

PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATOLICA DEL PERU

FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA



**DISEÑO DE SISTEMA DE NIVELACIÓN AUTOMÁTICA PARA
TRANSPORTE DE EMERGENCIA EN EL PLANETA MARTE**

Tesis para obtener el título profesional de Ingeniero Mecatrónico

AUTOR

Carlo Italo Gabriel Denegri Miasta

ASESORA:

Mónica Lucía Abarca Abarca

Lima, febrero del 2021

Resumen

Uno de los sueños del ser humano siempre ha sido viajar hacia las estrellas y visitar otros planetas. El deseo de alcanzar destinos más allá de la Tierra ha impulsado el desarrollo de tecnologías innovadoras como el GPS [1] o el descubrimiento del efecto de la micro-gravedad en el decrecimiento de las células del cáncer [2]. Hace un siglo, la comunidad científica se preguntaba cómo viajar al espacio; en cambio, ahora, se pregunta si una misión espacial tripulada llegará a Marte antes del 2030.

Uno de los hitos de la carrera espacial ocurrió el 12 de abril de 1961 cuando el cosmonauta ruso Yuri Gagarin se convirtió en el primer ser humano en visitar el espacio [3]; 8 años más tarde, el 21 de julio de 1969, el primer ser humano llegaría a la Luna [4]. Hoy casi medio siglo después, organizaciones como la NASA o SpaceX están desarrollando la tecnología para enviar astronautas a Marte antes del 2030 [5] luego de que se han enviado exitosamente alrededor de una docena de dispositivos no tripulados al planeta rojo. Este acontecimiento pretende ser el primero de una serie de eventos similares, tal como ocurrió en el proyecto del primer alunizaje. No obstante, a lo largo de 60 años de logros y de errores espaciales, se ha aprendido que, con el fin de enviar una tripulación a una superficie planetaria, es necesario evaluar un gran número de aspectos importantes para asegurar el éxito de estas misiones; razón por la cual, se suele llevar a bordo a ingenieros, médicos y cirujanos designados [6].

Un aspecto fundamental para el éxito de estas misiones recae especialmente en las medidas de seguridad para la tripulación; por esta razón, se propone este trabajo con el objetivo de asistir en el caso que una persona resulte lastimada o herida en el planeta Marte. Esta propuesta apunta al transporte de una persona herida en la superficie del planeta Marte, específicamente sobre una camilla. La etapa del transporte en una camilla puede marcar una diferencia en el estado del usuario si no se evalúan las complicaciones que pueden presentarse; de hecho, en Estados Unidos se reportaron 671 casos de eventos adversos entre 1996 y el 2005 relacionados al transporte en camillas de emergencia [7]. Por esta razón, en esta propuesta, se diseñó un medio de transporte con una superficie auto-nivelable sobre la cual puedan descansar los pacientes mientras son transportados por otros miembros de la tripulación hasta alcanzar una zona segura donde se pueda suministrar un tratamiento adecuado.

El equipo deberá ser ensamblado en la Tierra y será transportado a Marte donde podrá ser usado. Cuando sea necesario traer de regreso a un tripulante que se encuentre fuera de la nave y que no pueda desplazarse por sí mismo, el equipo puede ser llevado hasta el lugar del accidente por un tripulante. Una vez que el equipo se encuentre en posición, el paciente deberá ser colocado sobre la superficie acolchonada por miembros calificados en emergencias médicas. A continuación, se deberá encender el sistema electrónico de la máquina para activar el sistema de nivelación automática; luego de lo cual, un tripulante calificado deberá empujar la camilla junto con el paciente de camino de regreso hasta llegar a destino; a la vez que el sistema de nivelación automática de la máquina actúa durante todo el trayecto y corrige automáticamente la inclinación de la superficie sobre la cual descansa el paciente. Una vez llegado a destino, el paciente podrá ser retirado de la camilla para recibir tratamiento y luego la máquina podrá ser apagada.

Índice general

1	Presentación de la Problemática	1
2	Estado del Arte	4
2.1	Plataforma Auto-nivelable de Aterrizaje de Drones	5
2.2	Mars Exploration Rovers: Opportunity	7
3	Requerimientos y Concepto de Solución	9
3.1	Requerimientos del Sistema	10
3.2	Concepto de Solución	11
4	Condiciones de Diseño	15
4.1	Condiciones de Marte	16
4.2	Fuente de Alimentación Eléctrica	18
4.3	Elección de los Materiales	19
5	Sistema de Nivelación de Altura	23
5.1	Mecanismo de Nivelación Secundario	24
5.2	Mecanismo de Nivelación Principal	25
5.3	Análisis Cinemático y Dinámico	30
6	Sistema Mecatrónico	32
6.1	Diagrama de Funcionamiento del Sistema Mecatrónico	33
6.2	Sensores y Actuadores	34
6.3	Cálculos	39
6.3.1	Cálculo del calentador eléctrico	39
6.3.2	Cálculo de las baterías	54
6.3.3	Cálculo de las vibraciones	60
6.4	FEM	68
7	Diagramas de flujo del programa de control	70
8	Presupuesto	81
9	Conclusiones	86
10	Recomendaciones	89
	Bibliografía	91

A1 Condiciones en Marte	100
A1.1 Condiciones Generales de Marte	101
A1.2 Radiación de Marte	104
A1.3 Corrosión en Marte	108
A2 Fuentes de Alimentación Eléctrica	110
A2.1 Radioisotope Thermoelectric Generator	111
A2.2 Baterías de Ión de Litio	113
A3 Elección de los Materiales	116
A3.1 Condiciones de Carga	117
A3.2 Temperatura Ambiental	117
A3.3 Presión Ambiental	120
A3.4 Radiación Ambiental	121
A3.5 Corrosión Ambiental	127
A3.6 Casos Previos de Éxito	129
A3.7 Costo	130
A3.8 Materiales más Óptimos	135
A4 Estado del Arte	138
A4.1 Plataforma Auto-nivelable de Aterrizaje de Drones	139
A4.2 Plataforma auto-nivelable electro-hidráulica	142
A4.3 Two Wheel Self Balancing Robot	144
A4.4 Mars Exploration Rovers: Opportunity	146
A5 Análisis del Sistema de Nivelación de Altura	148
A5.1 Mecanismo de Nivelación Secundario	150
A5.2 Mecanismo de Nivelación Principal	153
A5.2.1 Simulación del IMU	158
A5.2.2 Programa principal	170
A5.2.3 Programa de posición inalcanzable	183
A5.2.4 Programa de volcadura	186
A5.3 Análisis cinemático	188
A5.4 Análisis dinámico	197
A6 Análisis de Esfuerzos	222
A6.1 Plancha Base	223
A6.2 Brazo Delantero	224
A6.3 Brazo Posterior	225
A6.4 Aro	225
A7 Cotizaciones	227
A8 Hojas de Datos	230
A9 Guía de Planos Principales	262
A9.0.1 Guía de planos mecánicos	263
A9.0.2 Guía de plano eléctrico	266

A10Planos 277



Índice de tablas

2.1	Características principales de Plataforma de aterrizaje para vehículos aéreos no tripulados	
	VTOL	6
2.2	Principales características del rover Opportunity	7
4.1	Valores de la temperatura del aire, la presión atmosférica, la humedad relativa, la velocidad del aire y la gravedad superficial de Marte	16
5.1	Valores de la potencia, torque y velocidad angular de los motores	31
6.1	Especificaciones generales del motor	36
6.2	Especificaciones generales de los ventiladores	36
6.3	Especificaciones generales del Módulo IMU MPU-6050	37
6.4	Especificaciones generales del módulo sensor magnetómetro HMC5883L	38
6.5	Especificaciones generales del módulo KTA-259v4 Thermocouple Multiplexer Shield	39
6.6	Especificaciones de las mangueras del sistema de calefacción	41
6.7	Especificaciones de los ventiladores del sistema de calefacción	42
6.8	Especificaciones generales del controlador EPOS 50/5	54
6.9	Especificaciones generales del calefactor SA12-3000 12	55
6.10	Especificaciones generales del Arduino Mega 2560 Rev3	56
6.11	Especificaciones generales del display LCD LCR-U02002DSF-WH	57
6.12	Especificaciones generales de los diodos LED Q12P1CXXR12E (red) y Q12P1CXXG12E (green)	57
6.13	Especificaciones generales del indicador buzzer magnético CMI-9655S-SMT-TR	58
6.14	Especificaciones generales de la batería Xcelion 56V-P	59
6.15	Materiales críticos analizados mediante elementos finitos	68
6.16	Esfuerzo, desplazamiento y factor de seguridad de componentes críticos según análisis FEM	69
8.1	Presupuesto de la parte mecánica	82
8.2	Presupuesto de la parte electrónica	85
A1.1	Valores de la temperatura del aire, la presión atmosférica, la humedad relativa, la velocidad del aire y la gravedad superficial de Marte	102
A2.1	Factors governing the selection of Li-ion batteries for MER	114
A2.2	Battery Specifications for Various Battery Types	114

A2.3 Battery Mass, Volume and Effective Specific Energy for Various Mission Durations . . . 115

A3.1 Tiempo y Energía mínimos, por partícula, para Mínima y Máxima Actividad Solar 123

A3.2 QUALITATIVE EFFECTS OF NEUTRON IRRADIATION ON MECHANICAL PRO-
PERTIES OF METALS 124

A3.3 TYPICAL EFFECTS OF NEUTRON IRRADIATION ON TENSILE PROPERTIES OF
METALS 125

A3.4 ILLUSTRATIVE TEST RESULTS, NEUTRON-RADIATION EFFECTS ON MECHA-
NICAL PROPERTIES OF METALS 126

A3.5 ESTIMATE OF PREDICTION PRECISION OF MECHANICAL PROPERTY CHAN-
GES IN METALS AND ALLOYS FOLLOWING NEUTRON IRRADIATION 126

A3.6 Tabla comparativa de precios por volumen entre distintos metales, según proveedor On-
line Metals 131

A3.7 Tabla comparativa de precios por libra entre distintos metales, basado en datos de Metal
Miner 132

A3.8 Tabla comparativa de precios por volumen entre distintos metales, basado en proveedor
OnlineMetals[8] y en Metal Miner 133

A4.1 Características principales de Plataforma de aterrizaje para vehículos aéreos no tripulados
VTOL 141

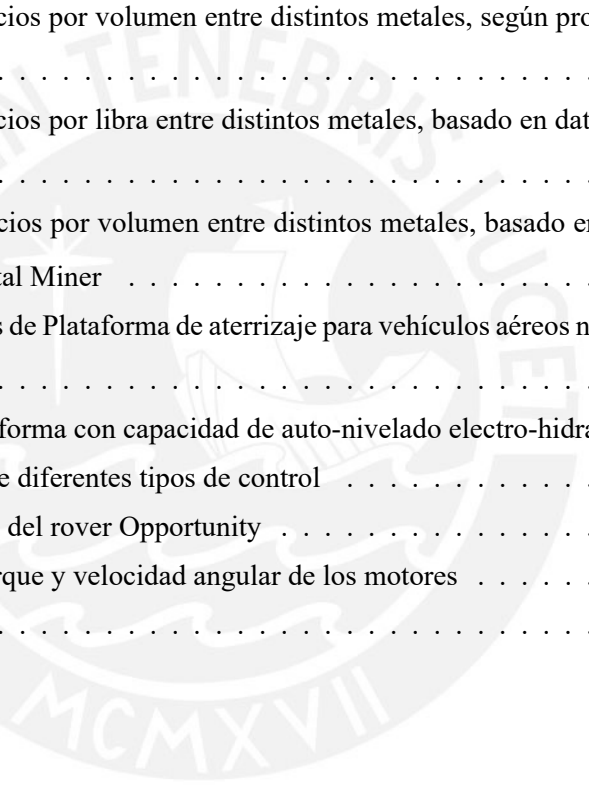
A4.2 Características de la plataforma con capacidad de auto-nivelado electro-hidráulico 143

A4.3 Respuesta del sistema ante diferentes tipos de control 146

A4.4 Principales características del rover Opportunity 147

A5.1 Valores de la potencia, torque y velocidad angular de los motores 221

A9.1 Lista de planos 264



Índice de figuras

2.1	Plataforma de aterrizaje para vehículos aéreos no tripulados	5
2.2	Diagrama de bloques del sistema de auto-nivelación	6
2.3	Recreación de la NASA del Opportunity en Marte	8
3.1	Vista isométrica de la camilla	12
3.2	Vista lateral de la camilla	13
3.3	Vista frontal de la camilla	14
4.1	Gráficas del Flujo vs Energía en Mínima y Máxima Actividad Solar	17
4.2	Diagrama de Venn para los materiales más óptimos para el chasis	21
4.3	Diagrama de Venn para la selección del material más óptimo para el Chasis	22
5.1	Mecanismo secundario con husillo y timón	24
5.2	Vista de perfil del mecanismo extendido de nivelación secundario	25
5.3	Plataforma con motores y sus mecanismos de biela-manivela	25
6.1	Diagrama de funcionamiento del sistema mecatrónico	33
6.2	Motor Maxon EC-4pole 32 Brushless con sensores Hall	35
6.3	Ventilador San Ace con control PWM	36
6.4	Módulo IMU MPU 6050	37
6.5	Módulo Sensor Magnetómetro HMC5883L	38
6.6	Módulo KTA-259K versión 4 multiplexor de termocuplas	38
6.7	Calor específico del aire de Marte a nivel superficial medido del rover Curiosity	51
6.8	Modelo equivalente del sistema de suspensión	61
6.9	Displacement Transmissibility vs Diameter	67
7.1	Diagrama de flujo del programa principal	71
7.2	Diagrama de flujo de la subrutina "Calibrate"	73
7.3	Diagrama de flujo de la subrutina "AutoLevel"	74
7.4	Diagrama de flujo de la subrutina "Buzzer"	77
7.5	Primera parte del diagrama de flujo de la subrutina "Display"	78
7.6	Segunda parte del diagrama de flujo de la subrutina "Display"	79
A1.1	Gráficas de temperatura, presión y humedad en marte (basado en el REMS	103
A1.2	Gráficas detalladas de la radiación en la superficie en Marte debido a los GCR y a los SEP	106
A1.3	Gráficas del Flujo vs Energía en Mínima y Máxima Actividad Solar (basado en simula- ciones de la radiación superficial	107

A3.1	Metals suitable for use from atmospheric temperature to the lowest available are here spotted at lowest applicable temperatures	119
A3.2	Gráficas del Flujo Filtrado vs Energía (basado en simulaciones)	122
A3.3	Gráficas del Tiempo Mínimo vs Energía (basado en simulaciones)	124
A3.4	Gráfica comparativa entre el acero, el aluminio y el titanio	132
A3.5	Diagrama de Venn para los materiales más óptimos para el chasis	135
A3.6	Diagrama de Venn entre los Costos y Casos previos	136
A3.7	Diagrama de Venn para la selección del material más óptimo para el Chasis	137
A4.1	Plataforma de aterrizaje para vehículos aéreos no tripulados	139
A4.2	Diagrama de bloques del sistema de auto-nivelado	140
A4.3	Diseño de diagrama de bloques	142
A4.4	Modelos de la plataforma con capacidad de auto-nivelado electro-hidráulico de alta precisión	143
A4.5	Diagramas de simulacion de la plataforma con capacidad de auto-nivelado electro-hidráulico de alta precisión	143
A4.6	Vista de la base de robot autonivelabel de dos ruedas	144
A4.7	Diagrama de bloques del filtro complementario	145
A4.8	Respuesta del controlador PD ($K_p=7$, $K_d=20$)	145
A4.9	Recreación de la NASA del Opportunity en Marte	147
A5.1	Mecanismo simplificado de nivelación secundario Fuente: Elaboración propia	150
A5.2	Diagrama 1 del mecanismo secundario	151
A5.3	Partes del mecanismo de nivelación secundario	152
A5.4	Configuración general de una plataforma Stewart	153
A5.5	Plataforma Stewart de 3 grados de libertad	154
A5.6	Mecanismo de nivelación principal	154
A5.7	Diagrama de flujo del programa principal para simular el sistema de nivelación	160
A5.8	Diagrama de flujo para simular la lectura del IMU respecto al eje Z	161
A5.9	Diagrama de flujo para simular la lectura del IMU respecto al eje Y	161
A5.10	Diagrama de flujo para simular la lectura del IMU respecto al eje X	162
A5.11	Características simuladas por el IMU respecto a los ejes X y Y	165
A5.12	Diagramas de la camilla para el obstáculo tipo agujero	169
A5.13	Geometría del plano de los motores	172
A5.14	Geometría del plano superior	173
A5.15	Geometría del sistema de ambos planos	174
A5.16	Representación del nivel superior	177
A5.17	Marcos $\{e_1\}$, $\{e_2\}$, $\{e_3\}$ y $\{e\}$ del plano superior	179
A5.18	Representación del mecanismo de motor-biela-manivela-unión esférica	182
A5.19	Representación del alcance máximo del mecanismo de motor-biela-manivela-unión esférica	183

A5.20	Condición de posición inalcanzable	187
A6.2	Desplazamiento en la Plancha Base	224
A6.5	Esfuerzo de Von Mises en el Aro	226
A6.6	Desplazamiento en el Aro	226
A7.1	Cotización de barra cuadrada de Ti6Al4V de la empresa Baoji Lihua Non-Ferrous Metals Co., Ltd.	228
A7.2	Cotización de plancha de titanio Ti6Al4V de la empresa Rare Metals Ltd.	228
A7.3	Cotización de plancha de titanio Ti6Al4V de la empresa Shaanxi Titanium Aviation New Material Technology Co., Ltd	229
A7.4	Cotización de plancha de titanio Ti6Al4V de la empresa Jiangsu Cunrui Metal Products Co., Ltd.	229
A8.1	Hoja de datos de batería Xcelion 56V del fabricante Saft, página 1	231
A8.2	Hoja de datos de calentador eléctrico SA12-3000 del fabricante DC Thermal	232
A8.3	Hoja de datos de manguera hidráulica de teflón recubierta de acero inoxidable 304 del fabricante FLEXTRAL, página 37	233
A8.4	Hoja de datos de pulsadores switch serie FD del fabricante APEM Inc., página 1	234
A8.5	Hoja de datos de buzzer magnético CMI-9655S-SMT-TR del fabricante CUI Devices, página 1	235
A8.6	Hoja de datos de convertidor DC-DC CES48150-4-S del fabricante Cosel USA, Inc., página 1	236
A8.7	Hoja de datos de convertidor DC-DC NQB-468DMA-AN del fabricante CUI Inc., página 1237	
A8.8	Hoja de datos de convertidores DC-DC VI-J3T-MZ y VI-J30-MZ del fabricante Vicor Corporation, página 1	238
A8.9	Hoja de datos de diodo 1N4002 del fabricante ON Semiconductor, página 2	239
A8.10	Hoja de datos de diodos LED serie Q12 del fabricante APEM Inc., página 1	240
A8.11	Hoja de datos de display LCD LCR-U02002DSF-WH del fabricante Lumex, página 3	241
A8.12	Hoja de datos de Driver EPOS4 50/5 Digital Positioning Controller del fabricante Maxon Group, página 3	242
A8.13	Hoja de datos del circuito integrado ST7066 del fabricante Sitronix, página 8	243
A8.14	Hoja de datos del circuito integrado ST7066 del fabricante Sitronix, página 13	244
A8.15	Hoja de datos del circuito integrado ST7066 del fabricante Sitronix, página 30	245
A8.16	Hoja de datos del circuito integrado ST7066 del fabricante Sitronix, página 35	246
A8.17	Hoja de datos de regulador de voltaje ZXTR2012K del fabricante Diodes Incorporated, página 2	247
A8.18	Hoja de datos de Motor EC-4 pole 32 del fabricante Maxon Group, página 236	248
A8.19	Hoja de datos del reductor planetario GP 42 HD del fabricante Maxon Group, página 357	249

A8.20	Hoja de datos del Driver EPOS4 50/5 Digital Positioning Controller del fabricante Maxon Group, página 453	250
A8.21	Hoja de datos de MOSFET IRL 520 del fabricante Infineon Technologies, página 1 . . .	251
A8.22	Hoja de datos de MOSFET IRL 520 del fabricante Infineon Technologies, página 2 . . .	252
A8.23	Hoja de datos de relé T9AS1D12-48 del fabricante TE Connectivity Potter & Brumfield Relays, página 1	253
A8.24	Hoja de datos de de relé Z11641-ND del fabricante Omron Electronics Inc-EMC Div, página 1	254
A8.25	Hoja de datos de sensor de inclinación MPU 6050 del fabricante InvenSense, página 10 .	255
A8.26	Hoja de datos de sensor de inclinación MPU 6050 del fabricante InvenSense, página 12 .	256
A8.27	Hoja de datos de sensor de inclinación MPU 6050 del fabricante InvenSense, página 13 .	257
A8.28	Hoja de datos de sensor magnetómetro HMC5883L del fabricante Honeywell, página 2 .	258
A8.29	Hoja de datos de sensor de temperatura KPA-259K del fabricante Ocean Controls, página 1259	
A8.30	Hoja de datos de sensor de temperatura KPA-259K del fabricante Ocean Controls, página 2260	
A8.31	Hoja de datos de ventilador 9CRH0412P5J001 del fabricante San Ace, página 229	261
A9.1	Plano esquemático de la tarjeta principal	267
A9.2	Esquemático del circuito del sensor de voltaje con el Arduino	268
A9.3	Esquemático del circuito de los diodos LED con el Arduino	269
A9.4	Esquemático del circuito del buzzer con el Arduino	270
A9.5	Esquemático del circuito de los driver de los motores con el Arduino	270
A9.6	Esquemático del circuito de los ventiladores con el Arduino	271
A9.7	Esquemático del circuito de los calentadores eléctricos con el Arduino	272
A9.8	Esquemático del circuito de los módulos IMU MPU 6050 y HMC5883L	273
A9.9	Esquemático del circuito de alimentación, de los pulsadores y del Arduino	274
A9.10	Esquemático del circuito del display LCD con el Arduino	275

Siglas

BIRA Royal Belgian Institute for Space Aeronomy.

