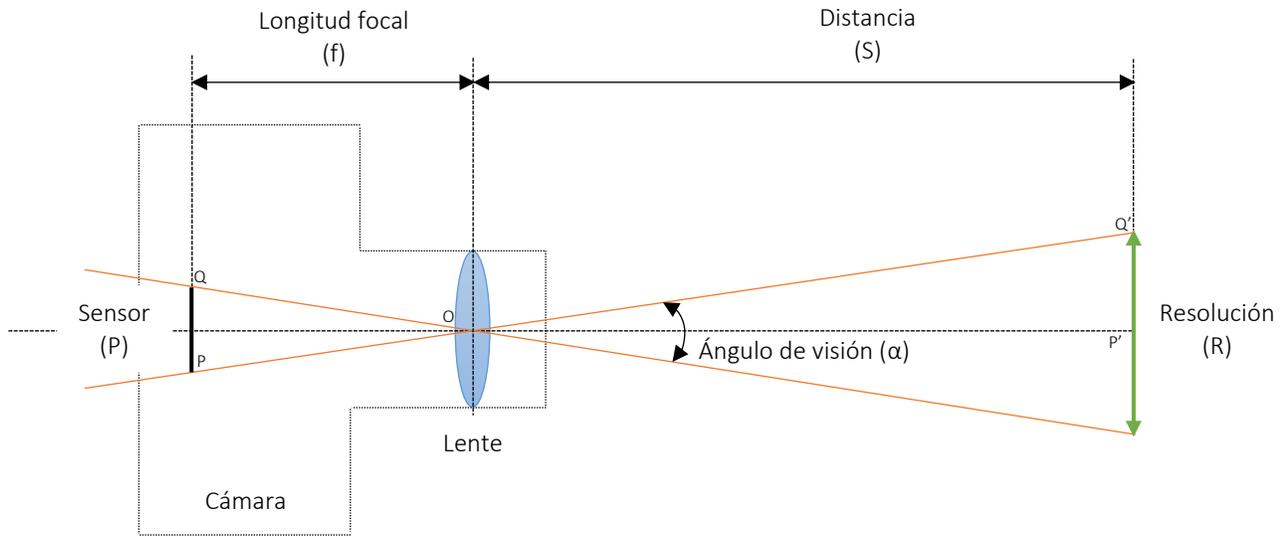


Figura 4.2. Esquema simplificado de las propiedades ópticas de una cámara

De la figura 4.2, se tiene que los triángulos formados por los puntos PQO y P'Q'O son semejantes y las razones de los dos lados son iguales, por lo tanto, la resolución de las imágenes está en función de las propiedades del lente de la cámara (tamaño del píxel y la longitud focal) y de la distancia hacia el objeto que se capturara como se muestra a continuación:

$$\frac{P}{R} = \frac{f}{S} \quad eq (7)$$

$$R = \frac{PS}{f} \quad eq (8)$$

Tomando de referencia la altura a la que orbitara el nanosatélite, se tienen los siguientes resultados:

Para la cámara C1098:

$$R = \frac{(5.6 \mu m)(400 km)}{4 mm} = 560 m \quad eq (9)$$

Lo cual indica que cada píxel corresponde a una distancia de 700 metros.

Para la cámara PTC08:

$$R = \frac{(5.6 \mu m)(400 km)}{3.6 mm} = 622.222 m \quad eq (10)$$

Lo cual indica que cada píxel corresponde a una distancia de 777.777 metros.

Mediante la herramienta Earth Studio de Google®, se generó una simulación considerando la altitud (400km) y ángulo de visión de las cámaras (64°) del del tipo de fotografía que se podrían obtener, aunque con una menor calidad, en caso de que la captura se realice cuando una de las cámaras del nanosatélite apunte hacia la Tierra. En la figura 4.3 se presenta el ejemplo exportado.



Figura 4.3. Ejemplo de imagen esperada de la superficie de la Tierra [Crédito de la imagen: Google Earth]

La ecuación eq 8 es el punto de partida para el diseño óptico de un sistema de observación con fines de investigación o con objetivos específicos de observación de la Tierra ya que la distancia focal es determinada por el lente de la cámara por lo que a partir de la resolución que necesite la misión, se puede calcular que distancia focal se requiere y, por lo tanto, que lente se debe de colocar a la cámara, además, el ángulo de visión (α) de la figura 111 está dado por la siguiente formula:

$$\alpha = 2 \arctan \left(\frac{\text{ancho del sensor}}{2f} \right) \quad eq (11)$$

Lo cual indica que entre mayor sea la distancia focal, menor será el ángulo de visión y es esto lo que da paso a los principales tipos de lentes en el mercado como lo son la telefoto (lente con una distancia focal larga) que ofrece una imagen grande de un objeto distante o el gran angular (lente con una distancia focal corta) que brinda una imagen pequeña con una con un ángulo de visión amplio. [118] Se debe puntualizar que, aunado a lo mencionado, dependiendo del objetivo, se deben considerar otros aspectos técnicos como la saturación, el tiempo de exposición, el balance de color y el espectro a capturar lo cual es proporcional al espacio que ocuparan, al tiempo y recursos de CPU necesarios para realizar el procesamiento de las imágenes.

Conclusiones

El modelo de ingeniería planteado en este trabajo supone una propuesta para la carga útil del nanosatélite experimental KuauhtliSAT que se desarrolla en la Unidad de Alta Tecnología de la Facultad de Ingeniería de la UNAM.

Con base en el diseño, experimentación y análisis de datos realizado, se concluye que el subsistema implementado cumple con los objetivos planteados y con los requerimientos necesarios para poder interactuar con los otros subsistemas del nanosatélite KuauhtliSAT, no obstante, es importante mencionar que se tienen varios aspectos que se pueden y deben mejorar al diseño actual tanto del hardware como del software de cara a las siguientes etapas de desarrollo como lo son las pruebas de integración y de certificación espacial para eventualmente ser operado en una misión real.

La aportación del trabajo va más allá de la implementación en el nanosatélite ya que representa un antecedente teórico y técnico que puede utilizarse como referencia o punto de partida en el desarrollo de otros proyectos espaciales por lo que en este sentido es escalable. Por ejemplo, la parte técnica de captura y almacenamiento de imágenes puede reutilizarse para que además de tomar fotografías, éstas sean procesadas y se obtenga información que ayude a entender o estudiar un fenómeno como es el caso en las aplicaciones de percepción remota.

Si bien, la metodología utilizada está pensada para el ciclo de desarrollo de proyectos espaciales, los principios, herramientas y análisis pueden ser utilizados en otros ámbitos, disciplinas y situaciones ya que, dada la naturaleza de las misiones espaciales, se suelen enfocar en la máxima reducción de riesgos y siempre se busca la excelencia en el trabajo que se realiza pues si bien, siempre se tiene un rango de error, hablando metafóricamente “fallar no es una opción”.

De esta manera, el presente trabajo contribuye al desarrollo espacial de la UNAM y de México ya que suma esfuerzos y da continuidad a la iniciativa existente para el crecimiento del país en este sector debido a que el proyecto del nanosatélite KuauhtliSAT tiene un alcance más allá de su misión principal ya que cuenta con la participación de académicos y de estudiantes de nivel licenciatura y de posgrado trabajando en los diferentes subsistemas, haciendo que sea un proyecto multidisciplinario que fomenta el desarrollo de competencias y habilidades tanto para la industria aeroespacial, como para la investigación y desarrollo de nueva tecnología en esa área.

Trabajo a futuro

A corto plazo, el siguiente paso es realizar pruebas de integración con los demás subsistemas, así como realizar la documentación requerida para terminar la revisión preliminar del diseño la fase B del ciclo de desarrollo de proyectos espaciales de la NASA. De esta manera, se ensamblaría en el prototipo preliminar del nanosatélite para continuar con las siguientes fases de su desarrollo.

De manera paralela, se trabajará en afinar el software desarrollado para potenciar el rendimiento de los recursos con que cuenta el microcontrolador que se utilizó, adicional a esto, se identificó que bajo ciertos escenarios pueden ocurrir desbordamiento de memoria en los buffer de los puertos seriales, y desde que estos puertos son parte fundamental dentro de la carga útil que representa el objetivo de la misión espacial, es necesario asegurar que este tipo de excepciones y procesos sean tratados correctamente de tal manera que no representen un riesgo para la operación del nanosatélite, adicional a esto, se buscará implementar algoritmos de replicación de datos o de CRC (cyclic redundancy check por sus siglas en inglés) para asegurar la integridad de las imágenes.

A mediano plazo, a partir de los resultados de las pruebas de integración en el prototipo preliminar del nanosatélite, es posible que requieran realizar modificaciones en el software para optimizar la comunicación o para solventar los hallazgos que se presenten, de igual manera, algunos componentes del hardware pueden cambiar buscando implementar dispositivos que soporten las condiciones operacionales y ambientales del espacio o que cuenten con herencia de vuelo.

A largo plazo, una vez que se tenga optimizada la integración con los demás subsistemas y se hallan seleccionado los componentes finales, se procederá a fabricar una nueva versión de la placa en el laboratorio Hill&Sill de la UAT siguiendo los estándares de calidad y normatividad aplicables. Esta nueva placa estará en posibilidades de realizar pruebas de precertificación espacial en el resto de los laboratorios con que cuenta la UAT como lo son vibraciones mecánicas, compatibilidad electromagnética, ciclado térmico y cámara de vacío. A partir de los resultados que se obtengan se aplicaran las remediaciones necesarias entre las que se tiene contemplado de manera inicial agregar un blindaje para la radiación mediante recubrimientos a los componentes más sensibles como las memorias y en general a toda la estructura.