CAB Centro de Astrobiología.

CAD Computer-Aided Design.

DC Direct Current.

DCL Diagrama de Cuerpo Libre.

DT Displacement transmissibility.

EMT Emergency Medical Technician.

ESA European Space Agency.

eV Electronvoltio.

EVA Extra-Vehicular Activity.

FEM Finite Element Method.

GCR Galactic Cosmic Rays.

Geant4 Geometry and Tracking.

GPS Global Positioning System.

HRS Heat Rejection System.

IMU Inertial Measurement Unit.

LAC Linear Actuator Controller.

LCD Liquid Cristal Display.

LED Light Emitting Diode.

LIB Li-ion Battery.

MAUDE Manufacturer and User Facility Device Experience.

MOSFET Metal–Oxide–Semiconductor Field-Effect Transistor.

MSI Mars Science Laboratory.

NASA National Aeronautics and Space Administration.

NHAMCS National Hospital Ambulatory Medical Care Survey.

PD Proportional Derivative.

PID Proportional Integral Derivative.

PPS Polyphenylene Sulfide.

PWM Pulse-Width Modulation.

REMS Rover Environmental Monitoring Station.

RPM revolución por minuto.

RTG Radioisotope Thermoelectric Generator.

SEP Solar Energetic Particles.

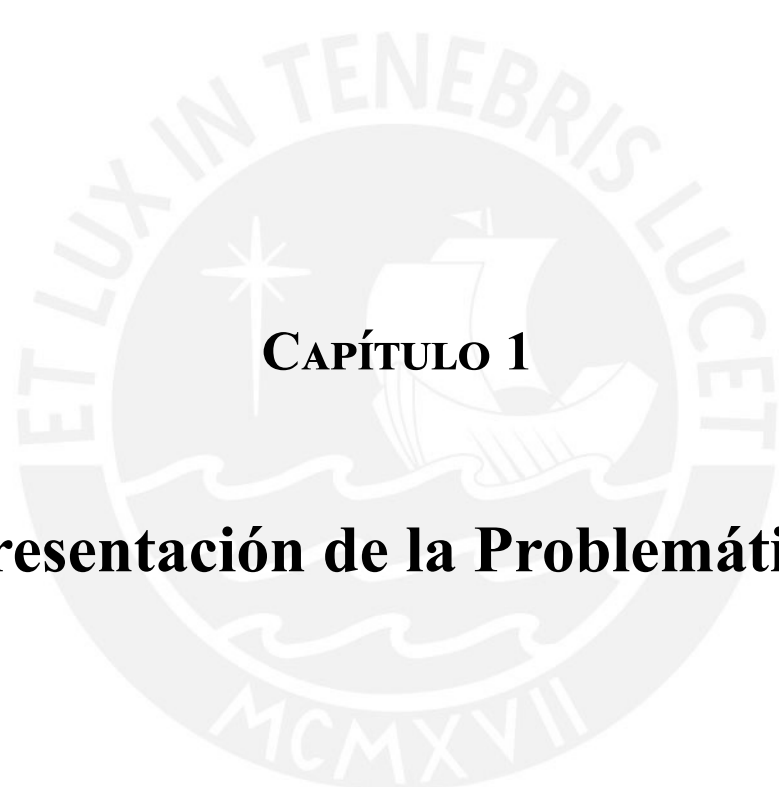
SMS Space Motion Sickness.

SPENVIS The Space Environment Information System.

TRB The National Academies Transportation Research Board.

WEB Warm Electronics Box.





CAPÍTULO 1

Presentación de la Problemática

Como parte de las actividades que los astronautas deben realizar en un viaje espacial, se encuentran las que son realizadas fuera de su nave o estación espacial; estas son denominadas como actividades extra-vehiculares o Extra-Vehicular Activity (EVA). La primera EVA fue ejecutada por el cosmonauta ruso Alexey Leonov el 18 de marzo de 1965 [9]; 4 años después, en el primer viaje hecho a la Luna en 1969, se llevó a cabo la primera EVA lunar donde se recolectaron muestras de material lunar para su posterior análisis de regreso en la Tierra [10]. Para ejecutar cualquiera de estas actividades extra-vehiculares, primero se realizó una serie de análisis de las condiciones lunares y de cómo estas podrían afectar a la tripulación.

De modo similar, con el objetivo de realizar cualquier viaje espacial, siempre es necesario considerar múltiples aspectos de las condiciones de trabajo. En el caso de este texto, se deberán evaluar las condiciones de trabajo en el Planeta Marte. Esta evaluación se realizará a detalle en el anexo A1 y se resumirá en el capítulo del mismo nombre. Debido a estas condiciones es que se deben seleccionar diversas tecnologías para la tripulación como el monitoreo de señales biomédicas, contramedidas para micro-gravedad, habitabilidad humana, protección de la radiación espacial, baterías de vida larga, trajes de alta movilidad para EVAs, infraestructura temporal, entre otros [11]. Cada una de estas tecnologías es un reto que se puede solucionar de muchas maneras posibles; de las cuales, se debe elegir la que mejor se ajuste a los requerimientos del proyecto. La mejor selección para estas tecnologías ayudará a los tripulantes a realizar sus actividades de la manera más segura y confiable.

Por ello, el análisis de las condiciones en Marte resulta imprescindible si se quiere evitar efectos negativos en la salud de la tripulación, como pueden ser los siguientes: fatiga, decompresión rápida, enfermedad por radiación, osteoporosis, fallas cardíacas, desmayos, problemas respiratorios, pérdidas de sangre, gangrenas, traumas severos, lesión de vasos sanguíneos, inestabilidad mental, obstrucciones intestinales, entre otros [12].

De hecho, pueden presentarse efectos negativos no solamente en la superficie de Marte sino por el hecho de realizar de haber realizado viajes espaciales largos. Entre estos, se pueden mencionar los siguientes: intoxicación, riesgo por desaceleración e impacto, hipotermia, anemia, disminución del volumen de fluidos corporales internos, disminución del volumen sistólico, problemas neurológicos como el Space Motion Sickness (SMS) el cual se presenta en el 50% de los astronautas, decompresión de la columna vertebral, pérdida del calcio, pérdida de tamaño muscular, y demás [13].

Entre el grupo de problemas de salud listados anteriormente, se encuentran los casos en los que se requiere el uso de camillas de transporte para pacientes; estos casos se encuentran definidos en manuales de criterios que especifican cuándo es necesario usar una camilla de transporte [14]. Además, debe considerarse el hecho de que, aún cuando se lleve una camilla al lugar del accidente, pueden presentarse múltiples complicaciones tanto para el paciente como para los tripulantes EMTs o paramédicos que acuden a socorrer al personal lastimado. Según información del Manufacturer and User Facility Device Experience (MAUDE), en Estados Unidos, se reportaron, entre 1996 y 2005, 671 casos de eventos adversos relacionados al transporte en camillas de emergencia [7]. Estos eventos incluían el colapso de la máquina, partes rotas o dañadas. De estos eventos, 121 incluyeron heridas, fracturas y laceraciones, 3 lesiones cerebrales y 3 muertes. De los casos donde se reportaron personas heridas, el 43 % fue el grupo de los pacientes y el 57 % pertenece a los Emergency Medical Technician (EMT) o paramédicos. Asimismo, otro estudio [15] concluye que aún con el entrenamiento adecuado, hay registro de 8360 casos de eventualidades, los cuales se debieron, en un 56 %, al agotamiento y en un 38 % al hecho de cargar a los pacientes, de acuerdo a un comité de la The National Academies Transportation Research Board (TRB). Se señala también que una de las causas es el mal diseño de las camillas o una mala técnica derivada de la premura de los casos de los pacientes. Por esta razón, se observa una tendencia en la última década por parte de las principales empresas del rubro de las camillas de emergencia a realizar sus productos con características plegables y ergonómicas para ayudar al personal auxiliar a evitar lesiones por sobrecarga de peso.

Por este motivo, en este trabajo se ha propuesto un sistema de emergencia para ayudar al transporte de un miembro de la tripulación que haya sufrido un accidente, con el fin de transportarlo desde el lugar del suceso hasta una estación principal donde el usuario pueda recibir la atención necesaria con los instrumentos adecuados y por parte del personal médico.

No obstante, la superficie del terreno sobre la cual se va a movilizar la camilla en Marte se caracteriza por ser irregular, con múltiples cráteres resultados de impactos con meteoritos y actividad volcánica antigua [16] lo que dificultaría una transición ideal puesto que podrían presentarse vibraciones e inclinaciones en la camilla de transporte. Esto podría implicar un problema grave para la salud de la persona afectada si es que esta presenta alguna lesión que podrá agravarse con los movimientos complejos de la camilla por la superficie.

Para ello, este trabajo propone el diseño de un sistema de nivelación automática para transporte de emergencia en el planeta Marte para ayudar al transporte del usuario que haya sido lesionado. Este sistema logrará mantener en todo momento la orientación horizontal de la superficie sobre la que va a descansar el usuario, hasta que se logre llegar a un lugar designado para darle la atención adecuada.



CAPÍTULO 2

Estado del Arte

En la industria, existen aplicaciones donde resulta necesario un sistema de auto-nivelación. Entre estas aplicaciones, se encuentran los diseños de plataformas para aterrizaje, entre las que destaca el proyecto que se va a presentar a continuación.

2.1. Plataforma Auto-nivelable de Aterrizaje para Drones

En el 2015, un equipo multi-disciplinario de ingenieros de la Universidad de Denver realizó el diseño e implementación de un dispositivo autónomo móvil cuya función principal era ofrecer una superficie de despegue/aterrizaje capaz de auto-nivelarse mediante el uso de inclinómetros y actuadores lineales. En las figuras 2.1a y 2.1b se muestran las dos configuraciones disponibles del dispositivo. En la figura 2.1c se muestran los 4 actuadores lineales DC que nivelan cada esquina del carro.



(a) Configuración extendida de la superficie de aterrizaje



(b) Configuración doblada de la superficie de aterrizaje



(c) Mecanismo de actuador lineal de la plataforma de aterrizaje

Figura 2.1: Plataforma de aterrizaje para vehículos aéreos no tripulados [17]

El sistema cuenta con 4 actuadores lineales DC modelo Duff-Norton LT-100-1-100P que entregan una fuerza lineal de 500 N a lo largo de una carrera de 100 mm. Estos actuadores están fijados a la plataforma en su base y a una placa triangular por su extremo libre. Asimismo, las placas triangulares van acopladas a las ruedas, formando así cuatro brazos articulados. De esta manera, cuando la superficie de aterrizaje se desnivela, los actuadores desplazan los brazos de una de las llantas para que la superficie vuelva a mantener un nivel horizontal como se observa en la Figura 2-3.

El sistema de control consiste en un controlador XMOS XC-1A digital. El controlador de los actuadores es un Linear Actuator Controller (LAC) de la marca Firgelli; el cual permite, mediante un potenciómetro, que los actuadores puedan ser manipulados como servomotores mediante un Pulse-Width Modulation (PWM). Por otro lado, el sistema cuenta con inclinómetros para medir la orientación de la superficie; y en base a estas medidas, el microcontrolador manda la señal a los actuadores para efectuar la corrección necesaria. En la figura 2.2, se muestra el diagrama de bloques del sistema de control:

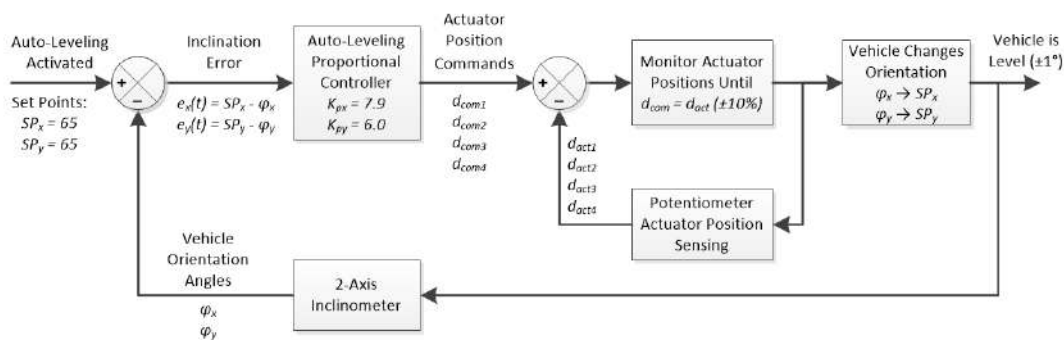


Figura 2.2: Diagrama de bloques del sistema de auto-nivelación [17]

El equipo de desarrollo determinó experimentalmente que la plataforma de aterrizaje logra regresar perfectamente a un nivel horizontal si la inclinación inicial se encuentra en un rango de $25^\circ \pm 1^\circ$. Además, para esto, se ha determinado experimentalmente que el tiempo para regresar a la posición horizontal de referencia demora entre 8 a 18 segundos.

En la tabla 2.1, me muestran las características principales de este dispositivo.

Tabla 2.1: Características principales de Plataforma de aterrizaje para vehículos aéreos no tripulados VTOL [17]

Requerimiento de grados	$25^\circ \pm 1$
Actuadores	Duff-Norton LT-100-1-100P model. Entregan una fuerza lineal de 500 N a largo de 100 mm de longitud de carrera. Son controlados individualmente con un LAC
Inclinómetro	Murata SCA121T análogo de doble eje para monitorear el eje X y Y
Convertor Análogo-Digital	LTC1865, de dos canales de 16 bit
Microcontrolador	XMOS XC-1A digital
Tipo de control	Proporcional de lazo cerrado
Peso	La masa del vehículo es de 20 kg y debe soportar 120 kg en el centro de la plataforma
Esfuerzo	Los brazos de control están sujetos cada uno a un esfuerzo máximo de 160.8 MPa según la teoría de Von Mises. El esfuerzo de fluencia del aluminio 6061-T6 es de 275 MPa por lo que el factor de seguridad es de 1.71. Además, la deflexión en el caso máximo es de 1.62 mm
Eficiencia energética	94 %
Capacidad de viaje	13.1 km

2.2. Mars Exploration Rovers: Opportunity

Por otro lado, en el campo de dispositivo espaciales exitosamente llevados a Marte, se pueden encontrar casos como los rovers Sojourner, Spirit, Opportunity y Curiosity. Entre estos, cabe subrayar el caso de los rovers gemelos Spirit y Opportunity llevados a Marte en la misma misión: MARS EXPLORATIONS ROVERS. De estos dispositivos, el Opportunity estuvo operando en el planeta rojo desde el 2004 hasta junio del 2018. El Opportunity fue enviado en el 2004 y ha estado operando en la superficie marciana desde entonces hasta junio del 2018 [18]. En la tabla 2.2 se muestran las principales características de este rover. Entre muchas de las tecnologías con las que cuenta este rover, se encuentra un sistema de transporte patentado por la NASA denominado rocker-bogie [16], el cual le permite sortear ángulos de 45°, sin embargo, sus sensores le impiden inclinarse más de 30°.

Tabla 2.2: Principales características del rover Opportunity [16]

Velocidad promedio	200 m h ⁻¹ ; 100 m h ⁻¹ en terreno difícil
Servomotor de cada rueda	35 N m
Ruedas	6 ruedas, cada una de 20 cm de diámetro
Masa	174 kg
IMU	Litton: LN-200, compuesto de giroscopios y acelerómetros de 3 ejes
Radio de giro	0.9 m a 1.9 m

Otra de las características que presenta es el material del que está hecho. El chasis está conformado casi completamente de una aleación de titanio con aluminio, material que es muy usado en aplicaciones aeroespaciales debido a su buena resistencia a rangos extremos de temperaturas además que es más liviano y tiene una resistencia a la tracción mejor que el acero. Este material es favorable especialmente en Marte debido a que la temperatura puede llegar a bajar de -50 °C. Sin embargo, debido al hecho de que no se pueden llevar llantas neumáticas al espacio, las ruedas están hechas completamente de aluminio; el cual, a diferencia del titanio, presenta una mejor resistencia al desgaste superficial ante los terrenos difíciles de Marte [16]. En la figura 2.3, se muestra una recreación de cómo se vería el dispositivo en la superficie de Marte.

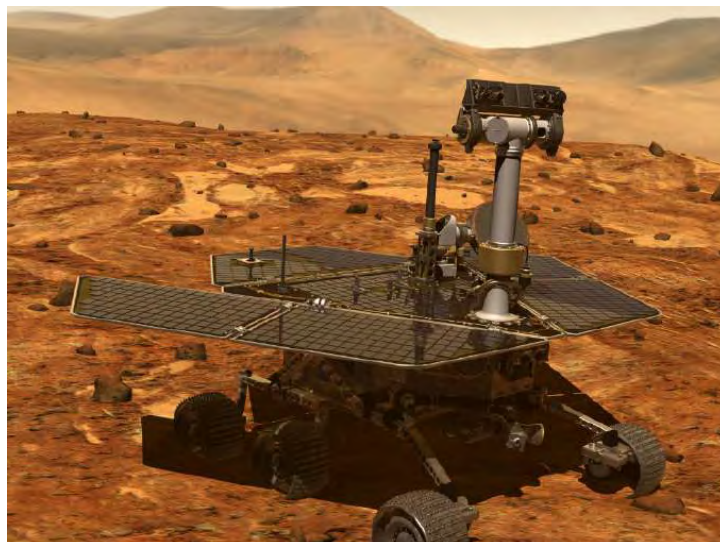
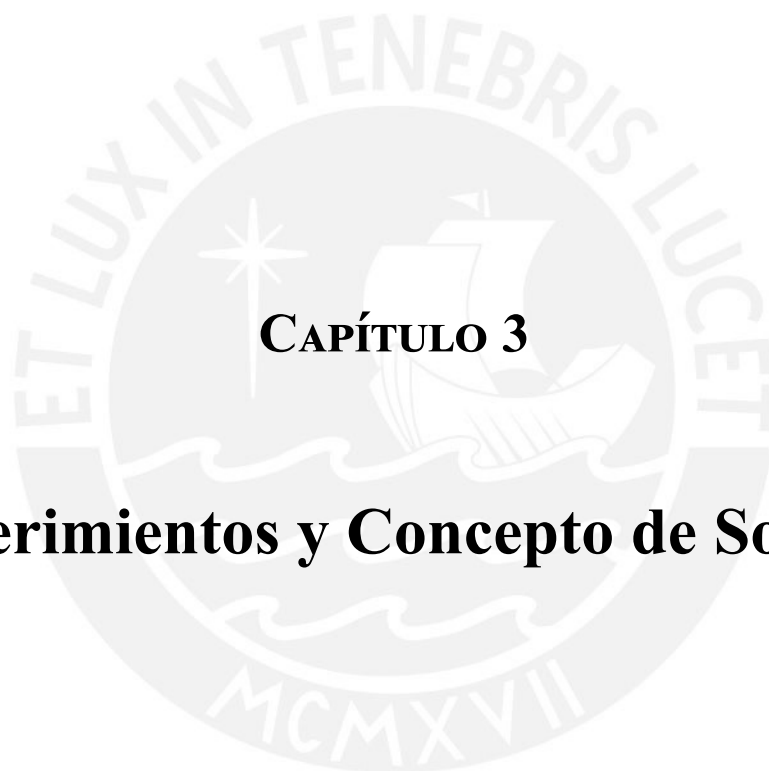


Figura 2.3: Recreación de la NASA del Opportunity en Marte [19]

Por otro lado, se cuenta con un complejo sistema de calentamiento. Los componentes electrónicos que no están diseñados para soportar por tanto tiempo la temperatura bajo cero, como las baterías, están alojados dentro de una caja de dispositivos denominada WEB (Warm Electronic box), lo que impide que la temperatura de las baterías caiga por debajo de -20°C . Asimismo, se cuenta con tres fuentes de calor: calentadores eléctricos resistivos, RHUs (Radioisotope Heater Unit) y el efecto Joule por los componentes electrónicos [20]. Este RHU es esencialmente un calentador que funciona en base a 2.7 gramos de isótopos de plutonio-238 de grado bajo) y que, a diferencia de los calentador eléctricos que se pueden prender y apagar manualmente, puede durar funcionando continuamente, otorgando 1 Watt de calor constante [21]. Además, se cuenta con un sistema mecánico de expulsión de calor conocido como HRS (Heat Rejection System) que garantiza que el interior de la WEB no alcance temperaturas muy altas [22].



CAPÍTULO 3

Requerimientos y Concepto de Solución

Previo a elaborar el concepto de solución del sistema mecatrónico, se analizaron los requerimientos que debía tener el sistema para lograr un funcionamiento óptimo dadas las condiciones de trabajo. Los requerimientos que se identificaron se pueden dividir en 4 tipos: físico-mecánicos, eléctricos, de control y económicos. Luego de haber definido estos requerimientos, en base a ellos, se elaboró un concepto de solución, el cual se desarrolla a detalle en el siguiente capítulo. A continuación, se muestran los requerimientos identificados para que la camilla pueda construirse y ser llevada a Marte, en donde podrá estar disponible para ser usada.

3.1. Requerimientos del Sistema

Requerimientos físicos-mecánicos:

- Todos los componentes mecánicos del sistema deben adecuarse a las condiciones ambientales del planeta Marte, las cuales se resumen en el sección "4.1".
- El dispositivo debe lograr transportarse mediante ruedas y la fuente de movimiento debe ser manual. Estas ruedas deben estar diseñadas para andar sobre terreno irregular sin desgastarse.
- El sistema debe lograr mantener la inclinación de la cama del paciente a un nivel horizontal mientras el ángulo de las pendientes no excedan los 30°.
- El sistema debe permitir regular su altura con el fin de facilitar la carga, transporte y descarga del paciente.
- Los materiales y los mecanismos deben ser diseñados y seleccionados de tal forma que permitan resistir los esfuerzos presentes ocasionados por el sistema de auto-nivelación con el paciente incluido y mientras la camilla avanza por un terreno irregular.
- La cama sobre la cual va a descansar el usuario debe tener una superficie hecha de un material flexible y que pueda resistir las condiciones del planeta Marte.

Requerimientos eléctricos:

- El sistema eléctrico/electrónico debe encontrarse alojado en una ubicación aislada que lo proteja de las condiciones ambientales del planeta Marte para que los componentes electrónicos puedan trabajar adecuadamente.
- La alimentación debe ser mediante corriente continua.

- La batería del dispositivo debe ser tal que permita funcionar al sistema un tiempo de al menos durante la duración de un viaje.

Requerimientos de control:

- El sistema debe controlar automáticamente el sistema de nivelación de tal manera que la inclinación de la superficie sobre la cual va a descansar el paciente tienda a volverse horizontal (paralelo al suelo) cuando la camilla se encuentra en reposo o en movimiento.
- El controlador debe avisar al usuario de las condiciones de trabajo de los componentes electrónicos: temperatura y nivel de batería.

Requerimientos económicos:

- El peso del dispositivo no debe exceder los 500 kg para disminuir el costo de envío al espacio exterior.
- El sistema, en conjunto, debe ser diseñado de manera económica.

3.2. Concepto de Solución

La figura 3.1 muestra la propuesta diseñada. Este sistema tienen dos sistemas de nivelación; uno es manual y el otro es automático. El sistema de nivelación manual se manipula mediante el timón que se observa en la parte inferior izquierda; el cual mueve una guía que cambia la altura de un sistema en acordeón. Este sistema de nivelación sirve para facilitar la labor del personal que va a empujar la camilla y que va a colocar y retirar al paciente. Por otro lado, el sistema de nivelación automática tiene como función regular la orientación de la cama mediante tres mecanismo de biela-manivela y un motor. En la plataforma ubicada a la mitad de la figura se pueden observar estos tres motores, los cuales están guarnecidos para protegerlos del ambiente exterior; a su vez, se puede observar que a cada motor le llega una manguera para transmitir aire caliente desde la caja eléctrica. Los motores estarán acoplados a su vez a reductores y serán manipulados por controladores de su mismo fabricante.



Figura 3.1: Vista isométrica de la camilla
Fuente: Elaboración propia

La caja eléctrica se puede visualizar en la parte derecha de la imagen. Dentro de la caja, estará una batería de ión litio para suministrar la energía eléctrica a todo el sistema. En este espacio, además se dispondrán de otros componentes electrónicos como el sistema de calefacción. Este sistema servirá para mantener una temperatura de trabajo adecuada para los componentes electrónicos y estará conformado por 2 calefactores, 3 ventiladores y un sensor de temperatura. Además, se contará con 3 mangueras que servirán para transmitir el calor interno desde la caja a los motores.

La figura 3.2 muestra la vista lateral de la máquina. En esta vista, se puede visualizar el sistema de nivelación manual. Este sistema está conformado por una guía unida a un timón que, en función de su sentido de giro, podrá aumentar o disminuir la altura de la plataforma de los motores. La explicación de este sistema de acordeón se detalla en el anexo A5.

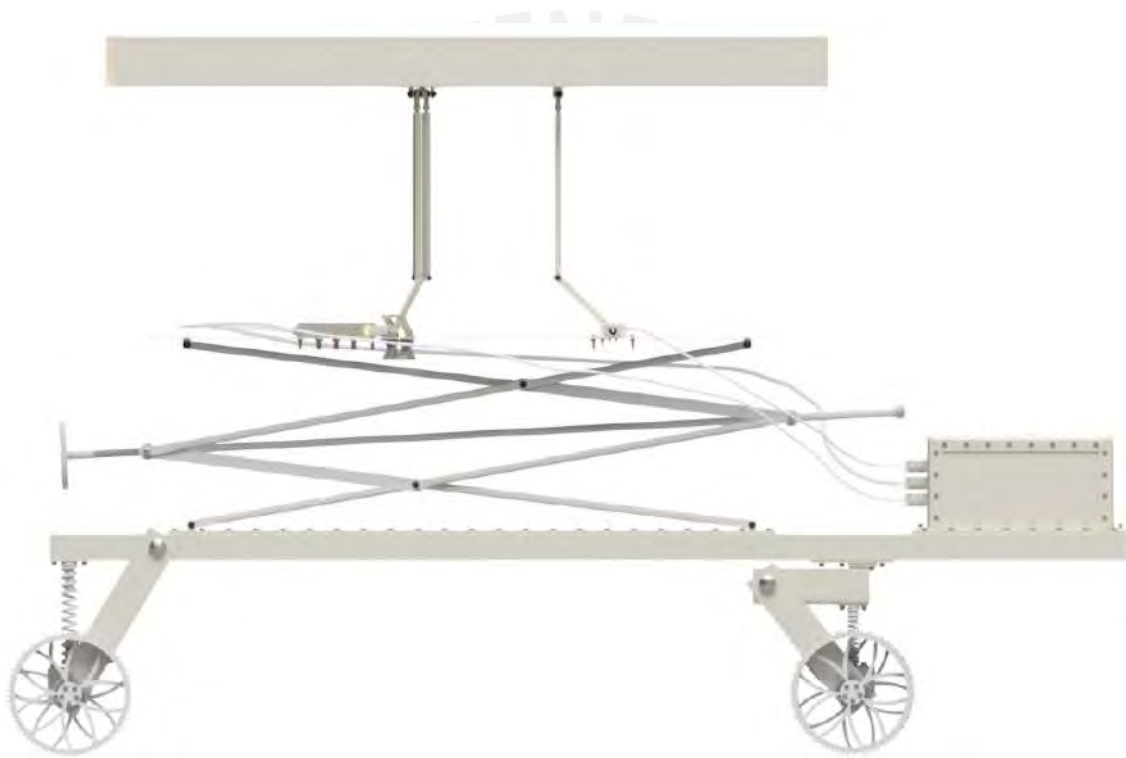


Figura 3.2: Vista lateral de la camilla
Fuente: Elaboración propia

En la figura 3.3 se puede observar la vista frontal del sistema. En la parte inferior, se puede visualizar el sistema de movimiento de la camilla. Este sistema está conformado por 4 ruedas; las dos ruedas posteriores son fijas y solo mantienen una única dirección y las dos frontales son ruedas giratorias. Asimismo, se cuenta con 4 resortes de compresión para disminuir las vibraciones. En la parte media de la figura, se puede observar el sistema de nivelación manual que se mencionó anteriormente y en la parte superior de la imagen se pueden observar los mecanismo de bielas manivelas que manipularán la cama del paciente. En esta vista, también se pueden apreciar las mangueras que saldrán de la caja eléctrica hacia los motores.

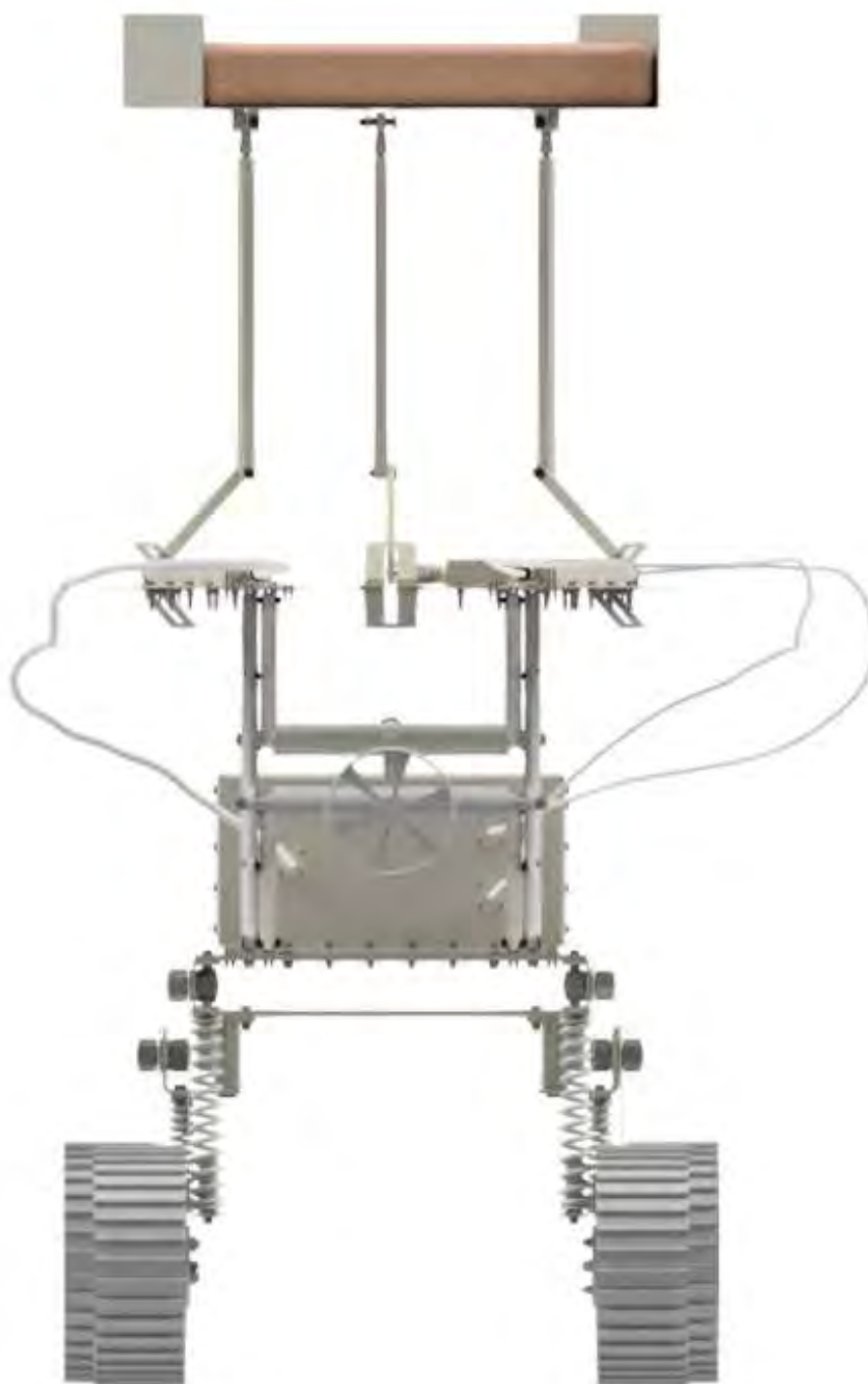


Figura 3.3: Vista frontal de la camilla
Fuente: Elaboración propia



CAPÍTULO 4

Condiciones de Diseño

4.1. Condiciones de Marte

Después de analizar los diversos aspectos de Marte que pueden ser especialmente relevantes para el desempeño de la camilla, se hizo énfasis en tres puntos, los cuales son: las condiciones ambientales, la radiación y la corrosión. En base a ello, se compararon los materiales que pueden desempeñarse de mejor manera.

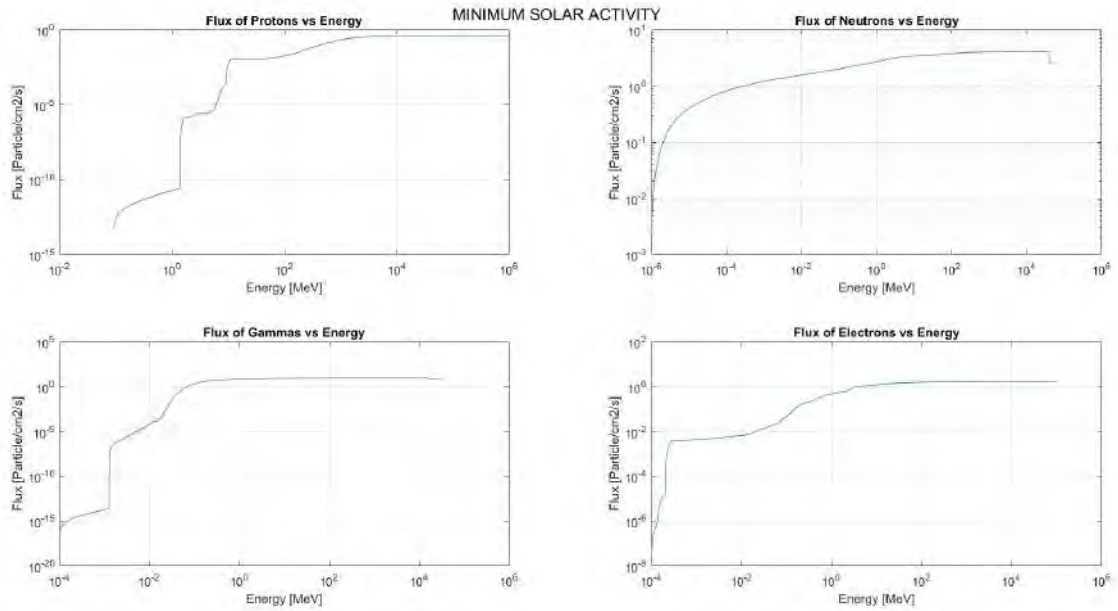
Para evaluar las condiciones ambientales de Marte, se extrajo la información de 2003 soles (1 día solar marciano \approx 24 horas 39 minutos 35 segundos terrestres) desde el 07 de agosto del 2003 hasta el 26 de marzo del 2018 del Rover Environmental Monitoring Station (REMS) respecto al cráter Gale. Con ello, se obtuvo la información de la temperatura del aire, la presión atmosférica y la humedad relativa del aire y se resumió esta información en la tabla 4.1. En esta tabla, se puede observar la gravedad superficial promedio del planeta así como los valores máximo, mínimos y promedios de la temperatura, presión, humedad y velocidad del aire.

Tabla 4.1: Valores de la temperatura del aire, la presión atmosférica, la humedad relativa, la velocidad del aire y la gravedad superficial de Marte [23] [16] [24]

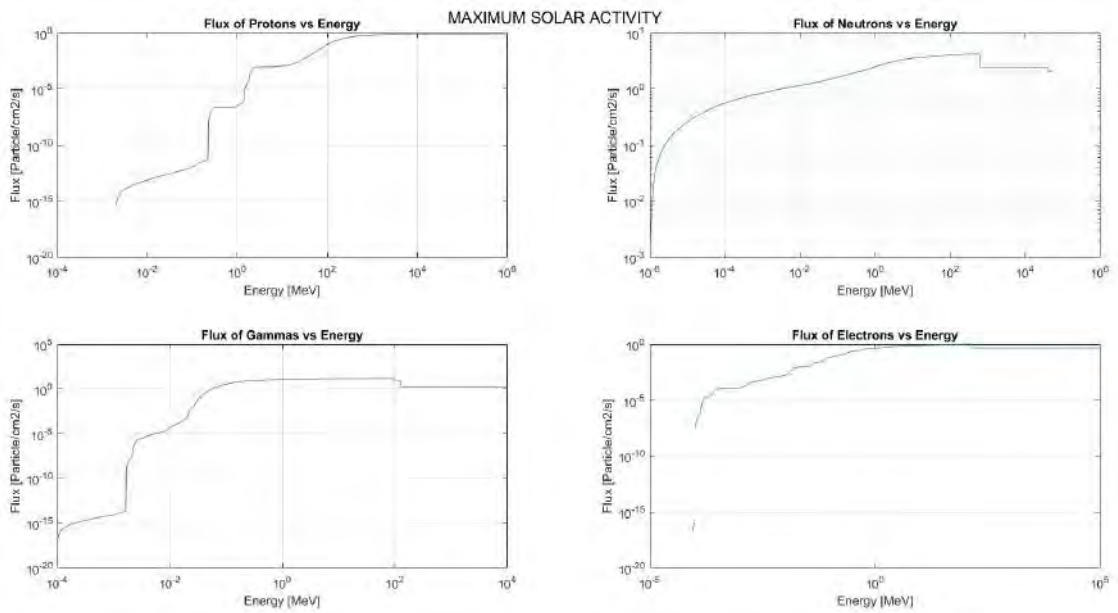
	Temperatura [K]	Presión [Pa]	Humedad Relativa [%]	Velocidad del Aire [m s^{-1}]	Gravedad Superficial [m s^{-2}]
Promedio	223.3	838.8	4.8	17	3.72076
Mínimo	176.7	673.7	0	2	
Máximo	285.8	969.7	78.4	30	

Con respecto a la radiación presente en Marte, se usaron los resultados de una simulación de la radiación entrante [25]. El autor de esta simulación definió el flujo de radiación que ingresa a la atmósfera marciana a través de la data provista por el The Space Environment Information System (SPENVIS), el cual es un software de la European Space Agency (ESA). Esta simulación se realizó en dos escenarios: máxima y mínima actividad solar pues escenarios están relacionados con niveles distintos de radiación.

La radiación ambiental a su vez se dividió en dos tipos según su fuente de origen: Galactic Cosmic Rays (GCR) y Solar Energetic Particles (SEP). Los GCR son partículas altamente energéticas provenientes de la galaxia y los SEP son partículas provenientes de la actividad solar. En ambos escenarios, se simularon los datos de la radiación para los Galactic Cosmic Rays (GCR); y, solo en el caso de máxima actividad solar, se tomó en cuenta la radiación provocada por los Solar Energetic Particles (SEP). Luego, con base a los resultados de la simulación, se obtuvo la información de flujos vs energía de los protones, neutrones, rayos gamma y electrones para actividad solar mínima y máxima. A su vez, estos resultados se usaron para calcular el flujo total de cada tipo de partículas generadas por la radiación para actividad solar mínima y máxima. Los resultados finales se muestran en la figura 4.1a.



(a) Flujo vs Energía en Mínima Actividad Solar



(b) Flujo vs Energía en Máxima Actividad Solar

Figura 4.1: Gráficas del Flujo vs Energía en Mínima y Máxima Actividad Solar (basado en simulaciones de la radiación superficial [25])

En el caso de la radiación, se tomó en cuenta que la NASA, al momento de evaluar la corrosión que sufren los materiales que enviarían a Marte, consideró que la corrosión que experimentarían los materiales es la misma tanto en Marte como en la Tierra [26]. Además de ello, la falta de reportes encontrados por parte de la NASA respecto a incidentes provocados por esta consideración hace indicar que asumir que los efectos de la corrosión son los mismos que en la Tierra no ha provocado mayores complicaciones a los materiales enviados. Sin embargo, es importante notar que una investigación [26] encontró que las llantas del rover Curiosity podrían haberse deteriorado debido a la presencia de salmueras líquidas encontradas en la superficie del suelo rocoso. Esta investigación sugiere la posibilidad de que los rasguños de la aleación de aluminio AA-7075-T7351 de la que están hechas las llantas podría deberse no solo a la interacción con el suelo rocoso sino debido también a una posible corrosión. A pesar de ello, la NASA ha indicado [27] que este pequeño porcentaje de daño, aún si es causado por la corrosión, no ha sido suficiente para impedir el normal funcionamiento de las llantas durante todos estos años que el rover se ha desplazado sobre la superficie. Esto indicaría la viabilidad de usar una aleación de aluminio como material de las llantas de la camilla.

4.2. Fuente de Alimentación Eléctrica

Las fuentes de energías usadas para las misiones espaciales de los rovers pueden ser de dos tipos: baterías o generador termoelectrónico de radioisótopos, también llamados RTG (Radioisotope Thermoelectric Generator). Las baterías obtienen su energía de manera convencional; mientras que, los RTG la obtienen a través del calor generado por la desintegración de isótopos radioactivos. Para ello, en los RTG, se aprovecha que los rayos alfa, beta o gamma emitidos por radioisótopos son en parte absorbidos por el material por el que atraviesan, lo que genera un aumento de temperatura en el material. Los radioisótopos usados para ello deben ser muy inestables, como el plutonio 238, pues estos generan una gran cantidad de radiación. Este isótopo puede generar 540 W por kilo de material y su superficie puede llegar a alcanzar los 1050 °C; sin embargo, el precio de este material puede llegar a ser 6 millones de dólares por cada 5 kg [28][29]. Sumado a ello, se encuentra el hecho de que este material se debe producir en reactores nucleares, lo que complica en gran medida su disponibilidad.

Por otro lado, en el caso de las baterías, durante la historia espacial se ha usado distintos tipos de batería según el tipo de misión y complejidad. En la última década, en las misiones espaciales más recientes como los rovers enviados a Marte, se ha optado por usar baterías de ion de litio o Li-ion Battery (LIB) debido a sus ventajas frente a otros tipos de batería, sobretodo dadas las condiciones de las misiones espaciales. De hecho, en los casos de los rovers Spirit [30][31], Opportunity[32] [33] y Curiosity [34][35], el tiempo de actividad resultó ser mucho mayor que el tiempo esperado de servicio puesto que los rovers no presentaban mayores impedimentos para seguir desplazándose sobre la superficie del planeta; y porque, durante todo ese tiempo, las baterías de ion de litio han funcionado sin reportar algún problema.

La comparación entre ambos tipos de fuentes de energía muestra que la solución más fácil de implementar, sin comprometer la funcionalidad en Marte, es la de usar las baterías de ion de litio. Sin embargo, una búsqueda más exhaustiva de la información disponible sobre los RTG mostrada en el anexo A2 indica que, en los rovers enviados a Marte, el uso de un sistema de distribución de calor para los sistemas híbridos de batería/RTG podría ser también necesario para la camilla de esta tesis. Asimismo, otra observación importante es que, de manera similar a los sistemas de distribución eléctrica de los rovers, sería necesario el uso de una caja eléctrica que conserve un microambiente necesario donde las baterías y los demás componentes electrónicos puedan ser colocados. Cabe también destacar que las baterías de ion de litio escogidas para el diseño de la camilla no pueden ser baterías normales del mercado; sino que, estas deben ser baterías especializadas para el ambiente hostil de Marte.

4.3. Elección de los Materiales

El análisis de los materiales en el diseño de la camilla conlleva a tomar en cuenta factores como la carga que soporta la estructura, la temperatura, la presión, la radiación, la corrosión y el costo. Cada uno de estos aspectos fue evaluado para finalmente dar con una lista de materiales que cumplen con todos estos requisitos. Esta evaluación se realizó detalladamente en el anexo A3. A continuación, se mostrarán estos resultados.