Referencias

- [1] Blythe, Michael P.; Saunders, Mark P.; Pye, David B.; Voss, Linda D.; Moreland, Robert J.; Symons, Kathleen E.; Bromley, Linda K., NASA Space Flight Program and Project Management Handbook, Washington, D.C.: NASA/SP-2014-3705, 2014.
- [2] A. K. Maini y V. Agrawal, Satellite technology: principles and applications, Tercera ed., Chichester, Reino Unido: John Wiley & Sons Ltd, 2014.
- [3] S. Garber, «Sputnik and The Dawn of the Space Age,» NASA History, 10 Octubre 2007. [En línea]. Available: <https://history.nasa.gov/sputnik/>. [Último acceso: 10 Enero 2020].
- [4] «Sistema de navegación por satélite BeiDou, Wikipedia,» 2020. [En línea]. Available: <https://es.wikipedia.org/wiki/Beidou>. [Último acceso: 10 Marzo 2020].
- [5] Z. Sun, Satellite Networking. Principles and protocols, Reino Unido: John Wiley & Sons Ltd, 2015.
- [6] A. Serrano, "Requerimientos para desarrollar y poner en órbita satélites CubeSat dentro de un entorno universitario". Tesis de licenciatura, Ciudad de México: UNAM, 2015.
- [7] F. Wild, «What Is an Orbit?,» NASA, 17 Agosto 2017. [En línea]. Available: <https://www.nasa.gov/audience/forstudents/5-8/features/nasa-knows/what-is-orbit-58.html>. [Último acceso: 07 Febrero 2020].
- [8] R. N. Vela, Comunicaciones por satélite, Thompson, 2003.
- [9] Secretaría de comunicaciones y transportes, «Libro Blanco del Sistema Satelital Mexicano para Seguridad Nacional y Cobertura Social (MEXSAT),» Ciudad de México, 2012.
- [10] S. Escamilla, «50 años haciendo historia; Estación Terrena Tulancingo,» Hidalguía, 12 Octubre 2018. [En línea]. Available: <https://www.hidalguia.com.mx/columnas/2.html>. [Último acceso: 10 02 2020].
- [11] B. d. I. Peña, «Conociendo el sistema satelital Mexicano,» Museo del Telégrafo, Telecomm, [En línea]. Available: <https://www.telecomm.gob.mx/ConoceMexsat/>. [Último acceso: 13 02 2020].
- [12] D. M. y P. Beaujean, «Historia de los satélites mexicanos,» Noviembre 2006. [En línea]. Available: <http://mexicoeneespacio.blogspot.com/2008/12/historia-de-los-satlites-mexicanos.html>. [Último acceso: 15 Febrero 2020].
- [13] B. Rebollar, «Historia de los satélites mexicanos,» Agencia Espacial Mexicana, 15 Mayo 2015. [En línea]. Available: <http://haciaespacio.aem.gob.mx/revistadigital/articul.php?interior=262>. [Último acceso: 16 02 2020].
- [14] EUTELSAT AMERICAS, «EUTELSAT AMERICAS. Historia,» [En línea]. Available: <https://www.eutelsatamericas.com/es/grupo/eutelsat-en-las-americas/eutelsat-americas/historia>. [Último acceso: 20 Febrero 2020].
- [15] «Satelite Quetzat-1,» Octubre 2011. [En línea]. Available: <http://receive-satellite.blogspot.com/2011/10/lanzado-satelite-quetzsat-1-satelite-de.html>. [Último acceso: 15 02 2020].