Para estimar la carga de la camilla, se hizo uso del modelo CAD de la camilla para conocer automáticamente la masa total del sistema. Se observó que la masa de la camilla es de aproximadamente 360 kg. Si el peso de una persona con traje espacial puede llegar a ser 125 kg[36]; entonces, la masa total sería de 485 kg. Esto en Marte equivale a un peso total de 1805 N. Para soportar este peso, sería adecuado seleccionar materiales metálicos para la estructura.

El análisis de la temperatura reveló la lista de los siguientes metales. Para los aceros, se recomendó: HY-TUF, HY-80, A286 y austeníticos como los de la serie 300. No se observó inconvenientes en las aleaciones de cobre. En el caso del aluminio, se recomendó la serie 2,5 y 7 del aluminio; como los siguientes: 7079-T6, 2024-T6, 7039-T6, 2014-T6 y 5456-H353. Del titanio, se recomendó: Ti_8Al_1MoV , $Ti_5Al_5Zr_3Sn$, Ti_4Al_3MoV recocido, Ti_6Al_4V , Ti_8Al_2NbTa y Ti_6Al_4V -ELI recocido.

La evaluación de la presión ambiental mostró que, del acero, es mejor usar los aceros inoxidable y que sean de preferencia austeníticos como el 304. Además, también se pueden usar aleaciones de cobre, níquel, zirconio y titanio. Asimismo, se recomendó no usar cadmio, zinc, magnesio y, en menor medida, aluminio, debido a su dificultad para soldar.

La radiación ambiental reveló que mientras se usen metales, la radiación al nivel de la superficie no representa un problema.

En el estudio de la corrosión ambiental, se recomendaron los siguientes metales. Para los aceros, se recomendaron aceros inoxidable austeníticos como el 304 y el 316. También se sugirió usar aleaciones de cobre. Asimismo, para el aluminio, se recomendó la serie 2 y la serie 7 como el AA-7075-T7351. Además, se recomendaron aleaciones de titanio como la Ti_6Al_4V . Luego, se indicó la siguiente lista de metales de mayor a menor resistencia a corroerse: A286 pasivado, AISI 316 pasivado, AISI 301 pasivado, AISI 304 pasivado, Hastelloy C pasivado, Inconel 92 pasivado, titanio puro, cobre puro, Ti_6Al_4V , AA 6061, AA 2024, AA 7075-T73 y AA 7072.

Además de estos aspectos, se revisaron los casos previos de misiones a Marte; en donde, se indicó que las aleaciones de titanio eran los material más usados para las estructuras y elementos de los rovers. Por otro lado, el aluminio se usó mayormente para las llantas de estos para ahorrar peso frente al titanio o al acero. El acero, a pesar de su mayor densidad, se usa como material de partes pequeñas, como pernos, debido a su buen rendimiento y al poco peso de estos elementos. También se usaron bronce y cobre.

El análisis de costos se resumió en la tabla A3.8 del anexo A3, en donde se observa que el costo por volumen para mandar acero a Marte es aproximadamente 1.75 veces el costo para el titanio; asimismo, el costo de enviar aluminio es solamente el 60 % del costo de enviar titanio.

Cada uno de estos puntos ofrece un conjunto de materiales ideales. Luego, se realizó un diagrama de Venn, tal como se muestra en la gráfica 4.2, para obtener los materiales más óptimos de este conjunto de materiales ideales.

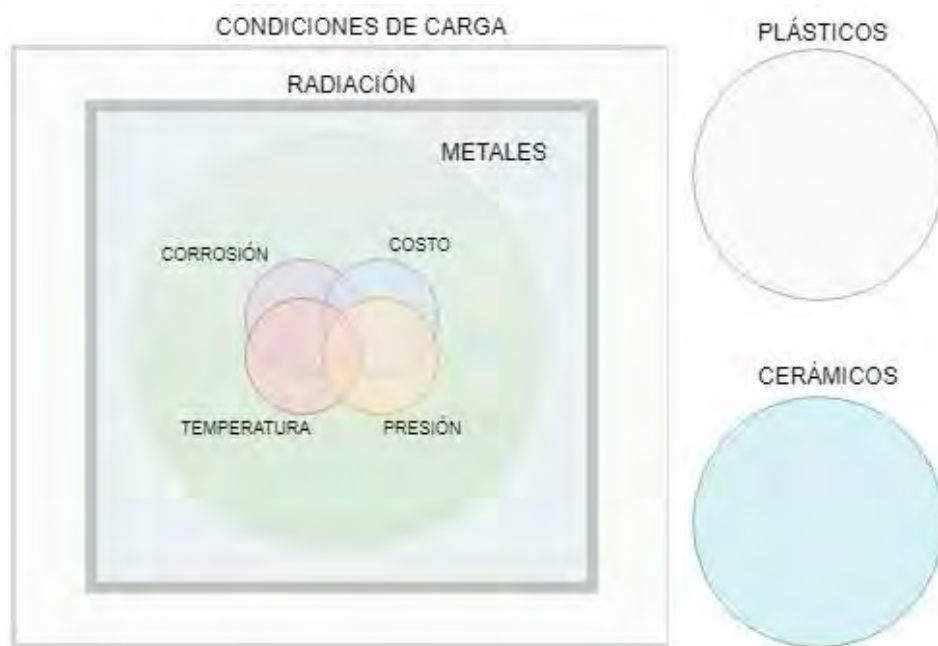


Figura 4.2: Diagrama de Venn para los materiales más óptimos para el chasis
Fuente: Elaboración propia

Finalmente, se procedió a hacer el análisis del material más óptimo dentro del grupo de los metales. Los resultados se ilustran en la gráfica 4.3. De esta gráfica, se puede observar que el material que cumple con todos los requisitos es la aleación de Titanio Ti_6Al_4V . Cabe mencionar que otras buenas opciones son los aceros inoxidable de la serie 300 y las aleaciones de aluminio de la serie 2 y 7. Otra razón para seleccionar finalmente al titanio en lugar del aluminio o el acero recae en el costo. Como se señaló anteriormente, el acero inoxidable, debido a su mayor densidad y costo, es una buena opción solo para partes comerciales de poco tamaño; mientras que, el aluminio es una mejor opción para las llantas debido a que éstas representan un gran volumen y por ende, el ahorro adquiere más relevancia. El Ti_6Al_4V , por otro lado, es más resistente que el aluminio frente a todas las condiciones de Marte y al peso de la camilla, además que es mucho más barato que el acero.

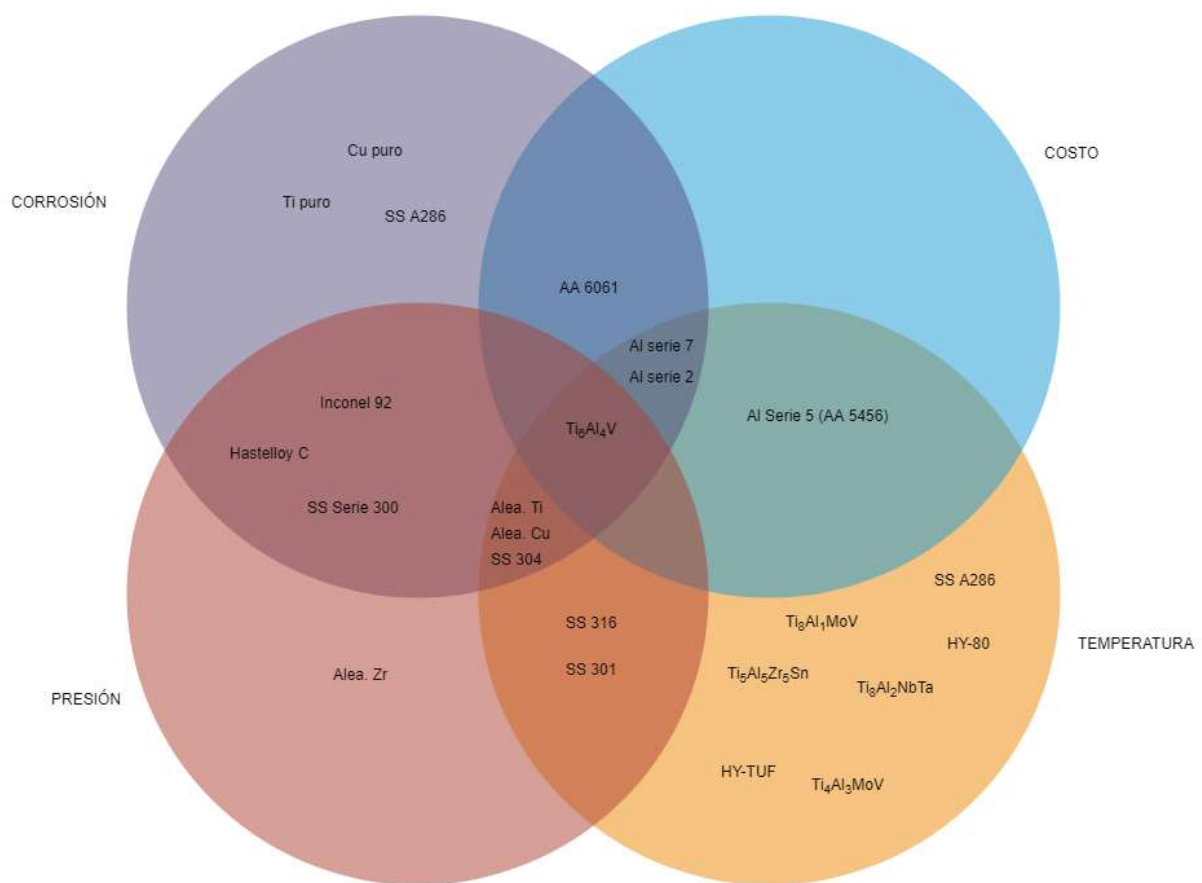
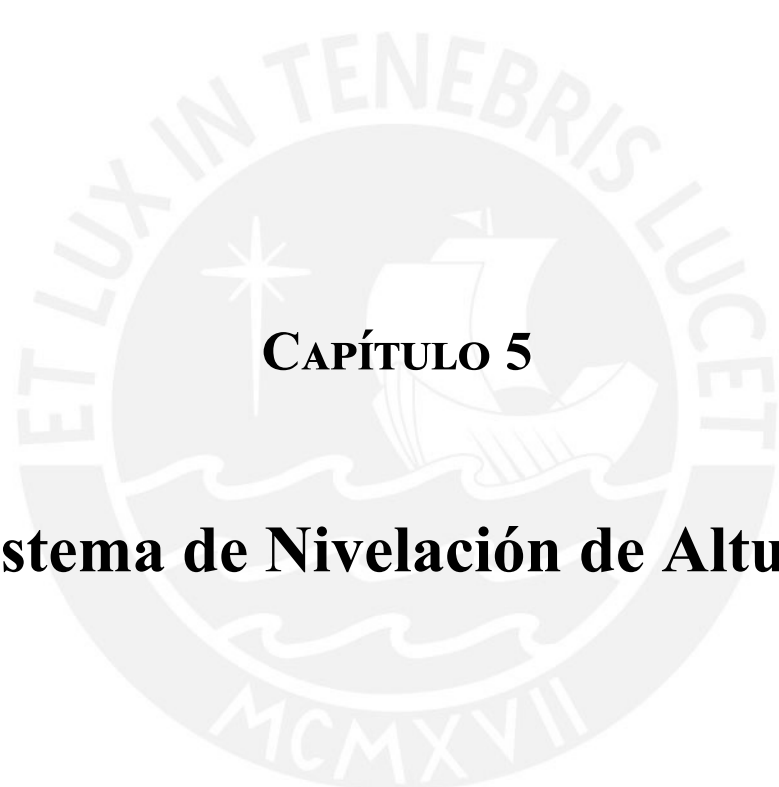


Figura 4.3: Diagrama de Venn para la selección del material más óptimo para el Chasis
Fuente: Elaboración propia



CAPÍTULO 5

Sistema de Nivelación de Altura

El sistema de nivelación de altura se dividirá en dos partes: el sistema de nivelación principal y el secundario. La función del sistema de nivelación principal será nivelar automáticamente la cama del paciente a través de motores y sensores. Por otro lado, el sistema de nivelación secundario permitirá cambiar manualmente la altura de la cama. El objetivo del sistema principal es garantizar la horizontalidad del paciente; mientras que, el objetivo del sistema secundario es facilitar la labor del personal que asistirá al paciente.

Estos dos sistemas funcionan a través de tres plataformas bien diferenciadas en la camilla, los cuales pueden denominarse como plataforma de nivel inferior, de nivel medio y de nivel superior. En el nivel inferior se ubicarán las llantas, el sistema de suspensión y la caja eléctrica. El nivel medio de la camilla contiene a los motores y a sus reductores. El nivel superior será donde se ubicarán la cama y el paciente. A continuación se explicarán a detalle los mecanismos de nivelación principal y secundario.

5.1. Mecanismo de Nivelación Secundario

Las funciones de este mecanismo son las siguientes: unir la plataforma media con la inferior, cambiar la altura entre ambas plataformas; y garantizar que ambas sean siempre paralelas entre sí. Una representación simplificada de este mecanismo se muestra en la figura 5.1. Este mecanismo puede variar su altura a través del giro del timón, el cual que va acoplado al husillo. En la figura 5.2 se muestra una vista lateral de este mecanismo. Este mecanismo tiene la propiedad geométrica que siempre mantiene el paralelismo entre sus dos plataformas. La demostración de este paralelismo se muestra a detalle en el anexo A5.

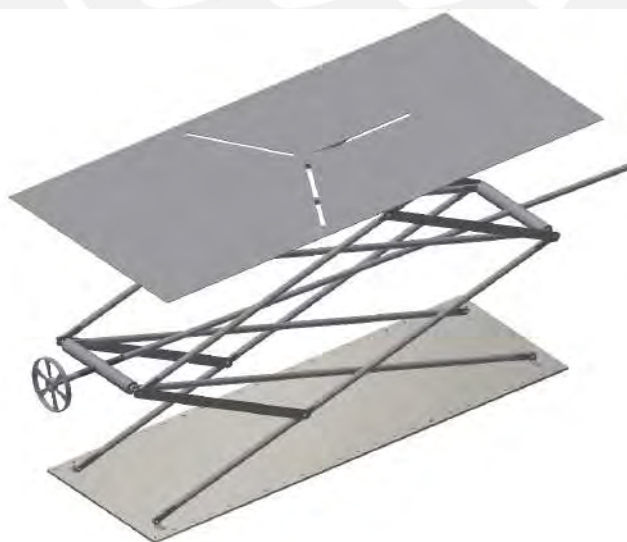


Figura 5.1: Mecanismo secundario con husillo y timón
Fuente: Elaboración propia

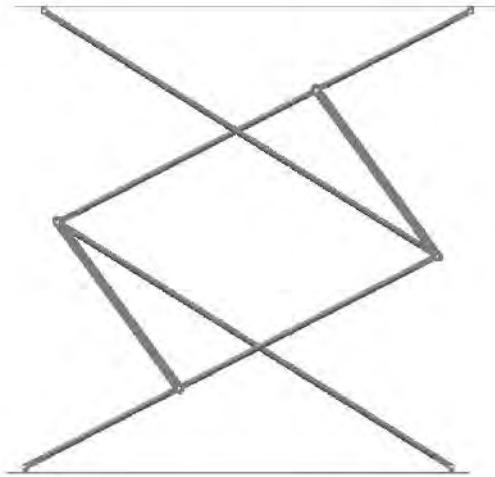


Figura 5.2: Vista de perfil del mecanismo extendido de nivelación secundario

5.2. Mecanismo de Nivelación Principal

El mecanismo diseñado para la nivelación principal se encuentra basado en la configuración tradicional de una plataforma Gough-Stewart; sin embargo, para este caso, se ha optado por el uso de mecanismos de bielas-manivelas en lugar de actuadores lineales. Una representación ilustrativa de este mecanismo se muestra en la figura 5.3. El mecanismo de la figura se puede dividir en tres sub-mecanismos; cada uno de estos está constituido principalmente por un motor, una biela y una manivela. Estos tres sub-mecanismos unen la plataforma media con la plataforma superior

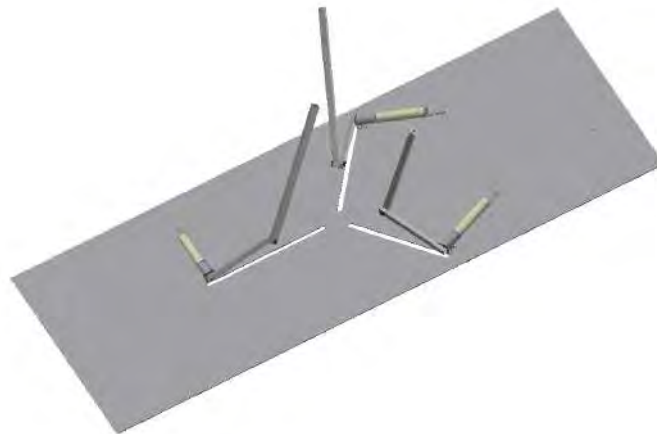


Figura 5.3: Plataforma con motores y sus mecanismos de biela-manivela

La unión con la plataforma superior se realizará a través de una unión esférica entre el extremo libre de cada biela y la base inferior de la plataforma superior. Para controlar la inclinación de la plataforma superior, se accionarán los motores de cada sub-mecanismo. El ángulo que debe tener cada motor para obtener una posición determinada de la plataforma superior es calculado mediante el controlador. Es decir, los ángulos girados de los motores serán las las 3 variables independientes; y con ello, se podrá conocer la posición de todo el sistema. La relación matemática entre estas 3 variables independientes y la posición de todas las partes del sistema se halló mediante cinemática inversa y se explica a detalle en el anexo A5. En otras palabras, dada una posición deseada de la plataforma superior, se pide al controlador hallar los ángulos que deben tener los motores para tener la posición deseada.

Adicionalmente, se debe mantener siempre la horizontalidad de la plataforma superior. Por ello, se define que la posición deseada de la plataforma superior es tal que esta plataforma debe estar posicionada a una altura determinada y con una inclinación de 0° respecto a cada uno de sus tres ejes coordenados.

A continuación, se muestra el proceso matemático que debe realizar el programa principal para hallar, mediante cinemática inversa, los ángulos que deben girar los motores. Es importante señalar que la explicación detallada de este proceso se colocó en la sección A5.2 del anexo A5 debido al gran número de páginas que toma explicar este proceso.

$$Rot_{\gamma_z} = \begin{bmatrix} \cos(\gamma) & -\sin(\gamma) & 0 \\ \sin(\gamma) & \cos(\gamma) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad Rot_{\phi_y} = \begin{bmatrix} \cos(\phi) & 0 & \sin(\phi) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\phi) & 0 & \cos(\phi) \end{bmatrix}, \quad Rot_{\psi_x} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\psi) & -\sin(\psi) \\ 0 & \sin(\psi) & \cos(\psi) \end{bmatrix}$$

$$R_{sb} = Rot_{\gamma_z} \times Rot_{\phi_y} \times Rot_{\psi_x} \rightarrow T_{sb} = \begin{bmatrix} & & & 0 \\ & R_{sb} & & 0 \\ & & & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$T_{bsv_1} = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 & 0.45 \\ 0 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \rightarrow T_{ssv_1} = T_{sb} * T_{bsv_1}$$

$$T_{bsv_2} = \begin{bmatrix} \sin(\pi/6) & \sin(\pi/3) & 0 & -0.45\sin(\pi/6) \\ -\cos(\pi/6) & \cos(\pi/3) & 0 & 0.45\cos(\pi/6) \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \rightarrow T_{ssv_2} = T_{sb} * T_{bsv_2}$$

$$T_{bsv3} = \begin{bmatrix} \sin(\pi/6) & -\sin(\pi/3) & 0 & -0.45\sin(\pi/6) \\ \cos(\pi/6) & \cos(\pi/3) & 0 & -0.45\cos(\pi/6) \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \rightarrow T_{ssv3} = T_{sb} * T_{bsv3}$$

$$T_{ce1} = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 & 0.27 \\ 0 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$normal_{P_1} = \hat{y}_{ssv1}, \quad normal_{P_2} = \hat{y}_{ssv2} \rightarrow \vec{V}_{int} = normal_{P_1} \times normal_{P_2}$$

$$IP = \frac{0.32}{V_{intz}} \times \vec{V}_{int}$$

$$IP_1 = p_{ssv1} + \left(\frac{IP_z - p_{ssv1z}}{V_{intz}} \right) \times (V_{intx}, V_{inty}, V_{intz})$$

$$IP_2 = p_{ssv2} + \left(\frac{IP_z - p_{ssv2z}}{V_{intz}} \right) \times (V_{intx}, V_{inty}, V_{intz})$$

$$IP_3 = p_{ssv3} + \left(\frac{IP_z - p_{ssv3z}}{V_{intz}} \right) \times (V_{intx}, V_{inty}, V_{intz})$$

$$\vec{V}_1 = IP_1 - IP, \quad \vec{V}_2 = IP_2 - IP, \quad \vec{V}_3 = IP_3 - IP$$

$$\theta_{12} = \arccos\left(\frac{\vec{V}_1 \times \vec{V}_2}{\|\vec{V}_1\| \times \|\vec{V}_2\|}\right), \quad \theta_{13} = \arccos\left(\frac{\vec{V}_1 \times \vec{V}_3}{\|\vec{V}_1\| \times \|\vec{V}_3\|}\right), \quad \theta_{23} = 2 \times \pi - \theta_{12} - \theta_{13}$$

$$aal_{12} = 2(\pi - \theta_{12}), \quad aal_{23} = 2(\pi - \theta_{23}), \quad aal_{13} = 2(\pi - \theta_{13})$$