- [16] «QuetzSat 1,» Wikipedia, 2019. [En línea]. Available: https://es.wikipedia.org/wiki/QuetzSat_1. [Último acceso: 16 Febrero 2020].
- [17] «Satélites artificiales de México,» 2020. [En línea]. Available: https://es.wikipedia.org/wiki/Satélites_artificiales_de_México. [Último acceso: 18 Diciembre 2020].
- [18] «Entregó Boeing el Sistema Satelital Mexsat, que ya será operado sólo por mexicanos,» Telecomunicaciones de México, 31 Agosto 2016. [En línea]. Available: <https://www.gob.mx/telecomm/prensa/esta-integrado-por-el-satelite-bicentenario-y-el-morelos-3-dedicados-a-telecomunicaciones?idiom=es-MX>. [Último acceso: 16 Febrero 2020].
- [19] «Satélite Bicentenario del sistema Mexsat,» Dirección de Divulgación de la Ciencia y la Tecnología Espacial. Agencia Espacial Mexicana, [En línea]. Available: <http://haciaespacio.aem.gob.mx/revistadigital/sat/>. [Último acceso: 16 Febrero 2020].
- [20] «Conoce cómo opera el Sistema Satelital Mexicano, ya en manos de ingenieros nacionales,» Capital Digital, 26 Agosto 2016. [En línea]. Available: <http://www.greentv.com.mx/noticias/conoce-como-opera-el-sistema-satelital-mexicano-ya-en-manos-de-ingenieros-nacionales>. [Último acceso: 16 Febrero 2020].
- [21] EUTELSAT, «EUTELSAT 115 West B,» [En línea]. Available: https://www.eutelsatamericas.com/files/PDF/brochures/EUTELSAT_SATELLITE_E115WB.pdf. [Último acceso: 20 Febrero 2020].
- [22] «Mexsat. Telecomunicaciones de México proporciona actualmente servicios de comunicaciones fija a través del Satélite Bicentenario,» Telecomunicaciones de México. Telecomm, 01 Enero 2014. [En línea]. Available: <https://www.gob.mx/telecomm/acciones-y-programas/mexsat>. [Último acceso: 20 Febrero 2020].
- [23] «Antecedentes: Programas Satelitales,» Red Universitaria del Espacio, [En línea]. Available: http://www.astroscu.unam.mx/congresos/rue/Antecedentes_Programas_Satelitales.html. [Último acceso: 18 Diciembre 2020].
- [24] D. G. d. P. UNAM, «PROGRAMA UNIVERSITARIO DE INVESTIGACION Y DESARROLLO ESPACIAL,» Memoria UNAM 1994, [En línea]. Available: <https://www.planeacion.unam.mx/Memoria/anteriores/1994/puide.php>. [Último acceso: 18 Diciembre 2020].
- [25] G. N. Jiménez, «NAMSAT. OM-30,» 28 Junio 2012. [En línea]. Available: <http://archive.is/1hSE>. [Último acceso: 18 Diciembre 2020].
- [26] «UNAMSAT Galería de fotos,» Historia del Computo UNAM, [En línea]. Available: <http://historiadeldelcomputo.unam.mx/files/fotos/unamsat/unamsat.html#.Xi6O51dKjIU>. [Último acceso: 18 Diciembre 2020].
- [27] «Gran Enciclopedia de la Astronáutica (193): Unamsat,» NCTY. Noticias de la Ciencia y la Tecnología, 13 Octubre 2013. [En línea]. Available: <https://noticiasdelaciencia.com/art/8643/articulo>. [Último acceso: 18 Diciembre 2020].

- [28] L. E. Íñiguez, «Ejemplo de tecnología experimental satelital mexicana,» 20 Abril 2012. [En línea]. Available: <https://liniguez.wordpress.com/2012/04/20/ejemplo-de-tecnologia-experimental-satelital-mexicana/>. [Último acceso: 18 Diciembre 2020].
- [29] «SATEDU,» Instituto de Ingeniería UNAM, 2009. [En línea]. Available: <http://proyectos2.iingen.unam.mx/SATEDU/next.html>. [Último acceso: 18 Diciembre 2020].
- [30] A. Cordero y E. y. M. M. A. Martínez, «Una cámara para el satélite Cóndor UNAM-MAI,» Saberes y Ciencia, 01 Junio 2015. [En línea]. Available: <https://saberesyciencias.com.mx/2015/06/01/una-camara-para-el-satelite-condor-unam-mai/>. [Último acceso: 18 Diciembre 2020].
- [31] J. A. Ramirez Aguilar, «Satellite CONDOR UNAM-MAI: Technical scientific cooperation,» de Brekhov Oleg M. 6th International, Estambul, Turquía, 2013.
- [32] «Mexicanos preparan proyecto espacial,» El Universal, 5 Abril 2012. [En línea]. Available: <https://archivo.eluniversal.com.mx/articulos/70018.html>. [Último acceso: 18 Diciembre 2020].
- [33] «DESARROLLAN EN LA UNAM MICROSATÉLITE PARA MONITOREO DE CONTAMINACIÓN ATMOSFÉRICA,» Boletín UNAM-DGCS-433, 18 Julio 2013. [En línea]. Available: https://www.dgcs.unam.mx/boletin/bdboletin/2013_433.html. [Último acceso: 18 Diciembre 2020].
- [34] C. Romo Fuentes y et al, «Satellite project Quetzal UNAM-MIT,» de 6th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST), Estambul, Turquía, 2013.
- [35] «Envisat,» Wikipedia, 25 Febreo 2020. [En línea]. Available: <https://es.wikipedia.org/wiki/Envisat>. [Último acceso: 18 Diciembre 2020].
- [36] E. Pacheco, «Cámara de Percepción Remota de Resolución Media para un Satélite Pequeño,» de 1er Congreso Nacional de Ciencia y Tecnología Aeroespacial, México, 2017.
- [37] E. Kulu, «Painani-1,» Nanosats Database, 31 Diciembre 2019. [En línea]. Available: <https://www.nanosats.eu/sat/painani-1>. [Último acceso: 18 Diciembre 2020].
- [38] J. de la Cerda, «Painani-I: primer nanosatélite mexicano puesto en el espacio,» Todos CICESE, 13 Septiembre 2019. [En línea]. Available: <http://todos.cicese.mx/sitio/noticia.php?t=texto&stat=Cf&n=1368#.XjeB0ldKjIV>. [Último acceso: 18 Diciembre 2020].
- [39] G. Rivera, «ULISES 1, EL PRIMER NANOSATÉLITE MEXICANO, LISTO PARA SU LANZAMIENTO EN 2016,» INAOE Sala de Prensa, 24 Febrero 2016. [En línea]. Available: <https://www.inaoep.mx/noticias/?noticia=373&anio=2016>. [Último acceso: 18 Diciembre 2020].
- [40] M. Muñoz, «Misión suborbital ATON - Ulises I: Ciencia y arte en la FIL,» Cienciamx Noticias, 7 Diciembre 2015. [En línea]. Available: <http://www.cienciamx.com/index.php/ciencia/universo/4619-prioritaria-mision-suborbital-aton-ulises-i-ciencia-y-arte>. [Último acceso: 19 Diciembre 2020].