$$rl_{12} = (0.47/2)/\sin\left(\frac{aal_{12}}{2}\right), \quad rl_{23} = (0.47/2)/\sin\left(\frac{aal_{23}}{2}\right), \quad rl_{13} = (0.47/2)/\sin\left(\frac{aal_{13}}{2}\right)$$

$$ta_1 = \pi/3 + (\pi/2 - aal_{12}/2) + (\pi/2 - aal_{13}/2)$$

$$ta_2 = \pi/3 + (\pi/2 - aal_{23}/2) + (\pi/2 - aal_{12}/2)$$

$$ta_3 = \pi/3 + (\pi/2 - aal_{13}/2) + (\pi/2 - aal_{23}/2)$$

$$supHip_1 = \sqrt{rl_{12}^2 + rl_{13}^2 - 2 * rl_{12} * rl_{13} * \cos(ta_1)}$$

$$supHip_2 = \sqrt{rl_{12}^2 + rl_{23}^2 - 2 * rl_{12} * rl_{23} * \cos(ta_1)}$$

$$supHip_3 = \sqrt{rl_{13}^2 + rl_{23}^2 - 2 * rl_{13} * rl_{23} * \cos(ta_1)}$$

$$L_{ce1} = 2 * rl_{12} * \sin(ta_1) / \supHip_1 * rl_{13}$$

$$L_{ce2} = 2 * rl_{23} * \sin(ta_2) / \supHip_2 * rl_{12}$$

$$L_{ce3} = 2 * rl_{13} * \sin(ta_3) / \supHip_3 * rl_{23}$$

$$p_{se1} = IP + \frac{\vec{V}_1}{\|\vec{V}_1\|} L_{ce1}, \quad p_{se2} = IP + \frac{\vec{V}_2}{\|\vec{V}_2\|} L_{ce2}, \quad p_{se3} = IP + \frac{\vec{V}_3}{\|\vec{V}_3\|} L_{ce3}$$

$$p_{sc} = \frac{p_{se1} + p_{se2} + p_{se3}}{3}$$

$$\hat{x}_{se1} = \frac{p_{sc} - p_{se1}}{\|p_{sc} - p_{se1}\|}, \quad \hat{z}_{se1} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}, \quad \hat{y}_{se1} = \hat{z}_{se1} \times \hat{x}_{se1} \rightarrow T_{se1} = \begin{bmatrix} \hat{x}_{se1} & \hat{y}_{se1} & \hat{z}_{se1} & p_{se1} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\hat{x}_{se2} = \frac{p_{sc} - p_{se2}}{\|p_{sc} - p_{se2}\|}, \quad \hat{z}_{se2} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}, \quad \hat{y}_{se2} = \hat{z}_{se2} \times \hat{x}_{se2} \rightarrow T_{se2} = \begin{bmatrix} \hat{x}_{se2} & \hat{y}_{se2} & \hat{z}_{se2} & p_{se2} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\hat{x}_{se3} = \frac{p_{sc} - p_{se3}}{\|p_{sc} - p_{se3}\|}, \quad \hat{z}_{se3} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}, \quad \hat{y}_{se3} = \hat{z}_{se3} \times \hat{x}_{se3} \rightarrow T_{se3} = \begin{bmatrix} \hat{x}_{se3} & \hat{y}_{se3} & \hat{z}_{se3} & p_{se3} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$T_{sc} = T_{se1} \times (T_{ce1}^{-1})$$

$$T_{sv1e1} = T_{ssv1}^{-1} \times T_{se1}, \quad T_{sv2e2} = T_{ssv2}^{-1} \times T_{se2}, \quad T_{sv3e3} = T_{ssv3}^{-1} \times T_{se3}$$

$$\hat{x}_{sc1} = \frac{p_{sc1} - p_{ssv1}}{\|p_{sc1} - p_{ssv1}\|}, \quad \hat{y}_{sc1} = \hat{y}_{ssv1}, \quad \hat{z}_{sc1} = \hat{x}_{sc1} \times \hat{y}_{sc1}$$

$$T_{sc1} = \begin{bmatrix} \hat{x}_{sc1} & \hat{y}_{sc1} & \hat{z}_{sc1} & p_{sc1} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\hat{x}_{sc2} = \frac{p_{sc2} - p_{ssv2}}{\|p_{sc2} - p_{ssv2}\|}, \quad \hat{y}_{sc2} = \hat{y}_{ssv2}, \quad \hat{z}_{sc2} = \hat{x}_{sc2} \times \hat{y}_{sc2}$$

$$T_{sc2} = \begin{bmatrix} \hat{x}_{sc2} & \hat{y}_{sc2} & \hat{z}_{sc2} & p_{sc2} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\hat{x}_{sc3} = \frac{p_{sc3} - p_{ssv3}}{\|p_{sc3} - p_{ssv3}\|}, \quad \hat{y}_{sc3} = \hat{y}_{ssv3}, \quad \hat{z}_{sc3} = \hat{x}_{sc3} \times \hat{y}_{sc3}$$

$$T_{sc_1z} = \begin{bmatrix} \hat{x}_{sc_3} & \hat{y}_{sc_3} & \hat{z}_{sc_3} & p_{sc_1} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\beta_1 = \arctan\left(\frac{p_{z_{sv_1e_1}}}{p_{x_{sv_1e_1}}}\right), \quad \beta_2 = \arctan\left(\frac{p_{z_{sv_2e_2}}}{p_{x_{sv_2e_2}}}\right), \quad \beta_3 = \arctan\left(\frac{p_{z_{sv_3e_3}}}{p_{x_{sv_3e_3}}}\right)$$

$$\omega_1 = \arccos\left(\frac{0.25^2 + \|p_{sv_1e_1}\|^2 - 0.5^2}{2 \times 0.25 \times \|p_{sv_1e_1}\|}\right)$$

$$\omega_2 = \arccos\left(\frac{0.25^2 + \|p_{sv_2e_2}\|^2 - 0.5^2}{2 \times 0.25 \times \|p_{sv_2e_2}\|}\right)$$

$$\omega_3 = \arccos\left(\frac{0.25^2 + \|p_{sv_3e_3}\|^2 - 0.5^2}{2 \times 0.25 \times \|p_{sv_3e_3}\|}\right)$$

$$\sigma_1 = \beta_1 - \omega_1, \quad \sigma_2 = \beta_2 - \omega_2, \quad \sigma_3 = \beta_3 - \omega_3$$

De la última línea, las variables σ_1 , σ_2 y σ_3 representan los ángulos girados por los motores para obtener la posición deseada. En otras palabras, para que el controlador pueda encontrar los ángulos σ_1 , σ_2 y σ_3 que deben girar los motores para mantener la horizontalidad de la cama durante cada lectura del IMU, es necesario que el programa principal realice esta secuencia de cálculos para obtener dichos ángulos. Sin embargo, al examinar estas ecuaciones mediante una simulación gráfica en Matlab, se observó que existían posiciones para las cuales no era posible obtener una configuración del sistema tal que la plataforma mantenga una posición horizontal a una altura dada. Es decir, aunque se verificó que estas ecuaciones resultan ciertas, también se observó que estas solo se cumplen para un cierto rango de valores de entrada. Finalmente, se dedujo que la razón de ello es que, para ciertas posiciones de la plataforma inferior, ciertas uniones esféricas se pueden posicionar muy alejadas de sus respectivos motores. Es decir, en algunos casos, la plataforma inferior puede posicionarse de tal manera que la distancia entre una unión esférica y su respectivo motor puede ser mayor que la distancia máxima teórica. El límite de esta distancia se define como la suma de la biela y la manivela. Dicho de otro modo, en algunos casos, puede darse que la distancia calculada que separa una unión esférica con su motor puede ser mayor que la suma de las longitudes de biela y la manivela, es decir, aún si el ángulo entre biela y manivela es de 180° .

Por lo tanto, en estos casos, el sistema no debería intentar obtener esta configuración. Lo que es más, ni siquiera se debería permitir que el sistema se acerque a estas configuraciones porque esto equivaldría a permitir que la biela y la manivela se estiren lo suficiente como para que la tensión entre ambas se eleve a tal punto que esta ocasione un fallo. Por ello, el programa principal deberá incluir un código que permita verificar que la suma de las longitudes de la biela y la manivela sea mayor, por un factor de seguridad, que la distancia calculada entre cada unión esférica y su respectivo motor. Si se observase que el sistema se acerca una posición inalcanzable, para mantener la comodidad del paciente, el sistema debería mantener su última posición posible calculada. Aún si esta última posición posible que ha sido calculada no mantiene las condiciones de horizontalidad y altura dada, al menos se adaptará una configuración que se acercará lo suficiente a estas condiciones sin comprometer la verificación de posición imposible. Una versión en Matlab de este código se aprecia a detalle en la sección A5.2.3 del anexo A5.

Asimismo, también se tomó en cuenta la posibilidad de volcadura, la cual puede verse incrementada repentinamente debido a los cambios del centro de gravedad que pueden ocasionarse por el sistema de nivelación principal. Por ello, es importante que en cada iteración del programa se calcule el peligro de volcadura. Para esto, se debe verificar que el vector del centro de gravedad de la camilla caiga siempre sobre el área de contacto formado por las cuatro ruedas. En otras palabras, verificar la volcadura equivale a analizar, considerado un factor de seguridad, si el punto de intersección formado entre el vector de gravedad y el cuadrado plano de las ruedas se encuentra dentro de dicho cuadrado. Es por eso que, en el caso que encontrarse una posición de volcadura, el sistema deberá alertar al personal de asistencia de este peligro a su vez que el sistema de nivelación principal deberá esperar que el peligro de volcadura desaparezca para volver a modificar las posiciones de las partes. De manera similar al código para posición inalcanzable, una implementación hecha en Matlab de verificación de volcadura se muestra a detalle en la sección A5.2.4 del anexo A5.

5.3. Análisis Cinemático y Dinámico

Una vez que se obtiene el programa principal para calcular los ángulos que deben girar los motores, es posible hallar la posición de todos los elementos dentro del sistema para distintos valores de entrada. Además, con las lecturas del IMU, se pueden saber los valores de velocidad angular y aceleración angular de la plataforma inferior; lo cual, junto con el conocimiento de las posiciones, permite realizar un análisis cinemático y posteriormente dinámico del sistema de nivelación de altura.

Debido a que el sistema a analizar está conformado por tres mecanismos de biela-manivela y 2 plataformas, el número de variables, así como de ecuaciones planteadas, alcanzan un valor de 15. Es decir, resulta necesario plantear y resolver una ecuación matricial de 15 filas para hallar los valores de velocidad y velocidad angular de todos los elementos del sistema. De la misma forma, para el caso de la aceleración, resulta necesario plantear una ecuación con una matriz de 15 filas por 15 columnas para hallar los valores de aceleración y aceleración angular de todos los elementos en el sistema.

En el caso del análisis dinámico, se plantearon las ecuaciones y variables necesarias, lo que resultó en una ecuación matricial de 24 filas. La resolución de la matriz de 24x24 permite hallar los valores de fuerza y momento de todos los elementos y juntas del sistema. Al tener todos estos valores, luego es posible hallar las potencias y torques que deben tener los motores para generar los movimientos necesarios para mantener la horizontalidad requerida para la camilla.

Si se tienen las ecuaciones matriciales definidas, solo hacen falta los valores de entrada para obtener los valores de salida. En el caso de este proyecto, para simular los valores de entrada del IMU, se simuló lecturas respecto a los tres ejes de medición del sensor. Una vez que se simuló las lecturas del IMU, se corrió un algoritmo para ejecutar secuencialmente el programa principal, la verificación de posición inalcanzable, la verificación de volcadura, el análisis cinemático, el análisis dinámico y los cálculos para la obtención de la potencia y torque de los motores. Este algoritmo se ejecutó 100 veces y se tomaron los resultados promedios y máximos. Estos resultados se muestran en la tabla 5.1. Todo este algoritmo se muestra mucho más a detalle en el anexo A5.

Tabla 5.1: Valores de la potencia, torque y velocidad angular de los motores
Fuente: Elaboración propia

Parámetro	Valor Nominal	Valor Promedio	Valor Máximo
Potencia [W]	-	142.9420	241.2465
Torque [N m]	-	45.4999	76.7911
Velocidad Angular [RPM]	30	-	-



CAPÍTULO 6

Sistema Mecatrónico

En este capítulo, se realizará una descripción del funcionamiento del sistema completo. Se empezará por mostrar y describir el diagrama de funcionamiento. Luego, se mostrará la información de los sensores y actuadores. Luego de ello, se presentarán los cálculos para la elección del calentador eléctrico, de las baterías y un análisis de las vibraciones del sistema. Finalmente, se expondrán los planos mecánicos, electrónicos y los diagramas de flujo más relevantes.

6.1. Diagrama de Funcionamiento del Sistema Mecatrónico

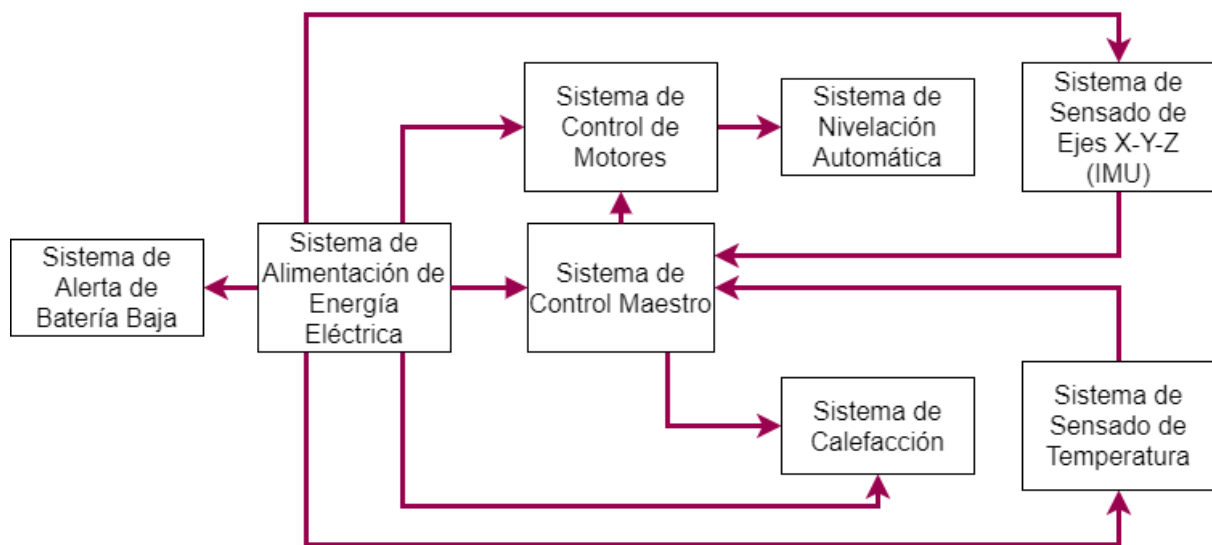


Figura 6.1: Diagrama de funcionamiento del sistema mecatrónico
Fuente: Elaboración propia

En la figura 6.1 se puede observar el diagrama de funcionamiento del sistema propuesto. El sistema de alimentación de la Energía Eléctrica está conformado por una batería de ion litio recargable de 52.8 V y 30 A h [37], la cual fue seleccionada en base a los cálculos hechos de la sección 6.3.2 y al análisis del anexo A2. Esta batería suministrará la energía a toda la camilla, entre ellos, al sistema de alerta de batería baja, el cual avisará al usuario respecto del nivel de batería actual. El sistema de alerta de batería baja estará conformado básicamente por dos resistencias en serie.

El sistema de control maestro consiste en un placa Arduino Mega 2560 Rev3[38]. Este sistema recibirá las señales del sistema de sensado de ejes X-Y-Z y del sistema de sensado de temperatura; y a su vez, se encargará de mandar las señales de control para el sistema de control de motores y al sistema de calefacción.

El sistema de control de motores estará conformado por tres controladores EPOS 50/5 de la marca Maxon [39], cada uno de los cuales controlará a un motor. Cada controlador recibirá las señales del sistema de control maestro y del sistema de alimentación y enviará señales de control y de alimentación al sistema de nivelación automática, específicamente a su respectivo motor. El sistema de nivelación automática consistirá en tres motores DC brushless del modelo EC-4pole 32 de la marca Maxon[39] y cuya única conexión eléctrica sera con sus controladores respectivos. Estos motores se encargarán de realizar la nivelación automática de la camilla.

El sistema de calefacción consiste de dos calefactores eléctricos SA12-3000 12[40] que se encargarán de mantener una temperatura de operación adecuada dentro de la caja eléctrica. Este sistema recibirá energía eléctrica del sistema de alimentación y señales de control del sistema de control maestro. Además, este sistema contará con tres ventiladores para ayudar a propagar el calor de los calefactores hacia afuera de la caja eléctrica. Por otro lado, el sistema de sensado de temperatura se encargará de medir y enviar la temperatura interna de la caja eléctrica al sistema de control maestro; el cual, en base a la medida de este sensor, enviará una señal de control al sistema de calefacción. El sistema de sensado de temperatura consistirá de una termocupla tipo K.

El sistema de sensado de Ejes X-Y-Z está conformado por dos unidades de medición. La primera es el IMU MP 6050 [41] y la segunda es el sensor magnetómetro HMC-5883L [42]. El IMU seleccionado está compuesto por un giroscopio y un acelerómetro y se encargará de medir las variaciones de ángulos respecto a los ejes X e Y. Por otro lado, el magnetómetro se encargará de medir la orientación respecto al eje Z. El sistema de sensado de ejes enviará sus medidas al sistema de control maestro; el cual, en base a estos, enviará las señales de control necesarias al sistema de control de motores.

6.2. Sensores y Actuadores

Actuadores

- **Maxon Motor EC-4pole 32 Brushless**

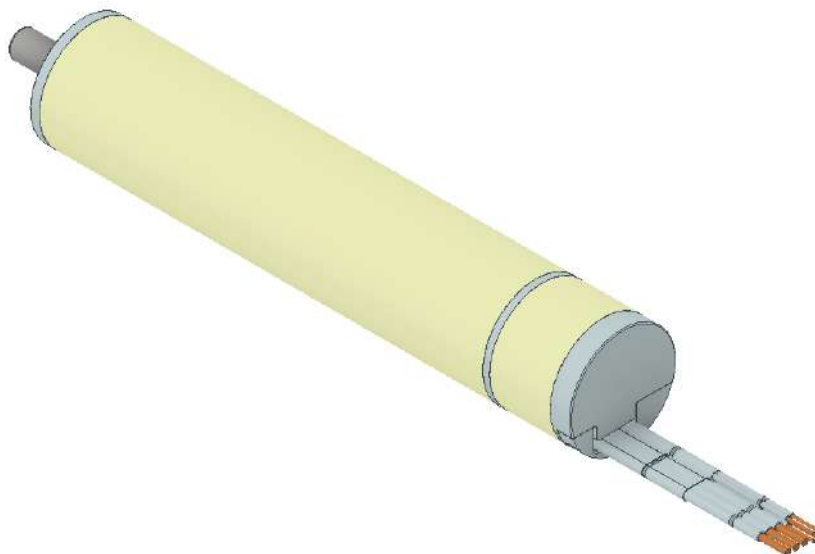


Figura 6.2: Motor Maxon EC-4pole 32 Brushless con sensores Hall [39]

Estos motores DC brushless de la marca Maxon Motor tendrán la función de auto-nivelar la superficie sobre la cual va a descansar el paciente. Para esto, se seleccionó un motor que cumpliera con los requerimientos de diseño especificados en la tabla 5.1 del anexo A5; y además, con las condiciones ambientales de Marte, las cuales se resumieron en la tabla 4.1 del capítulo 4. Después de analizar el estado del arte de los motores eléctricos usados en aplicaciones aero-espaciales, se encontró que los motores de la marca Maxon han sido usados en numerosas aplicaciones espaciales como en los rovers enviados a Marte. Luego, se buscó, en su catálogo, un motor que tuviera la potencia y velocidad requerida para esta aplicación y que además soportara temperaturas y presiones muy bajas. Finalmente, se seleccionó el motor EC-4pole 32 Brushless con sensores Hall cuyas características más importantes se muestran en la tabla 6.1. En la imagen 6.2 se puede observar la versión CAD del fabricante.

■ Ventiladores DC San Ace

Estos ventiladores formarán parte del sistema de calefacción y estarán instaladas dentro de la caja donde se alojarán los elementos electrónicos más sensibles. Se seleccionaron 3 unidades de estos ventiladores para aumentar el flujo de aire caliente generado por el calefactor eléctrico. Estos ventiladores estarán colocados en una de las paredes de la caja eléctrica por un lado; y por el otro lado, estarán acoplados a mangueras que irán direccionadas hacia los elementos eléctricos fuera de la caja. Al igual que los motores, se seleccionaron ventiladores que puedan soportar las condiciones de Marte. Las características más relevantes de estos ventiladores se muestran en la tabla 6.2 y en la imagen 6.3 se puede observar la versión física del dispositivo según el fabricante.

Tabla 6.1: Especificaciones generales del motor [39]

Tensión nominal	48 V
Corriente nominal	4.87 A
Potencia nominal	220 W
Velocidad en vacío	6470 RPM
Velocidad nominal	5710 RPM
Par nominal	339 mN m
Corriente de arranque	47.5 A
Máx. Rendimiento	89 %
Resistencia en bornes	1.01 Ω
Relación velocidad/par	1.94 RPM/mN m
Constante de tiempo mecánica	2.6 ms
Temperatura de Operación	-55 °C to 200 °C
Modelo	Maxon EC-4pole 397798
Notas del fabricante	Aplicaciones bajo temperaturas extremas, vibraciones, vacío extremo, con escasa liberación de gases y con sensores Hall



Figura 6.3: Ventilador San Ace con control PWM [43]

Tabla 6.2: Especificaciones generales de los ventiladores [43]

Tensión nominal	12 V
Duty Cycle	100 %
Corriente	2.52 A
Potencia	30.24 W
Velocidad nominal de salida	25 500 min ⁻¹
Flujo de aire máximo	0.93 m ³ min ⁻¹
Presión estática máxima	1700 Pa
Temperatura de Operación	-20 °C to 70 °C
Nivel de presión sonora	70 dB
Material	Estructura y hélices de plástico
Masa	110 g
Modelo	San Ace 9CRH0412P5J001
Notas	Ver gráficas del documento técnico del fabricante para un PWM diferente

Sensores

- Módulo IMU MPU 6050 de InvenSense Inc.