- [41] Notimex, «Preparan el despegue del nanosatélite 'Ulises 1',» El Diario NTR, 23 Febrero 2016. [En línea]. Available: https://www.ntrguadalajara.com/post.php?id_nota=31131. [Último acceso: 18 Diciembre 2020].
- [42] F. Castro, «Ulises I,» Literal Magazine, 27 Marzo 2016. [En línea]. Available: <http://literalmagazine.com/ulises-i/>. [Último acceso: 19 Diciembre 2020].
- [43] «Sin recursos para despegar “Ulises I”,» El Popular, 31 Mayo 2019. [En línea]. Available: <https://www.elpopular.mx/2019/05/31/cultura/sin-recursos-para-despegar-ulises-i-205737>. [Último acceso: 19 Diciembre 2020].
- [44] «Misión Colibrí. Talento en Órbita,» Misión Colibrí UP - MIT, 2018. [En línea]. Available: <https://www.colibrimission.com>. [Último acceso: 19 Diciembre 2020].
- [45] C. Holloway, «La historia detrás del satélite mexicano que ayudará a reducir la basura espacial,» IT Masters Mag, 12 Junio 2019. [En línea]. Available: <https://itmastersmag.com/noticias-analisis/la-historia-detras-del-satelite-mexicano-que-ayudara-a-reducir-la-basura-espacial/>. [Último acceso: 19 Diciembre 2020].
- [46] «AL INFINITO Y MÁS ALLÁ: UP Y AEM FIRMAN CONVENIO DE COLABORACIÓN ESPACIAL,» Universidad Panamericana, 14 Mayo 2019. [En línea]. Available: <https://www.up.edu.mx/es/noticias/35972/al-infinito-y-mas-alla-y-aem-firman-convenio-de-colaboracion-espacial>. [Último acceso: 19 Diciembre 2020].
- [47] «Ing. Andrés Martínez,» Hacia el espacio. AEM, 01 Noviembre 2014. [En línea]. Available: <http://haciaespacio.aem.gob.mx/revistadigital/articul.php?interior=135>. [Último acceso: 19 Diciembre 2020].
- [48] A. Lopez, «De la Tierra al espacio, la historia del astronauta José Hernández,» Tec Review, 3 Marzo 2016. [En línea]. Available: <https://tecreview.tec.mx/de-la-tierra-al-espacio-la-historia-del-astronauta-jose-hernandez/>. [Último acceso: 19 Diciembre 2020].
- [49] «AZTECHSAT-1,» UPAEP, 2019. [En línea]. Available: <https://upaep.mx/aztechsat>. [Último acceso: 19 Diciembre 2020].
- [50] «¡El Nanosatélite mexicano 'AztechSat-1' fue lanzado exitosamente!,» Secretaría de Comunicaciones y Transportes, 5 Diciembre 2019. [En línea]. Available: <https://www.gob.mx/sct/articulos/el-nanosatelite-mexicano-aztechsat-1-fue-lanzado-exitosamente>. [Último acceso: 19 Diciembre 2020].
- [51] F. Castro, «Ulises I,» Literal Magazine, 27 Marzo 2016. [En línea]. Available: <http://literalmagazine.com/ulises-i/>. [Último acceso: 5 Marzo 2020].
- [52] T. Robles, «El nanosatélite Ulises 2.0 se acerca al espacio,» Cienciamx Noticias, 17 Diciembre 2015. [En línea]. Available: [tp://www.cienciamx.com/index.php/tecnologia/transportes/4756-el-nanosatelite-ulises-2-0-se-acerca-al-espacio](http://www.cienciamx.com/index.php/tecnologia/transportes/4756-el-nanosatelite-ulises-2-0-se-acerca-al-espacio). [Último acceso: 19 Diciembre 2020]. <http://www.cienciamx.com/index.php/tecnologia/transportes/4989-presenta-unam-misiones-de-los-satelites-ulises-1-y-ulises-2-0> 2020].

- [53] «Guía básica de nanosatélites,» Alén space, 2019. [En línea]. Available: <https://alen.space/es/guia-basica-nanosatelites/>. [Último acceso: 21 Diciembre 2020].
- [54] «¿Cómo hacer negocios en el espacio?,» Alén space, 2019. [En línea]. Available: <https://alen.space/es/space-business-es/>. [Último acceso: 21 Diciembre 2020].
- [55] E. Kulu, «Nanosatellites by organisation,» 2020. [En línea]. Available: <https://www.nanosats.eu>. [Último acceso: 21 Diciembre 2020].
- [56] SpaceWorks, Novena ed., Nano/Microsatellite Market Forecast, 2019.
- [57] «Ground Station,» Amazon, 2020. [En línea]. Available: <https://aws.amazon.com/es/ground-station/>. [Último acceso: 21 Diciembre 2020].
- [58] NASA, CubeSat 101: Basic Concepts and Processes for First-Time CubeSat Developers, Primera ed., 2017.
- [59] California Polytechnic State University, “CubeSat Design Specification Rev. 13, 2014.
- [60] «IOS TubeSat Kits,» Interorbital Systems, 2021. [En línea]. Available: <https://www.interorbital.com/Tubesat%20Kits>. [Último acceso: 13 Enero 2021].
- [61] S. Antunes, DIY Satellite Platforms, Estados Unidos de Norteamérica: O'REILLY, 2012.
- [62] «Globalstar,» Wikipedia, 2020. [En línea]. Available: <https://en.wikipedia.org/wiki/Globalstar>. [Último acceso: 21 Diciembre 2020].
- [63] Orbcomm, 2020. [En línea]. Available: <https://www.orbcomm.com/>. [Último acceso: 21 Diciembre 2020].
- [64] «Iridium,» Wikipedia, 2020. [En línea]. Available: <https://es.wikipedia.org/wiki/Iridium>. [Último acceso: 21 Diciembre 2020].
- [65] «Iridium,» 2020. [En línea]. Available: <https://www.iridium.com>. [Último acceso: 21 Diciembre 2020].
- [66] «OneWeb,» 2020, [En línea]. Available: <https://www.oneweb.world>. [Último acceso: 21 Diciembre 2020].
- [67] R. Aguilar, «Project Kuiper, así es el plan de Amazon para ofrecer internet desde el espacio al 95% del planeta,» GENBETA, 2019. [En línea]. Available: <https://www.genbeta.com/actualidad/project-kuiper-asi-plan-amazon-para-ofrecer-internet-espacio-al-95-planeta>. [Último acceso: 21 Diciembre 2020].
- [68] «Project Kuiper,» Amazon, 2020. [En línea]. Available: <https://www.amazon.jobs/en/teams/projectkuiper>. [Último acceso: 21 Diciembre 2020].
- [69] «Starlink,» SpaceX, 2020. [En línea]. Available: <https://www.starlink.com>. [Último acceso: 21 Diciembre 2020].
- [70] «Planet Labs,» Wikipedia, 2020. [En línea]. Available: https://es.wikipedia.org/wiki/Planet_Labs. [Último acceso: 21 Diciembre 2020].