Figura 6.4: Módulo IMU MPU 6050 [44]

Este módulo ubicado dentro de la caja eléctrica consiste principalmente en una unidad de medición inercial MPU 6050 del fabricante InvenSense. Formará parte del sistema de medición de ejes, junto con el sensor magnetómetro. Su función será medir los ángulos de orientación del nivel inferior de la camilla respecto al eje X y al eje Y. Este sensor consta de un acelerómetro de 3 ejes y un giroscopio de 3 ejes que al ser usados al mismo tiempo, permiten obtener una lectura óptima de los ángulos. En la figura 6.4 se muestra el dispositivo y en la tabla 6.3 se muestran las características más relevantes de este dispositivo.

Tabla 6.3: Especificaciones generales del Módulo IMU MPU-6050 [41] [44]

Voltaje de operación	3.3 V - 5 V
Corriente normal de operación	4.1 mA
Frecuencia de muestro del giroscopio	4 Hz a 8 kHz
Rango total del giroscopio	$\pm 2000^{\circ} \text{ s}^{-1}$
Frecuencia de muestro del acelerómetro	4 Hz a 1 kHz
Rango total del acelerómetro	$\pm 16g$
Temperatura de Operación	-40° C to 85° C
Dimensiones	20 mm \times 16 mm \times
Modelo	MPU-6050

- **Módulo sensor magnetómetro Honeywell HMC5883L**

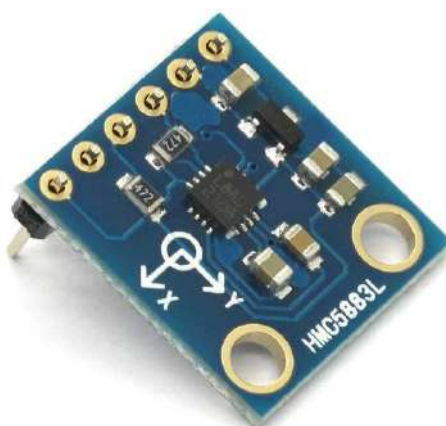


Figura 6.5: Módulo Sensor Magnetómetro HMC5883L [45]

Este módulo funciona a partir del sensor HMC5883L y, junto con el IMU MPU 6050, formará parte del sistema de medición de ejes. Este magnetómetro de 3 ejes puede funcionar como una brújula digital; por lo que, su función será la de sensar la orientación del nivel inferior de la camilla respecto al eje Z. En la figura 6.5 se puede observar este dispositivo. En la tabla 6.4 se pueden apreciar las características principales de este sensor.

Tabla 6.4: Especificaciones generales del módulo sensor magnetómetro HMC5883L [42] [45]

Voltaje suministrado	3.3 V - 5 V
Consumo promedio de corriente	100 μ A
Rango	-8 G a 8 G
Salida digital	I^2C
Temperatura de Operación	-30 °C to 85 °C
Dimensiones	14 mm \times 15 mm
Modelo	HMC5883L

- **Módulo KTA-259K de termocupla tipo K**



Figura 6.6: Módulo KTA-259K versión 4 multiplexor de termocuplas [46]

Este módulo está basado en el integrado MAX31855, el cual es un conversor digital de hasta 8 termocuplas de tipos K, J, N, T, S, R ó E. Además, el módulo utiliza el multiplexor ADG608 analógico de 8 canales. El módulo esta implementando para arduino y puede instalarse fácilmente encima de los pines de la placa Arduino. Para este caso, se elegirá usar la termocupla de tipo K, cuyo rango abarca desde -200°C hasta 1350°C . La función de este módulo será la de sensar la temperatura en le interior de la caja eléctrica y mandar esta información al controlador Arduino. Si la temperatura disminuye por debajo un determinada valor; entonces, el controlador mandará una señal de control a los calentadores eléctricos para aumentar la temperatura en el interior de la caja. En la figura 6.6 se puede observar este dispositivo; y, en la tabla 6.5 se pueden apreciar las características principales de este sensor.

Tabla 6.5: Especificaciones generales del módulo KTA-259v4 Thermocouple Multiplexer Shield [46]

Voltaje	3.3 V Arduino
Termocuplas	K, J, N, S, T, E or R
Resolución	0.25°C
Rango de termocupla tipo K	-200°C a 1350°C
Precisión	$\pm 2^{\circ}\text{C}$
IC	MAX31855
Modelo	KTA-259v4

6.3. Cálculos

En esta sección, se mostrarán los cálculos necesarios que fueron realizados para el diseño de la camilla y para la selección de sus componentes.

6.3.1. Cálculo del calentador eléctrico.

Los componentes eléctricos de la camilla, al estar expuestos al frío extremo de Marte, pueden llegar a fallar. Por esta razón, se ha dispuesto de una caja eléctrica para alojar estos componentes; sin embargo, algunos de estos elementos deberán ser instalados fuera de la caja. Por otro lado, en algunas ocasiones, la caja eléctrica no será protección suficiente para los elementos dentro de ella. Por tal motivo, se procuró que todos los componentes eléctricos escogidos presenten un amplio rango de temperatura de operación.

Sin embargo, de la tabla 4.1, en el capítulo "4", se mostró que la temperatura promedio en Marte es de 223.3 K y la mínima es de 176.7 K. Esta temperatura mínima se encuentra muy por debajo de la temperatura mínima de operación de la mayoría de componentes eléctricos del mercado; por lo que, se consideró indispensable colocar un calentador eléctrico dentro de la caja con el fin de mantener una temperatura adecuada de operación para los componentes internos. Asimismo, se consideró de vital importancia contar con un medio para transmitir el calor desde el calefactor ubicado en la caja hasta los elementos colocados fuera de ella.

Para empezar a seleccionar el calentador adecuado, se analizaron las hojas de datos de todos los componentes y se observó que una temperatura de operación válida en común es 0 °C; por lo tanto, esta será la temperatura ideal de operación. Esta temperatura será la temperatura de referencia que deberá tener el aire que rodea a los componentes eléctricos.

Por otro lado, se asumirá el peor de los casos para las condiciones de trabajo; por ello, la temperatura ambiental será la mínima registrada en Marte, la cual, según la tabla 4.1 del capítulo "4", es de 176.7 K. Otro aspecto a considerar es que existen 3 grupos de componentes eléctricos fuera de la caja. Cada grupo deberá recibir calor del calentador ubicado dentro de la caja. Asimismo, es una condición que la altura desde la caja eléctrica hasta cada grupo de componentes es variable; por lo que, se descarta el uso de tuberías sólidas para transmitir el calor desde la caja. Por ello, se optó por el uso de mangueras hidráulicas para la transmisión de calor. En total, para todo el sistema, será necesario usar 3 mangueras.

El cálculo de los calentadores eléctricos se realizará en tres etapas. La primera consistirá en calcular la pérdida de calor desde el interior de cada manguera hacia el ambiente externo. La segunda etapa consiste en hallar el calor perdido dentro de la caja eléctrica hacia el ambiente externo. Finalmente, en la última etapa, se sumarán ambas pérdidas de calor para hallar la potencia total que debe entregar el calefactor; de manera que, los componentes puedan mantener una temperatura de 0 °C.

En la primera etapa de este cálculo, se analizaron las condiciones ambientales de Marte descritas en el anexo A1; luego, se buscaron mangueras adecuadas para la baja temperatura y el vacío en Marte. Basado en ello, se seleccionaron unas mangueras adecuadas, cuyas características más relevantes se detallan en esta tabla 6.6. Como se ve en la tabla, las mangueras pueden soportar adecuadamente condiciones extremas de frío y de vacío.

Luego de la selección de mangueras, se procede al cálculo de los ventiladores. Para ello, se usará la ecuación de Bernoulli generalizada para hallar la presión que debe entregar el ventilador para elevar el fluido desde el nivel de la caja hasta el punto más alto requerido. La ecuación de Bernoulli generalizada se enuncia en la ecuación 6.1.

$$P_1/\gamma + z_1 + V_1^2/2g - H_p + H_b - H_t = P_2/\gamma + z_2 + V_2^2/2g \quad (6.1)$$

Tabla 6.6: Especificaciones de las mangueras del sistema de calefacción [47]

Diámetro interno	1/4 in
Diámetro externo	0.35 in / 8.8 mm
Peso	0.1 lbs/ft
Temperatura	-54 °C to 232 °C (Continuous service) -73 °C to 260 °C (Intermittent service)
Material	TBR Smooth Bore Teflon
Radio de curvatura mínimo	3 in
Presión	Vacío

Donde:

P: Presión.

γ : Peso específico del fluido.

z: Altura.

V: Velocidad.

g: Gravedad.

H_p : Energía perdida por fricción.

H_b : Energía suministrada al fluido por las bombas.

H_t : Energía entregada por el fluido a las turbinas.

Para este caso, se harán las siguientes suposiciones: ambas presiones P_1 y P_2 serán las presiones atmosféricas en Marte, las velocidades serán cero, el fluido no entregará energía pero sí recibirá energía de los ventiladores; y por último, no habrá pérdidas por fricción. Con esto, la ecuación 6.1 se reducirá a la ecuación 6.2.

$$P_1/\gamma + z_1 + \cancel{V_1^2/2g} - \cancel{H_p} + H_b - \cancel{H_t} = P_2/\gamma + z_2 + \cancel{V_2^2/2g}$$

$$\cancel{P_1/\gamma} + z_1 H_b = \cancel{P_2/\gamma} + z_2$$

$$H_b = z_2 - z_1 \quad (6.2)$$

Para resolver la ecuación 6.2, se sabe que la altura máxima entre la caja y el componente electrónico ubicado más alto será de 1658 mm. Reemplazando este dato en la ecuación, se halla la altura entregada por el ventilador:

$$z_2 - z_1 = 1.658 \text{ m}$$

$$H_b = 1.658 \text{ m} \quad (6.3)$$

Para hallar la presión necesaria que debe entregar el ventilador, se debe multiplicar la altura de la ecuación 6.3 por el peso específico de la atmósfera de Marte. Para esto, se sabe que la densidad de la atmósfera de Marte a la altura de la superficie [48] es 0.02 kg m^{-3} . Esto se anota en la ecuación 6.4:

$$\rho = 0.02 \text{ kg m}^{-3} \quad (6.4)$$

El peso específico de la atmósfera de Marte se halla multiplicando la densidad de su atmósfera por su gravedad, la cual se conoce de la tabla A1.1 en el anexo A1. Esto se muestra a continuación:

$$g_{mars} = 3.720 \text{ 76 m s}^{-2} \quad (6.5)$$

$$p = \rho \times g_{mars}$$

$$p = 0.02 \text{ kg m}^{-3} \times 3.720 \text{ 76 m s}^{-2}$$

$$p = 0.074 \text{ 42 N m}^{-3} \quad (6.6)$$

Luego de haber hallado datos, resta calcular las pérdidas primarias y secundarias de altura. Para calcular estas pérdidas, se tienen los datos del ventilador escogido, cuyas características más relevantes se muestran en la tabla 6.7.

Tabla 6.7: Especificaciones de los ventiladores del sistema de calefacción [49]

Rated Voltage	12 V
PWM Duty Cycle	100 %
Rated Current	2.52 A
Rated Input	30.24 W
Rated Speed	25 500 min^{-1}
Max. airflow	$0.93 \text{ m}^3 \text{ min}^{-1}$
Max. static pressure	1700 Pa
Chosen airflow	$0.05 \text{ m}^3 \text{ min}^{-1}$
Pressure at $0.05 \text{ m}^3 \text{ min}^{-1}$	1700 Pa
Operating Temperature	$-20 \text{ }^\circ\text{C}$ to $70 \text{ }^\circ\text{C}$

Una vez que se han definido las características del ventilador para el sistema de calefacción, se procede a hallar el número de Reynolds del flujo. La expresión del número de Reynolds se enuncia en la ecuación 6.7.

$$Re = \rho V L c / \mu \quad (6.7)$$

Donde:

R_e : Número de Reynolds.

ρ : Densidad del fluido.

V : Velocidad.

L_c : Longitud característica.

μ : Viscosidad absoluta.

En el caso de flujo interno en tuberías de diámetro circular, L_c es el diámetro interior del tubo. Para resolver la fórmula de Reynolds, faltaría hallar la velocidad y la viscosidad. Para hallar la velocidad, se usará la tabla 6.7, en donde se indica que el caudal es $0.05 \text{ m}^3 \text{ min}^{-1}$. Se debe considerar además que el caudal es constante; por lo que, la velocidad también será constante. El cálculo de la velocidad se muestra a continuación:

$$Q = AV$$

Donde:

Q : Caudal.

A : Área.

V : Velocidad.

Luego, se puede afirmar lo siguiente:

$$V = Q/A = \text{cte}/\text{cte} = \text{cte}$$

$$Q = 0.05 \text{ m}^3 \text{ min}^{-1} = 0.00083 \text{ m}^3 \text{ s}^{-1}$$

$$A = \pi \times r^2 = \pi \times (0.25/2 \text{ in})^2 = \pi \times (0.125 \times 0.0254)^2 \text{ m}^2 = 3.1669 \times 10^{-5} \text{ m}^2$$

$$V = Q/A = \frac{0.00083 \text{ m}^3 \text{ s}^{-1}}{3.1669 \times 10^{-5} \text{ m}^2}$$

$$V = 26.31367 \text{ m s}^{-1} \quad (6.8)$$

Por otro lado, se encontró la viscosidad de la atmósfera de Marte, la cual se muestra en la ecuación 6.9 [50]:

$$\mu = 1.2 \times 10^{-5} \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-1} \quad (6.9)$$

Luego, es posible hallar el número de Reynolds de la ecuación 6.7. Para ello, se remplazan la densidad de la ecuación 6.4, la velocidad de la ecuación 6.8, la viscosidad absoluta de la ecuación 6.9 y una longitud característica de 0.25 in:

$$R_e = \rho V L c / \mu$$

$$R_e = \frac{0.02 \text{ kg m}^{-3} \times 26.313 \text{ 67 m s}^{-1} \times 0.25 \times 0.0254 \text{ m}}{1.2 \times 10^{-5} \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-1}}$$

$$R_e = 278.48634 \quad (6.10)$$

El resultado de la ecuación 6.10 permite identificar el tipo de flujo dentro de las mangueras. Como el número de Reynolds es menor a 2000; entonces, el flujo es laminar.

Una vez calculado el número y después de haber identificado que el tipo de flujo es laminar, se puede empezar con el cálculo de las pérdidas primarias H_{p1} y las pérdidas secundarias H_{p2} .

En las pérdidas primarias, se empleará la fórmula de Darcy-Weisbach, la cual se enuncia en la ecuación 6.11:

$$H_{p1} = f \frac{L V^2}{D 2g} \quad (6.11)$$

Donde:

f : Factor de fricción de Darcy.

L : Longitud de la tubería.

D : Diámetro de la tubería.

V : Velocidad media del fluido.

g : Gravedad.

Se sabe también que el factor de fricción de Darcy, para régimen laminar, se puede hallar mediante la ecuación 6.12.

$$f = 64/R_e \quad (6.12)$$

Donde R_e es el número de Reynolds.

Luego, se puede remplazar el número de Reynolds de la ecuación 6.10 para a hallar el factor de fricción de Darcy. Esto se muestra a continuación:

$$f = 64/R_e$$

$$f = 64/278.48634$$

$$f = 0.22981 \quad (6.13)$$

Después, se procede a resolver la fórmula de Darcy-Weishbach de la ecuación 6.11. Para esto, se remplaza el factor de Darcy de la ecuación 6.13, la velocidad de la ecuación 6.8, la gravedad de la ecuación 6.5, la longitud de manguera que es de 2 m y un diámetro de 0.25 pulgadas.

$$H_{p1} = f \frac{L V^2}{D 2g}$$

$$H_{p1} = 0.22981 \times \frac{2 \text{ m} \quad (26.313 \text{ 67 m s}^{-1})^2}{0.25 \times 0.0254 \text{ m} \times 3.720 \text{ 76 m s}^{-2}}$$

$$H_{p1} = 6734.937 \text{ 01 m} \quad (6.14)$$

Luego de haber hallado las pérdidas primarias, se procederá a hallar las pérdidas secundarias. Para esto, se usará nuevamente la ecuación 6.11:

$$H_{p2} = f \frac{L V^2}{D 2g} \quad (6.15)$$

Donde:

L: Longitud de la tubería

D: Diámetro de la tubería.

V: Velocidad media del fluido.

g: Gravedad.

f: Factor de fricción.

En el caso del factor de fricción f, esta se deberá hallar de una forma diferente al procedimiento usual de tuberías rectas. Como en este caso, la superficie que encierra al flujo interno no es una tubería recta sino una manguera flexible, se deberá analizar el número de Dean, el que se enuncia en la ecuación 6.16.

$$D_e = R_e \sqrt{\frac{R}{r_b}} \quad (6.16)$$

Donde:

R_e : Número de Reynolds.

R : Radio interno.

r_b : Radio de curvatura.

Si el número de Dean es mayor a 40 y menor a 1000; entonces, la ecuación empírica 6.17 [51] da una buena aproximación para hallar el factor de pérdidas.

$$\frac{f_B}{f} = 0.37 D_e^{0.36} \quad (6.17)$$

Donde:

f_B : Factor de fricción por curvatura.

f : Factor de fricción como si fuera un tubo recto.

D_e : Número de Dean.

Resulta evidente que primero se debe encontrar el valor del número de Dean de la ecuación 6.16. Para esto, se remplazará el número de Reynolds de la ecuación 6.10, un radio interno de 0.125 pulgadas y el radio mínimo de curvatura de la manguera, el cual es de 3 pulgadas:

$$D_e = R_e \sqrt{\frac{R}{r_b}}$$

$$D_e = 278.48634 \sqrt{\frac{0.125 \text{ in}}{3 \text{ in}}}$$

$$D_e = 56.84579 \quad (6.18)$$

Este resultado es menor a 1000 y mayor a 40; por lo tanto, permite aplicar la ecuación 6.17. Sin embargo, aún se requiere conocer el valor del factor de fricción f para tubos rectos. La expresión para f , en este caso en particular, se muestra en la ecuación 6.19[52].

$$f = 16/R_e \quad (6.19)$$

Donde R_e es el número de Reynolds.

Remplazando el número de Reynolds de la ecuación 6.10, se halla el valor de f :

$$f = 16/278.48634$$

$$f = 0.05745 \quad (6.20)$$

Después, para hallar el factor de fricción por curvatura de la ecuación 6.17, se remplazará el factor f de la ecuación 6.20 y el número de Dean de la ecuación 6.18.

$$\frac{f_B}{f} = 0.37(D_e)^{0.36}$$

$$f_B = f \times 0.37 \times (D_e)^{0.36}$$

$$f_B = 0.05745 \times 0.37 \times 56.84579^{0.36}$$

$$f_B = 0.09104 \quad (6.21)$$

Luego, para hallar las pérdidas secundarias de la ecuación 6.15, se remplazarán el factor de fricción de la ecuación 6.21, la velocidad de la ecuación 6.8, la gravedad de la ecuación 6.5, una longitud de manguera de 2 m y un diámetro de 0.25 pulgadas:

$$H_{p_2} = f_B \frac{L V^2}{D 2g}$$

$$H_{p_2} = 0.09104 \times \frac{2 \text{ m} \quad (26.313 \text{ 67 m s}^{-1})^2}{0.25 \times 0.0254 \text{ m} \times 3.720 \text{ 76 m s}^{-2}}$$

$$H_{p_2} = 2667.882 \text{ 21 m} \quad (6.22)$$

Finalmente, se usará la ecuación 6.1 para hallar la altura de la bomba; pero, considerando esta vez las pérdidas de altura de las ecuaciones 6.14 y 6.22:]

$$\begin{aligned}
P_1/\gamma + z_1 + V_1^2/2g - H_p + H_b - H_t &= P_2/\gamma + z_2 + V_2^2/2g \\
P_1/\gamma + z_1 + \cancel{V_1^2/2g}^0 - H_p + H_b - \cancel{H_t}^0 &= P_2/\gamma + z_2 + \cancel{V_2^2/2g}^0 \\
\cancel{P_1/\gamma} + z_1 - H_p + H_b &= \cancel{P_2/\gamma} + z_2 \\
H_b &= (z_2 - z_1) + H_p \\
H_p &= H_{p1} + H_{p2} \\
H_b &= (z_2 - z_1) + H_{p1} + H_{p2} \\
H_b &= 1.658 \text{ m} + 6734.937 \text{ 01 m} + 2667.882 \text{ 21 m}
\end{aligned}$$

$$H_b = 9404.477 \text{ 21 m} \quad (6.23)$$

Luego, se multiplicará esta altura por el peso específico de Marte de la ecuación 6.6 para hallar la presión del ventilador:

$$\begin{aligned}
P_b &= H_b \times p_{\text{marte}} \\
P_b &= 9404.477 \text{ 21 m} \times 0.074 \text{ 42 N m}^{-3} \\
P_b &= 699.8361 \text{ Pa}
\end{aligned} \quad (6.24)$$

Al comparar este valor de 699.8361 Pa con la presión del ventilador de 1700 Pa de la tabla 6.7, se observa que el ventilador escogido sí cumple con los requerimientos de diseño aún después de considerar las pérdidas en la manguera.

Ahora, se podrá continuar con los cálculos para encontrar el flujo de calor.

Se sabe que la transmisión de calor dentro de las mangueras será del aire caliente hacia la superficie interna de las mangueras. Este proceso se da por convección. En este caso, se aplica la ley de enfriamiento de Newton, la cual se enuncia a continuación:

$$\dot{Q} = h_c A (T_s - T_\infty) \quad (6.25)$$

Donde:

\dot{Q} : Flujo de calor.

h_c : Coeficiente de transmisión de calor por convección.

T_s : Temperatura de la superficie.

T_∞ : Temperatura de referencia del fluido.

Cabe mencionar que si el calor se transfiere desde el fluido, el flujo de calor sería negativo. Para hallar el flujo de calor en base a la ley de enfriamiento de Newton, se debe hallar primero el coeficiente de convección h . Este coeficiente depende de las condiciones como el tipo de flujo y el tipo de convección. Se sabe que, en este caso, por el uso de ventiladores, el tipo de convección es forzada. En este tipo de convección, suele ser útil usar el número de Nusselt, el cual se relaciona con el coeficiente de convección. Para estos casos donde se presenta un flujo interno y laminar en una sección circular uniforme, y asumiendo un flujo de calor constante, el número de Nusselt es $48/11$. En particular, la expresión del número de Nusselt se muestra en la ecuación 6.26.

$$Nu = \frac{hD}{k} = 48/11 \quad (6.26)$$

Donde:

h : Coeficiente promedio de transmisión de calor por convección.

D : Diámetro de la sección circular.

k : Conductividad térmica del fluido.

Al despejar h , resulta lo siguiente:

$$h = \frac{48 k}{11 D}$$

Para resolver esto, se conoce la conductividad térmica de la atmósfera de Marte [53], a una porosidad del 46 % [54]:

$$0.05 \text{ W m}^{-1} \text{ K}^{-1} \quad (6.27)$$

Si además se sabe que el diámetro interno es de 1 pulgada; entonces, se puede hallar h :

$$h = \frac{48}{11} \times \frac{0.05 \text{ W m}^{-1} \text{ K}^{-1}}{0.25 \times 0.0254 \text{ m}}$$

$$h = 34.3593 \text{ W m}^{-2} \text{ K}^{-1} \quad (6.28)$$

Luego, se tienen todos los datos necesarios para remplazar en la ecuación de la Ley de enfriamiento de Newton. Además, para este caso, la temperaturas T_∞ y T_s serán 0°C y 176.7 K respectivamente, como se mencionó anteriormente y el área de convección será el área interna de las mangueras. Luego, se remplazan los datos en la ecuación 6.25 y se obtiene lo siguiente:

$$\dot{Q} = h_c A (T_s - T_\infty)$$

$$\dot{Q} = -34.3593 \text{ W m}^{-2} \text{ K}^{-1} \times (2 \times \pi \times 0.0127 \times 2 \text{ m}) \text{ m}^3 (176.7 \text{ K} - 273.15 \text{ K})$$

$$\dot{Q} = 132.7009 \text{ W} \quad (6.29)$$

Luego, es necesario multiplicar el flujo de calor de la ecuación 6.29 por el número de mangueras. El resultado se muestra en la ecuación:

$$\dot{Q}_{total} = \dot{Q} \times n_{mangueras}$$

$$\dot{Q}_{total} = 132.70094 \text{ W} \times 3$$

$$\dot{Q} = 398.10262 \text{ W} \quad (6.30)$$

Con este resultado, se termina la primera etapa de cálculo. A continuación, se procederá con la segunda etapa, la cual consiste en hallar el flujo de calor procedente del ambiente interno de la caja. Para ello, se consideró el caso de convección natural para flujo interno en un recinto cerrado rectangular con ángulo de inclinación 0° . En estos casos, el análisis involucra al número de Rayleigh, cuya expresión se indica en la ecuación 6.31.

$$Ra = Gr Pr \quad (6.31)$$

Donde Gr es el número de Grashof y Pr es el número de Prandtl.

A su vez, se muestran las expresiones del número de Grashof y el número de Prandtl en las ecuaciones 6.32 y 6.33 respectivamente, para el caso de flujo interno en un contenedor rectangular.

$$Gr = \frac{g\beta(T_1 - T_2)L^3}{\nu^2} \quad (6.32)$$

$$Pr = \frac{c_p \mu}{k} \quad (6.33)$$

Donde:

g : Aceleración de la gravedad.

β : Coeficiente de expansión volumétrica.

T_1 : Temperatura de la superficie a mayor temperatura.

T_2 : Temperatura de la superficie a menor temperatura.

L : Longitud característica.

ν : Viscosidad cinemática.

c_p : Calor específico a presión constante.

μ : Viscosidad absoluta o dinámica.

k : Conductividad térmica.

En el caso del coeficiente de expansión β , si se asumen condiciones de gas ideal, se cumple que $\beta = 1/T$. Además, el valor de la longitud característica L , según las dimensiones de la caja eléctrica, es de 450 mm. Para hallar el calor específico de presión constante de la atmósfera de Marte a nivel de su superficie, se promediarán los datos de la gráfica 6.7. De los datos de la gráfica, se halló el valor promedio de $765 \text{ J kg}^{-1} \text{ K}^{-1}$.

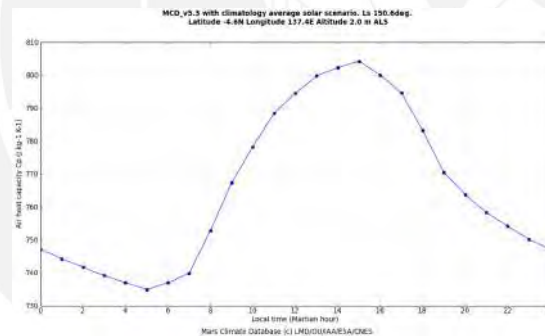


Figura 6.7: Calor específico del aire de Marte a nivel de su superficie medido del rover Curiosity [55]

Por otro lado, la viscosidad cinemática se encuentra al dividir la viscosidad absoluta entre la densidad.

El valor de la viscosidad cinemática se muestra en la ecuación 6.34.

$$\nu = \mu/\rho$$

$$\nu = \frac{1.2 \times 10^{-5} \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-1}}{0.02 \text{ kg m}^{-3}}$$

$$\nu = 0.0006 \text{ m}^2 \text{ s}^{-1} \quad (6.34)$$

Ahora, es posible reemplazar todas las variables necesarias para hallar el número de Grashof y el número de Prandtl. Esto se muestra a continuación:

$$G_r = \frac{g\beta(T_1 - T_2)L^3}{\nu^2}$$

$$G_r = \frac{3.72076 \text{ m s}^{-2} \left(\frac{1}{273.15 \text{ K}}\right) (273.15 \text{ K} - 176.7 \text{ K}) (0.45 \text{ m})^3}{(0.0006 \text{ m}^2 \text{ s}^{-1})^2}$$

$$G_r = 332558.2494 \quad (6.35)$$

$$P_r = \frac{c_p \mu}{k}$$

$$P_r = \frac{765 \text{ J kg}^{-1} \text{ K}^{-1} \times 1.2 \times 10^{-5} \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-1}}{0.05 \text{ W m}^{-1} \text{ K}^{-1}}$$

$$P_r = 0.1836 \quad (6.36)$$

Luego, se remplazarán los resultados de las ecuaciones 6.36 y 6.35 en la ecuación 6.31; con lo que, resulta el número de Rayleigh:

$$R_a = G_r P_r$$

$$R_a = 332558.2494 \times 0.1836$$

$$R_a = 61057.6946 \quad (6.37)$$

Una vez conocido el valor del número de Rayleigh, se aplica la siguiente correlación empírica [56]:

$$N_u = \frac{hL}{k} = 0.069 R_a^{1/3} P_r^{0.074} \quad \text{for } 5 \times 10^4 \leq R_a \leq 7.17 \times 10^8 \quad (6.38)$$

Donde:

N_u : Número de Nusselt.

h : Coeficiente de convección.

L : Longitud característica.

k : Conductividad térmica.

R_a : Número de Rayleigh.

P_r : Número de Prandtl.

Para hallar h , se obtiene el número de Rayleigh de la ecuación 6.37, el número de Prandtl de la ecuación 6.36, la conductividad térmica k de la ecuación 6.27 y una longitud característica de 0.45 m:

$$\begin{aligned} \frac{hL}{k} &= 0.069 \times R_a^{1/3} \times P_r^{0.074} \\ h &= \frac{0.069 \times k \times R_a^{1/3} \times P_r^{0.074}}{L} \\ h &= \frac{0.069 \times 0.05 \text{ W m}^{-1} \text{ K}^{-1} \times 61057.6946^{1/3} \times (0.1836)^{0.074}}{0.45 \text{ m}} \\ h &= 0.26631 \text{ W m}^{-2} \text{ K}^{-1} \end{aligned} \quad (6.39)$$

Finalmente, se aplicará la ley de enfriamiento de Newton enunciada en la ecuación 6.25 con condiciones similares; pero, esta vez, para un área de 0.998 m^2 y para el coeficiente de convección hallado en la ecuación 6.39.

$$\begin{aligned} \dot{Q} &= h_c A (T_s - T_\infty) \\ \dot{Q} &= -0.26631 \text{ W m}^{-2} \text{ K}^{-1} \times 0.998 \text{ m}^2 \times (176.7 \text{ K} - 273.15 \text{ K}) \\ \dot{Q} &= 25.4283 \text{ W} \end{aligned} \quad (6.40)$$

Finalmente, para la tercera etapa de cálculo, se hallará el flujo de calor hacia el exterior. Para ello, se sumará el flujo de calor por convección libre en la caja eléctrica de la ecuación 6.40 con el flujo de calor por convección forzadas de las 3 mangueras de la ecuación 6.30.

$$\begin{aligned} h_{total} &= 398.10262 \text{ W} + 25.4283 \text{ W} \\ h_{total} &= 423.5309 \text{ W} \end{aligned} \quad (6.41)$$

El flujo de calor de la ecuación 6.41 significa que será necesario que el calentador o calentadores eléctricos suministren al menos 423.5 W para mantener una temperatura ideal dentro de la caja eléctrica y dentro de la longitud total de las mangueras. Es decir, de acuerdo a estos cálculos, si se suministra una cantidad igual o mayor a 423.5 W ; entonces, a pesar de las pérdidas por transmisión de calor con el exterior, la temperatura interna de la caja y las mangueras será de al menos 0°C .

6.3.2. Cálculo de las baterías.

Para el análisis de las baterías, se requiere saber las condiciones de carga como: el consumo de corriente, la potencia requerida y el tiempo de trabajo. Para ello, primero se hará un análisis de las características eléctricas de cada componente y luego se definirá un tiempo de trabajo.

Se estima que el tiempo de un uso de la camilla será de al menos 20 minutos aproximadamente. Asimismo, se estima que la camilla deberá poder ser usada al menos 25 veces antes de que las baterías se descarguen y se tengan que cargar nuevamente. Esto significa que las baterías deben permitir un tiempo de trabajo de por lo menos 500 minutos.

Una vez que se ha definido el tiempo de trabajo, se procederá a analizar las características de los componentes eléctricos.

Para obtener los datos de los controladores de los motores, se muestra la tabla 6.8 donde se indican los valores más relevantes de estos drivers. De los datos de esta tabla, se puede calcular el consumo de estos controladores como se muestra a continuación:

$$\begin{aligned}
 I_{driv_{total}} &= n_{driv} \times I_{driv} \\
 I_{driv_{total}} &= 3 \times 5 \text{ A} \\
 I_{driv_{total}} &= 15 \text{ A}
 \end{aligned}
 \tag{6.42}$$

$$\begin{aligned}
 P_{driv_{total}} &= n_{driv} \times P_{driv} \\
 P_{driv_{total}} &= n_{driv} \times I_{driv} \times V_{driv} \\
 P_{driv_{total}} &= 3 \times 5 \text{ A} \times 50 \text{ V} \\
 P_{driv_{total}} &= 750 \text{ W}
 \end{aligned}
 \tag{6.43}$$

Tabla 6.8: Especificaciones generales del controlador EPOS 50/5 [39]

Voltaje normal de alimentación	10 VDC a 50 VDC
Corriente	5 A
Temperatura de Operación	-30 °C to 50 °C
Modelo	Maxon EPOS 50/5 Position Driver 546047

Además, se usarán 3 ventiladores para ayudar a transmitir el calor hacia los componentes fuera de la caja eléctrica. Las características de estos ventiladores se muestran en la tabla 6.7. De los valores de esta tabla, se calcula lo siguiente:

$$I_{fan_{total}} = n_{fan} \times I_{fan}$$

$$I_{fan_{total}} = 3 \times 2.52 \text{ A}$$

$$I_{fan_{total}} = 7.56 \text{ A} \quad (6.44)$$

$$P_{fan_{total}} = n_{fan} \times P_{fan}$$

$$P_{fan_{total}} = 3 \times 30.24 \text{ W}$$

$$P_{fan_{total}} = 90.72 \text{ W} \quad (6.45)$$

Asimismo, se usarán dos calefactores eléctricos dentro de la caja eléctrica para mantener una temperatura ideal de operación para los elementos electrónicos que se encuentren dentro. La potencia que deben entregar en total estos dos calefactores se calculó en la sección 6.3.1 y se muestra en la ecuación 6.41. En base a este valor, se seleccionaron los calentadores que se muestran en la tabla 6.9, donde se muestran los datos más relevantes de estos dispositivos; y, en ella se observan los datos de corriente y potencia consumida:

Tabla 6.9: Especificaciones generales del calefactor SA12-3000 12 [40]

Voltaje	12 V
Corriente	30 A
Potencia	360 W
Material	T5052 Aluminum
Ventilador interno	Brushless Fan with 50 000 h, 3900 RPM and 3.6 W
Dimensiones	6 in × 5 in × 4 in
Masa	3 kg
Modelo	DC Thermal SA12-3000 12 VOLT

$$I_{heater_{total}} = n_{heater} \times I_{heater}$$

$$I_{heater_{total}} = 2 \times 30 \text{ A}$$

$$I_{heater_{total}} = 60 \text{ A} \quad (6.46)$$

$$P_{heater_{total}} = n_{heater} \times P_{heater}$$

$$P_{heater_{total}} = 2 \times 360 \text{ W}$$

$$P_{heater_{total}} = 720 \text{ W} \quad (6.47)$$

Para el sensor de inclinación, se observa la tabla 6.3, de donde se obtienen los siguientes datos:

$$I_{IMU} = 4.1 \text{ mA} \quad (6.48)$$

$$P_{IMU} = I_{IMU} \times V_{IMU}$$

$$P_{IMU} = 4.1 \text{ mA} \times 5 \text{ V}$$

$$P_{IMU} = 20.5 \text{ mW} \quad (6.49)$$

Para el caso del sensor magnetómetro, obsérvese la tabla 6.4. En esta tabla, se muestran los datos necesarios para calcular el consumo del sensor:

$$I_{magn} = 100 \mu\text{A} \quad (6.50)$$

$$P_{magn} = I_{magn} \times V_{magn}$$

$$P_{magn} = 100 \mu\text{A} \times 5 \text{ V}$$

$$P_{magn} = 0.5 \text{ mW} \quad (6.51)$$

Otros elementos que se usarán en la camilla y que también van a representar un consumo para la batería son: la placa Arduino Mega, un display LCD (Liquid Cristal Display (LCD)) LCR-U02002DSF-WH, tres diodos LED y un buzzer.

Algunas especificaciones técnicas de la placa Arduino Mega 2560 Rev3 se muestran en la tabla 6.10. Con los datos de esta tabla, se puede calcular el consumo de esta placa:

Tabla 6.10: Especificaciones generales del Arduino Mega 2560 Rev3 [38]

Voltaje de alimentación recomendado (conector jack)	7 V – 12 V
Corriente máxima total de entrada o salida	200 mA
Peso	37 g
Temperatura segura de operación	–40 °C to 85 °C
Modelo	Arduino Mega 2560 Rev3

$$I_{arduino} = 200 \text{ mA} \quad (6.52)$$

$$P_{\text{arduino}} = I_{\text{arduino}} \times V_{\text{arduino}}$$

$$P_{\text{arduino}} = 200 \text{ mA} \times 12 \text{ V}$$

$$P_{\text{arduino}} = 2.4 \text{ W} \quad (6.53)$$

En el caso del display LCD LCR-U02002DSF-WH, se puede calcular su consumo en base a la tabla 6.11:

Tabla 6.11: Especificaciones generales del display LCD LCR-U02002DSF-WH [57]

Voltaje	4.5 V to 5.5 V (typical: 5 V)
Corriente	100 mA to 200 mA (typical: 150 mA)
Dimensiones	116 mm × 37 mm × 12.8 mm
Temperatura segura de operación	−40 °C to 85 °C
Modelo	Display LCD Lumex LCR-U02002DSF-WH

$$I_{\text{display}} = 200 \text{ mA} \quad (6.54)$$

$$P_{\text{display}} = I_{\text{display}} \times V_{\text{display}}$$

$$P_{\text{display}} = 200 \text{ mA} \times 5.5 \text{ V}$$

$$P_{\text{display}} = 1.1 \text{ W} \quad (6.55)$$

Los datos de los diodos LED que se van a usar se muestran en la tabla 6.12. El calculo de estos componentes se muestra a continuación:

Tabla 6.12: Especificaciones generales de los diodos LED Q12P1CXXR12E (red) y Q12P1CXXG12E (green) [58]

Corriente de Operación	20 mA
Voltaje DC	12 V
Temperatura segura de operación	−30 °C to 65 °C
Modelos	APEM Inc. Q12P1CXXR12E & Q12P1CXXG12E (rojo & verde)

$$I_{\text{leds}_{total}} = n_{\text{leds}} \times I_{\text{leds}}$$

$$I_{\text{leds}_{total}} = 3 \times 20 \text{ mA}$$

$$I_{\text{leds}_{total}} = 60 \text{ mA} \quad (6.56)$$

$$P_{leds_{total}} = n_{leds} \times P_{leds}$$

$$P_{leds_{total}} = n_{leds} \times I_{leds} \times V_{leds}$$

$$P_{leds_{total}} = 3 \times 20 \text{ mA} \times 12 \text{ V}$$

$$P_{leds_{total}} = 720 \text{ mW} \quad (6.57)$$

Por último, para el caso del buzzer, se muestra la tabla 6.13. Con los datos de esta tabla, se calcula el consumo de este dispositivo como se muestra a continuación:

Tabla 6.13: Especificaciones generales del indicador buzzer magnético CMI-9655S-SMT-TR [59]

Voltaje nominal típico	5 V
Corriente de consumo	30 mA
Nivel típico de presión sonora	85 dBA
Dimensiones	9.6 mm × 9.6 mm × 5 mm
Material	Polyphenylene Sulfide (PPS)
Temperatura segura de operación	−40 °C to 85 °C
Modelo	CUI Devices CMI-9655S-SMT-TR

$$I_{buzzer} = 30 \text{ mA} \quad (6.58)$$

$$P_{buzzer} = I_{buzzer} \times V_{buzzer}$$

$$P_{buzzer} = 30 \text{ mA} \times 5 \text{ V}$$

$$P_{buzzer} = 0.15 \text{ W} \quad (6.59)$$

Una vez que se ha hallado el consumo de todos los dispositivos, se suman estos valores para hallar el consumo total. Para hallar la corriente de consumo total, se suman las ecuaciones 6.42, 6.44, 6.46, 6.48, 6.50, 6.52, 6.54, 6.56 y 6.58. El resultado se muestra en la ecuación 6.60.

$$I_{total} = I_{driv_{total}} + I_{fan_{total}} + I_{heater_{total}} + I_{IMU} + I_{magn} + I_{arduino} + I_{display} + I_{leds_{total}} + I_{buzzer}$$

$$I_{total} = 15 \text{ A} + 7.56 \text{ A} + 60 \text{ A} + 4.1 \text{ mA} + 100 \mu\text{A} + 200 \text{ mA} + 200 \text{ mA} + 60 \text{ mA} + 30 \text{ mA}$$

$$I_{total} = 82.6542 \text{ A} \quad (6.60)$$

De igual manera, se calculará la potencia total consumida al sumar las ecuaciones 6.43, 6.45, 6.47, 6.49, 6.51, 6.53, 6.55, 6.57 y 6.59:

$$P_{total} = P_{driv_{total}} + P_{fan_{total}} + P_{heater_{total}} + P_{IMU} + P_{magn} + P_{arduino} + P_{display} + P_{leds_{total}} + P_{buzzer}$$

$$P_{total} = 750 \text{ W} + 90.72 \text{ W} + 720 \text{ W} + 20.5 \text{ mW} + 0.36 \text{ mW} + 2.4 \text{ W} + 1.1 \text{ W} + 720 \text{ mW} + 0.15 \text{ W}$$

$$P_{total} = 1565.11086 \text{ W} \quad (6.61)$$

Una vez que se han hallado la corriente y la potencia total consumida, se define un tiempo de trabajo. Para ello, primero, se seleccionó la batería. De acuerdo a la sección 4.2, lo más conveniente para aplicaciones espaciales, es usar baterías de ión de Litio; y, dado que en Marte podría ser muy difícil obtener otra batería similar, adicionalmente esta batería debería ser recargable. Por ello, se seleccionó la batería Xcelion 56V-P de la marca Saft S.A. Esta empresa se dedica a fabricar baterías para diversas aplicaciones como la aeroespacial; en particular, el rover Rosalind Franklin del programa ExoMars, que se espera que llegue a Marte en el 2021, usará baterías de ión de litio de este fabricante[60][61]. Las características más notables de esta batería se muestran en la tabla 6.14.