- [71] «Planet imagery products,» Planet Labs, 2020. [En línea]. Available: <https://www.planet.com/products/planet-imagery>. [Último acceso: 21 Diciembre 2020].
- [72] G. A. M. R. M. K. K. Syed Muhammad Arsalan Bashir, «Design and Performance Evaluation of Low Cost, Medium Resolution Imaging Payload for Nanosatellites,» Karachi, Pakistán, 2017.
- [73] K. M. R. a. u. I. Q. Khurshid, «A survey of camera modules for CubeSats - Design of imaging payload of ICUBE1,» de Recent Advances in Space Technologies (RAST) 6th International Conference, 2013.
- [74] «ITUpSat-1 (Istanbul Technical University PicoSatellite-1),» eoPortal Satellite Missions database, 2016. [En línea]. Available: <https://eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/content/-/article/itupsat1>. [Último acceso: 21 Diciembre 2020].
- [75] «BeeSat-1 (Berlin Experimental Educational Satellite-1),» eoPortal Satellite Missions database, 2011. [En línea]. Available: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/b/beesat-1>. [Último acceso: 21 Diciembre 2020].
- [76] «MaSat-1 (Magyar Satellite-1),» eoPortal Satellite Missions database, 2015. [En línea]. Available: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/m/masat-1>. [Último acceso: 21 Diciembre 2020].
- [77] T. Tanaka, «FITSAT-1 (NIWAKA). A Small Artificial Satellite,» Fukuoka Institute of Technology, 2013. [En línea]. Available: <https://www.fit.ac.jp/~tanaka/fitsat.shtml>. [Último acceso: 21 con una resolución de 640x480 pixeles 2020].
- [78] «HORYU-4 (High Voltage Technology Demonstration Satellite-4),» eoPortal Satellite Missions Database, 2017. [En línea]. Available: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/content/-/article/horyu-4>. [Último acceso: 21 Diciembre 2020].
- [79] «ESTCube-1 Photos,» 2014. [En línea]. Available: <https://www.estcube.com>. [Último acceso: 21 con una resolución de 640x480 pixeles 2020].
- [80] H. Kuuste, T. Eenmaa, V. Allik, A. Agu, R. Vendt, I. Ansko, K. Laizans, I. Sunter, S. Latt y M. Noorma, «Imaging system for nanosatellite proximity operations,» Estonian Academy of Sciences, 2014.
- [81] M. G. O. O. D. D. C. C. José Alberto Ramírez Aguilar, «KuautliSAT el Ulises 2.0, un nanosatélite mexicano,» Ciencia, vol. 71, nº 3, p. 77, 2020.
- [82] NASA, Systems Engineering Handbook, Washington, D.C.: NASA/SP-2007-6105 Rev1, 2007.
- [83] «AGI Products,» AGI, 2020. [En línea]. Available: <https://www.agi.com/products>. [Último acceso: 22 Diciembre 2020].
- [84] «ARM® Cortex®-M4F Based MCU TM4C123G LaunchPad™ Evaluation Kit,» Texas Instruments, 2016. [En línea]. Available: <https://www.ti.com/tool/EK-TM4C123GXL#descriptionArea>. [Último acceso: 25 Diciembre 2020].
- [85] «Tiva-C LaunchPad,» Wikipedia, 2020. [En línea]. Available: https://es.wikipedia.org/wiki/Tiva-C_LaunchPad. [Último acceso: 25 Diciembre 2020].

- [86] E. Huerta, A. Mangiaterra y G. Noguera, GPS Posicionamiento Satelital, Rosario Argentina: UNR EDITORA, 2005.
- [87] «Image Library, Global Positioning System (GPS),» Official U.S. government information about the Global Positioning System (GPS) and related topics, 2020. [En línea]. Available: <https://www.gps.gov/multimedia/images/constellation.jpg>. [Último acceso: 25 Dicimebre 2020].
- [88] C. D. Muñoz, Hacia el Espacio, AEM, 01 Mayo 2016. [En línea]. Available: <http://haciaelespacio.aem.gob.mx/revistadigital/articul.php?interior=350>. [Último acceso: 25 Diciembre 2020].
- [89] «El sistema GPS, el límite "CoCom" y los vuelos suborbitales,» Artículos aeronáuticos simplificados, 23 Junio 2015. [En línea]. Available: <https://greatbustardsflight.blogspot.com/2015/06/el-sistema-gps-el-limite-cocom-y-los.html>. [Último acceso: 25 Diciembre 2020].
- [90] G. Sebestyen, S. Fujikawa, N. Galassi y A. Chuchra, Low Earth Orbit Satellite Design, McLean, VA, USA: Springer, 2016.
- [91] H. Leppinen, Integration of a GPS subsystem into the Aalto-1 nanosatellite. Thesis Master of Science in Technology, Finlandia: Aalto-1 nanosatellite. School of Electrical Engineering, 2013.
- [92] R. Langley, Qualification of a Commercial Dual-Frequency GPS Receiver for the e-POP Platform onboard the Canadian CASSIOPE Spacecraft, Noordwijk, The Netherlands: 2nd ESA Workshop on Satellite Navigation User Equipment Technologies, NAVITEC'2004, 2004.
- [93] O. Montenbruck y G. Eberhard, Satellite Orbits: Models, Methods, Applications, Springer, 2003.
- [94] «GNSS200,» HYPERION TECHNOLOGIES, 2020. [En línea]. Available: <https://hyperiontechnologies.nl/products/gnss200/>. [Último acceso: 25 Diciembre 2020].
- [95] «Products for Cubesat Modules,» WARPSPACE, 2020. [En línea]. Available: <https://www.warp.space.jp/en/#products>. [Último acceso: 25 Diciembre 2020].
- [96] «NovAtel Inc. Price List,» NovAtel Inc., 20. [En línea]. Available: <http://gps-ttff.tripod.com/pricelist.pdf>. [Último acceso: 25 Diciembre 2020].
- [97] «MAX-7, u-blox 7 GNSS modules,» Datasheet, 2014.
- [98] «Ublox MAX-7Q GPS Positioning Module,» ElectroPeak, [En línea]. Available: <https://electropeak.com/ublox-max-7q-gps-gnss-module>. [Último acceso: 25 Diciembre 2020].
- [99] «NMEA data,» gpsinformation.org, [En línea]. Available: <https://www.gpsinformation.org/dale/nmea.htm>. [Último acceso: 25 Diciembre 2020].
- [100] «Silent System. C1098 JPEG Module. User Manual,» v1.0.
- [101] «FRAM FAQs, Texas Instruments,» 2014. [En línea]. Available: <https://www.ti.com/lit/ml/slat151/slat151.pdf>. [Último acceso: 25 Diciembre 2020].
- [102] S. e. al., «ESTCube-1 In-Orbit Experience and Lessons Learned,» Agosto 2015. [En línea]. Available: <http://ieeaeess.org/sites/ieeaeess.org/files/07286959.pdf>. [Último acceso: 25 Diciembre 2020].

- [103] «SD Speed Class/UHS Speed Class/Video Speed Class, SD Association,» 2020. [En línea]. Available: https://www.sdcard.org/consumers/choices/speed_class/index.html. [Último acceso: 25 Diciembre 2020].
- [104] «SD card, Transfer modes,» Wikipedia, 2020. [En línea]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/SD_card#Transfer_modes. [Último acceso: 24 Marzo 2020].
- [105] «Difference between 1-bit, 4-bit and 8-bit SDIO,» 2014. [En línea]. Available: <https://electronics.stackexchange.com/questions/124234/difference-between-1-bit-4-bit-and-8-bit-sdio>. [Último acceso: 25 Diciembre 2020].
- [106] L. Ada, «Micro SD Card Breakout Board Tutorial,» Adafruit Learning System, 2020.
- [107] «MicroSDHC Card series Datasheet,» Transcend Information Inc.
- [108] «Módulo Micro SD Card,» Naylamp, 2020. [En línea]. Available: <https://naylampmechatronics.com/modulos/104-modulo-micro-sd-card.html>. [Último acceso: 26 Diciembre 2020].
- [109] «Interfacing Micro SD Card Module with Arduino,» LastMinuteEngineers.com. All rights reserved., 2020. [En línea]. Available: <https://lastminuteengineers.com/arduino-micro-sd-card-module-tutorial/>. [Último acceso: 26 Diciembre 2020].
- [110] «Delkin's Rugged Storage Fits the Bill for Nanosatellites,» DELKIN DEVICES Rugged Controlled Storage, 2020. [En línea]. Available: <https://www.delkin.com/blog/delkins-rugged-storage-fits-the-bill-for-nanosatellites/>. [Último acceso: 25 Diciembre 2020].
- [111] «Flash Memory Cards, Delkin Devices,» Newark AN AVNET COMPANY, 2020. [En línea]. Available: <https://www.newark.com/w/c/semiconductors-ics/memory/flash-memory-cards?blank-media-flash-memory-type=microsd-card-uhs-1-class-10|sd-card-class-6&memory-capacity=2gb>. [Último acceso: 26 Diciembre 2020].
- [112] F. S. e. a. R. Kingsbury, «TID Tolerance of Popular CubeSat Components,» Massachusetts Institute of Technology, [En línea]. Available: <https://core.ac.uk/download/pdf/17029473.pdf>. [Último acceso: 26 Diciembre 2020].
- [113] «iCUBE 2,» Nanosats Database, 2020. [En línea]. Available: <https://www.nanosats.eu/sat/icube-2>. [Último acceso: 26 Diciembre 2020].
- [114] «Smart Xceed CF 8GB Industrial Grade Compactflash Industrial Memory Card,» Made-in-China, Connecting Buyers with Chinese Suppliers, 2020. [En línea]. Available: <https://memoryflashcard.en.made-in-china.com/product/zXxmsQoOOArL/China-Smart-Xceed-CF-8GB-Industrial-Grade-Compactflash-Industrial-Memory-Card.html>. [Último acceso: 26 Diciembre 2020].
- [115] «LaunchPads LM4F TM4C - Pins Maps,» Energia, [En línea]. Available: <https://energia.nu/pinmaps/ek-tm4c123gxl/>. [Último acceso: 1 Junio 2020].
- [116] R. Arora, «I2C Bus Pullup Resistor Calculation,» Texas Instruments, 2015.

- [117] T. Instruments, «Tiva C Series TM4C123G LaunchPad. User's Guide,» Literature Number: SPMU296, 2013.
- [118] H. D. Young y R. A. Freedman, Física Universitaria, con física moderna volumen 2, México: PEARSON EDUCACIÓN, 2009.
- [119] «Receptor DLR Phoenix,» [En línea]. Available: <https://core.ac.uk/download/pdf/80709078.pdf>. [Último acceso: 19 Marzo 2020].
- [120] I. Perez Valencia, «Presenta UNAM misiones de los satélites Ulises 1 y Ulises 2.0,» Cienciamx Noticias, 15 Enero 2016. [En línea]. Available: <http://www.cienciamx.com/index.php/tecnologia/transportes/4989-presenta-unam-misiones-de-los-satelites-ulises-1-y-ulises-2-0>. [Último acceso: 19 Diciembre 2020].