Tabla 6.14: Especificaciones generales de la batería Xcelion 56V-P [37]

Capacidad Nominal (C)	30 A h
Voltaje Nominal	52.8 V
Energía (E)	1.6 kWh
Máxima corriente de descarga (continuamente)	200 A
Máxima corriente de carga (continuamente)	125 A
Peso	20.7 kg
Dimensiones	256 mm × 269 mm × 230 mm
Temperatura segura de operación	-40 °C to 60 °C
Modelo	Saft Xcelion 56V-P

De la tabla 6.14 y usando las ecuaciones 6.60 y 6.61, se puede calcular el tiempo de uso de esta batería antes de descargarse completamente:

$$t_{discharge_{current}} = \frac{C}{I_{total}}$$

$$t_{discharge_{current}} = \frac{30 \text{ A h}}{82.6542 \text{ A}}$$

$$t_{discharge_{current}} = 21 \text{ min } 47 \text{ s}$$

$$t_{discharge_{energy}} = \frac{E}{P_{total}}$$

$$t_{discharge_{energy}} = \frac{1.6 \text{ kWh}}{1565.11086 \text{ W}}$$

$$t_{discharge_{energy}} = 1 \text{ h } 1 \text{ min } 20 \text{ s}$$

Se escoge el tiempo de descarga más crítico para el sistema y se obtiene que la batería duraría 21 min y 47 s. En base a estos resultados, puede ser interesante notar lo siguiente. Primero, se define que el sistema eléctrico de la camilla debe activarse solamente de regreso desde el lugar del accidente, cuando sea necesario transportar al paciente de forma segura. En tal caso, el uso de la camilla no excedería, en un pésimo escenario, un tiempo de recorrido de 10 min, teniendo en cuenta una velocidad estimada sobre Marte de 3.4 km h^{-1} (0.94 m s^{-1})[62]. Por otro lado, si se asume que la primera misión espacial tripulada a Marte podría tener 100 personas[63]; y además, si se asume que la frecuencia de uso en Marte podría ser similar a algún escenario de la Tierra; por ejemplo, según la información de la National Hospital Ambulatory Medical Care Survey (NHAMCS), en el año 2016, en Estados Unidos, 45.8 de cada 100 personas se dirigieron o fueron llevados a un hospital, de los cuales, el 15.75 % llegó por medio de una ambulancia; es decir, 7.2 personas de 100 usaron una ambulancia en un año[64]. Estos datos juntos equivalen a decir, en base a las suposiciones dadas, que al año, para esas 100 personas, se espera un tiempo de uso total del sistema eléctrico de la camilla de 72 minutos; lo cual, al compararlo con el tiempo de duración de la batería que es de 21 min y 47 s; quiere decir que la batería seleccionada alcanzaría alimentar al sistema eléctrico de la camilla, en el caso de consumo máximo de todos componentes, durante al menos 3 meses y 18 días para 100 personas antes de que esta requiere ser recargada. Como se asumió un tiempo de uso no mayor de 10 min, entonces en conclusión la duración de la batería sería la suficiente para permitir que la camilla pueda operar un tiempo mayor a un recorrido de ida y vuelta.

6.3.3. Cálculo de las vibraciones.

Para evaluar las vibraciones que se producen a través de la camilla, en primer lugar se deben definir dos tipos de masas para un vehículo, las cuales son la masa suspendida y la no suspendida, también denominadas Sprung Mass (SM) y Unsprung Mass (UM) respectivamente. La masa suspendida se define como la masa que es soportada por el sistema de suspensión del vehículo; por el contrario, la masa no suspendida se define como la masa que no está soportada por este sistema. Como ejemplo, en un automóvil, la masa suspendida correspondería al chasis y la carga que lleva el vehículo, como los pasajeros; mientras que, la masa no suspendida estaría constituida por la amortiguación, los muelles, los frenos, los neumáticos, entre otros componentes.

Asimismo, en este tipo de análisis, se suele definir al suelo sobre el que viaja el vehículo como una curva de forma sinusoidal de cierta frecuencia y amplitud. Con ello, el análisis de las vibraciones se convierte en tratar de describir el comportamiento de la masa suspendida cuando la representación de la masa no suspendida viaja a través de una curva sinusoidal, la cual es una representación del terreno irregular. Por esta razón, primero se modelarán todos estos elementos para luego hacer un diagrama de cuerpo libre de la masa suspendida; luego de lo cual, se hallará y resolverá la ecuación diferencial que gobierna el movimiento de la masa suspendida. Posteriormente, se verá que la trayectoria de la masa suspendida es similar a la trayectoria de la masa no suspendida. Por ello, luego se definirá una variable llamada Displacement Transmissibility ó DT la cual será la razón entre las amplitudes de ambas trayectorias, lo que será de utilidad para dar una idea de cuánto porcentaje del movimiento de la masa no suspendida se logra transmitir a la masa suspendida a través del sistema de suspensión. A su vez, luego se verá que esta variable será una función de la frecuencia de la onda sinusoidal y del diámetro de las piedras. Finalmente, esto permitirá saber, para cada tamaño de piedra, cuanto afecta el sistema de suspensión en reducir el movimiento de la masa suspendida.

En la figura 6.8 se muestra el modelo que representa el sistema de suspensión de la camilla. Para hallar la trayectoria que describe la masa suspendida, se aplica la segunda ley de Newton en esta masa. El resultado se muestra en la ecuación 6.62.

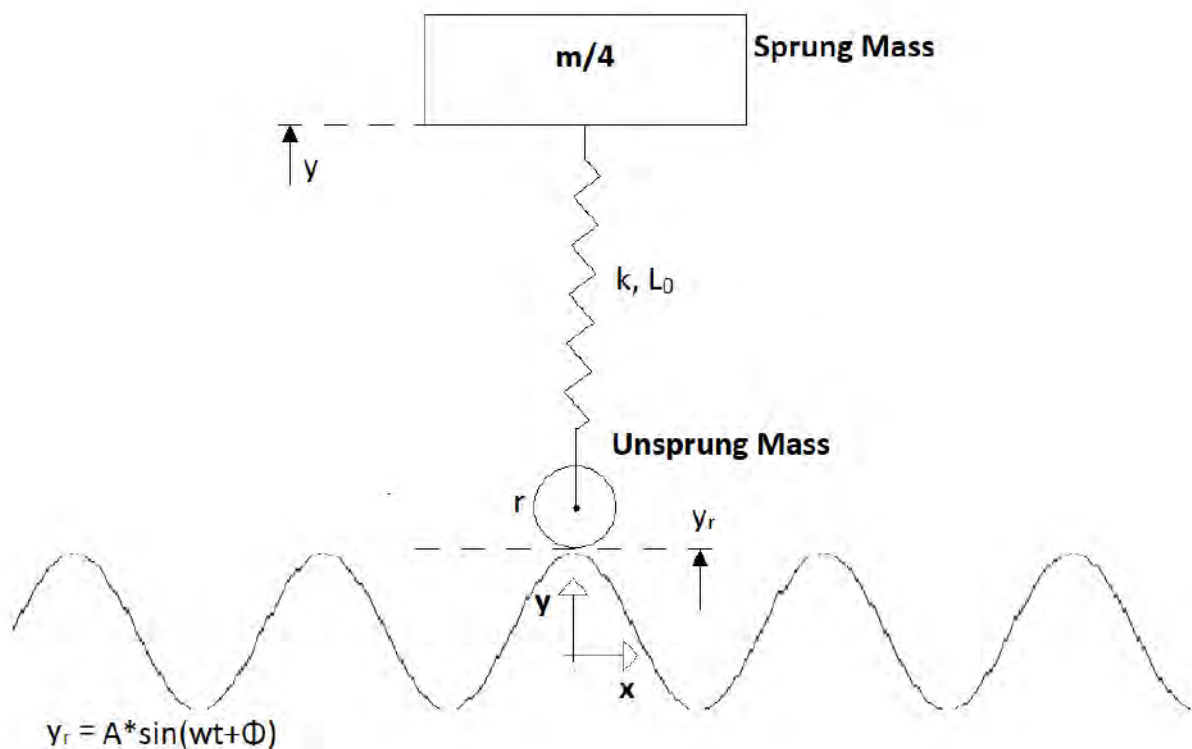


Figura 6.8: Modelo equivalente del sistema de suspensión
Fuente: Elaboración propia

$$\sum \vec{F} = m \times \vec{a}$$

$$-\frac{m}{4} \times g - k \times \Delta L = m \times \ddot{y}$$

$$-\frac{m}{4} \times g - k \times (L - L_0) = m \times \ddot{y}$$

$$-\frac{m}{4} \times g - k \times [(y - (y_r + r/2)) - L_0] = m \times \ddot{y}$$

$$-\frac{m}{4} \times g - k \times (y - y_r - r/2 - L_0) = m \times \ddot{y}$$

$$-\frac{m}{4} \times g - k \times (y - A \times \sin(\omega t + \phi) - r/2 - L_0) = m \times \ddot{y} \quad (6.62)$$

Reordenando la ecuación diferencial 6.62, se obtiene la ecuación 6.63, en donde se logra visualizar que esta es una ecuación diferencial lineal homogénea con coeficientes constantes.

$$\frac{m}{4} \times \ddot{y} + k \times y = \left(-\frac{m}{4} \times g + k \times \frac{r}{2} + k \times L_0\right) + k \times A \times \sin(\omega t + \phi) \quad (6.63)$$

Para hallar la solución general de esta ecuación diferencial, se debe hallar la solución general de la ecuación si esta fuera no homogénea y sumarle una solución particular. Esto es equivalente a decir que la expresión para la solución general es $y = y_c + y_p$, donde y es la solución general de ecuación diferencial, y_c es la solución general de ecuación homogénea asociada y y_p es la solución particular. Para hallar y_c , se muestra la forma homogénea asociada en la ecuación 6.64.

$$\frac{m}{4} \times \ddot{y} + k \times y = 0 \quad (6.64)$$

Para hallar la solución general de la ecuación 6.64, se halla la ecuación característica y se determinan las raíces de esta ecuación característica. Estas raíces se muestran en la ecuación 6.65.

$$\frac{m}{4} \times s^2 + k = 0$$

$$s^2 = \frac{-4k}{m}$$

$$s_{1,2} = \pm 2i \sqrt{\frac{k}{m}} \quad (6.65)$$

Como las raíces de la ecuación 6.65 son complejas y de la forma $a \pm bi$, la solución general de la ecuación homogénea será $y_c = c_1 e^{at} \cos(bt) + c_2 e^{at} \sin(bt)$. Remplazando las raíces en la solución general de la ecuación homogénea asociada, se obtiene la ecuación 6.66.

$$y_c = c_1 \cos \left(2t \sqrt{\frac{k}{m}} \right) + c_2 \sin \left(2t \sqrt{\frac{k}{m}} \right) \quad (6.66)$$

Se debe recordar que como y_c es la solución general de la ecuación homogénea asociada, se debe cumplir la ecuación 6.67:

$$\frac{m}{4} \times \ddot{y}_c + k \times y_c = 0 \quad (6.67)$$

Luego de haber hallado la solución general de la ecuación homogénea asociada, falta hallar la solución particular. Como la expresión no homogénea $(\frac{m}{4} \times g - k \times \frac{r}{2} - k \times L_0) + k \times A \times \sin(\omega t + \phi)$ solo contiene constantes y una función seno; entonces, se usará el método de coeficientes indeterminados; por lo que, para la expresión no homogénea, se usará, como solución particular, la expresión $R + S \sin(\omega t + \phi) + T \cos(\omega t + \phi)$. Cabe mencionar que las funciones consideradas en la solución particular propuesta son similares más no se repiten en la solución general de la ecuación homogénea asociada; pues, en un caso se tiene $\frac{m}{4} \times \ddot{y}_c + k \times y_c = 0$ y en el otro caso se tiene $R + S \sin(\omega t + \phi) + T \cos(\omega t + \phi)$. Para hallar los valores de R , S y T , se remplaza la última expresión mencionada en la ecuación diferencial. Esto se muestra a continuación:

$$\begin{aligned} \frac{m}{4} \times \frac{d^2 y}{dt^2} + k \times y &= \left(-\frac{m}{4} \times g + k \times \frac{r}{2} + k \times L_0 \right) + k \times A \times \sin(\omega t + \phi) \\ \frac{m}{4} \times \frac{d^2 (y_c + y_p)}{dt^2} + k \times (y_c + y_p) &= \left(-\frac{m}{4} \times g + k \times \frac{r}{2} + k \times L_0 \right) + k \times A \times \sin(\omega t + \phi) \\ \frac{m}{4} \times \frac{d^2 (y_c + y_p)}{dt^2} + k \times (y_c + y_p) &= \left(-\frac{m}{4} \times g + k \times \frac{r}{2} + k \times L_0 \right) + k \times A \times \sin(\omega t + \phi) \\ \frac{m}{4} \times \left(\frac{d^2 (y_c)}{dt^2} + \frac{d^2 (y_p)}{dt^2} \right) + k y_c + k y_p &= \left(-\frac{m}{4} \times g + k \times \frac{r}{2} + k \times L_0 \right) + k \times A \times \sin(\omega t + \phi) \end{aligned}$$

Al agrupar:

$$\left(\frac{m}{4} \times \frac{d^2 (y_c)}{dt^2} + k y_c \right) + \frac{m}{4} \times \frac{d^2 (y_p)}{dt^2} + k y_p = \left(-\frac{m}{4} \times g + k \times \frac{r}{2} + k \times L_0 \right) + k \times A \times \sin(\omega t + \phi)$$

Al remplazar la ecuación 6.67 en la anterior expresión, resulta la ecuación 6.68:

$$\frac{m}{4} \times \frac{d^2(y_p)}{dt^2} + ky_p = \left(\frac{m}{4} \times g - k \times \frac{r}{2} - k \times L_0\right) + k \times A \times \sin(\omega t + \phi) \quad (6.68)$$

Pero $y_p = R + S \sin(\omega t + \phi) + T \cos(\omega t + \phi)$; luego, se puede hallar $\frac{d^2(y_p)}{dt^2}$:

$$\begin{aligned} \frac{d(y_p)}{dt} &= S \omega \cos(\omega t + \phi) - T \omega \sin(\omega t + \phi) \\ \frac{d^2(y_p)}{dt^2} &= -S \omega^2 \sin(\omega t + \phi) - T \omega^2 \cos(\omega t + \phi) \end{aligned}$$

Luego, se remplazan las expresiones de y y $\frac{d^2(y_p)}{dt^2}$ en la ecuación 6.68, con lo que lo siguiente:

$$\frac{m}{4}(-S \omega^2 \sin(\omega t + \phi) - T \omega^2 \cos(\omega t + \phi)) + k(R + S \sin(\omega t + \phi) + T \cos(\omega t + \phi)) = \left(-\frac{mg}{4} + \frac{kr}{2} + kL_0\right) + kA \sin(\omega t + \phi)$$

$$\left(-\frac{S m \omega^2}{4} + kS - kA\right) \sin(\omega t + \phi) + T \left(-\frac{m \omega^2}{4} + k\right) \cos(\omega t + \phi) = -\frac{mg}{4} + k\left(\frac{r}{2} + L_0 - R\right)$$

Ahora, al igualar los términos de ambos lados de la ecuación, se encuentran las siguientes relaciones:

$$\begin{aligned} -\frac{S m \omega^2}{4} + kS - kA &= 0 \\ T \left(-\frac{m \omega^2}{4} + k\right) &= 0 \\ -\frac{mg}{4} + k\left(\frac{r}{2} + L_0 - R\right) &= 0 \end{aligned}$$

De lo cual, se desprenden los valores de R , S y T :

$$R = -\frac{mg}{4k} + \frac{r}{2} + L_0, \quad S = \frac{kA}{k - \frac{m \omega^2}{4}}, \quad T = 0$$

Con ello, la solución particular sería de la siguiente forma:

$$y_p = -\frac{mg}{4k} + \frac{r}{2} + L_0 + \frac{kA}{k - \frac{m \omega^2}{4}} \sin(\omega t + \phi)$$

Luego, la solución general $y = y_c + y_h$ de la ecuación diferencial quedaría determinada. Esta solución se muestra en la ecuación 6.69.

$$y = c_1 \cos \left(2t \sqrt{\frac{k}{m}} \right) + c_2 \sin \left(2t \sqrt{\frac{k}{m}} \right) - \frac{mg}{4k} + \frac{r}{2} + L_0 + \frac{kA \sin(\omega t + \phi)}{k - \frac{m\omega^2}{4}} \quad (6.69)$$

Una vez hallada la solución general, ahora se deben hallar las constantes c_1 y c_2 , lo cual se logra usando las condiciones iniciales del sistema. Al escoger la gráfica 6.8 como una representación del estado inicial del sistema; entonces, el desfase ϕ sería igual a $\pi/2$. Por otro lado, se puede asumir una velocidad inicial de cero, por lo tanto, se puede afirmar que $\dot{y}(t=0) = 0$. Respecto a la posición inicial, se asume que la rueda se encuentra sobre el valor máximo de la onda y que, en el momento inicial, el resorte se encuentra en estado de equilibrio. Luego, se construye la siguiente ecuación de equilibrio de la masa suspendida.

$$\begin{aligned} \sum \vec{F} &= 0 \\ -\frac{mg}{4} - k\Delta L &= 0 \\ -\frac{mg}{4} - k(L - L_0) &= m\ddot{y} \\ -\frac{mg}{4} - k[(y(t=0) - (A + r/2)) - L_0] &= 0 \\ y(t=0) &= A + r/2 + L_0 - \frac{mg}{4k} \end{aligned}$$

Con esta información, se expresa lo siguiente para hallar c_1 y c_2 :

Para y :

$$\begin{aligned} y(t) &= c_1 \cos \left(2t \sqrt{\frac{k}{m}} \right) + c_2 \sin \left(2t \sqrt{\frac{k}{m}} \right) - \frac{mg}{4k} + \frac{r}{2} + L_0 + \frac{kA \sin(\omega t + \phi)}{k - \frac{m\omega^2}{4}} \\ y(t=0) &= A + r/2 + L_0 - \frac{mg}{4k} = c_1 \cos(0) + c_2 \sin(0) - \frac{mg}{4k} + \frac{r}{2} + L_0 + \frac{kA \sin(0 + \pi/2)}{k - \frac{m\omega^2}{4}} \\ A + r/2 + L_0 - \frac{mg}{4k} &= c_1 - \frac{mg}{4k} + \frac{r}{2} + L_0 + \frac{kA}{k - \frac{m\omega^2}{4}} \\ c_1 &= A - \frac{kA}{k - \frac{m\omega^2}{4}} \end{aligned}$$

Para \dot{y} :

$$\dot{y}(t) = -2c_1 \sqrt{\frac{k}{m}} \sin\left(2t \sqrt{\frac{k}{m}}\right) + 2c_2 \sqrt{\frac{k}{m}} \cos\left(2t \sqrt{\frac{k}{m}}\right) + \frac{k w A \cos(\omega t + \phi)}{k - \frac{m \omega^2}{4}}$$

$$\dot{y}(t=0) = 0 = -2c_1 \sqrt{\frac{k}{m}} \sin(0) + 2c_2 \sqrt{\frac{k}{m}} \cos(0) + \frac{k w A \cos(0 + \pi/2)}{k - \frac{m \omega^2}{4}}$$

$$0 = 2c_2 \sqrt{\frac{k}{m}}$$

$$c_2 = 0$$

Al rescribir estos valores hallados en la ecuación 6.69, resulta la ecuación 6.70.

$$y(t) = \left(A - \frac{kA}{k - \frac{m \omega^2}{4}} \right) \cos\left(2t \sqrt{\frac{k}{m}}\right) - \frac{mg}{4k} + \frac{r}{2} + L_0 + \frac{kA \sin(\omega t + \pi/2)}{k - \frac{m \omega^2}{4}} \quad (6.70)$$

Ahora es posible hallar la variable Displacement transmissibility (DT), la cual se definirá como la razón entre la amplitud de la respuesta entre la amplitud de la entrada.

$$DT = \frac{\text{amplitud}\{y\}}{\text{amplitud}\{A \sin(\omega t + \phi)\}}$$

$$DT = \frac{2 \left(\left| A - \frac{kA}{k - \frac{m \omega^2}{4}} \right| + \left| -\frac{kA}{k - \frac{m \omega^2}{4}} \right| \right)}{2A} = \left| 1 - \frac{k}{k - \frac{m \omega^2}{4}} \right| + \left| -\frac{k}{k - \frac{m \omega^2}{4}} \right|$$

Para reducir aún más la expresión, deben hallarse valores para estas variables. Por ejemplo, se sabe que $\omega = 2\pi/T$ donde T es el período. Por otro lado, se puede decir que $T = \lambda/V$, donde λ es la longitud de la onda y V es la velocidad horizontal de la camilla respecto a la onda. Luego, se puede decir que $\omega = 2\pi V/\lambda$. Al examinar a la variable λ como la longitud de la onda que representa un terreno irregular, para este caso, es deducible gráficamente que $\lambda = 2D$; donde, D se puede denominar como diámetro de roca. Con ello, la expresión de la velocidad angular quedaría como $\omega = \pi V/D$. Para este análisis de vibraciones, se considerarán rocas desde 0.5 mm hasta del tamaño del mismo radio de la rueda.

La otras variables cuyo valor se conocen con anterioridad se detallan a continuación. La masa m del sistema es de 410 kg. Para los dos tipos de resortes, se cuenta con valores de k de 2.893 N mm^{-1} y de 3.187 N mm^{-1} para los resortes posteriores y delanteros respectivamente. El radio r de los aros es de 198 mm. De la sección anterior sobre cálculos para las baterías, se conoció que la velocidad estimada de la camilla puede ser 0.94 m s^{-1} . Estos datos son suficientes para notar que la siguiente inecuación siempre es cierta.

$$k - \frac{mw^2}{4} < 0$$

Con ello, la expresión para la variable DT quedaría de la siguiente manera:

$$DT = 1 + \frac{2k}{\frac{mw^2}{4} - k}$$

$$DT(D) = 1 + \frac{2k}{\frac{m\pi^2 V^2}{4D^2} - k}$$

Asimismo, con los datos mencionados anteriormente, se puede graficar la transmisibilidad de desplazamiento en función del diámetro de roca. Al remplazar todos los valores hallados, se tienen las variables DT_1 y DT_2 , para el resorte posterior y el delantero respectivamente. Las curvas de ambas variables se muestran en la gráfica 6.9.

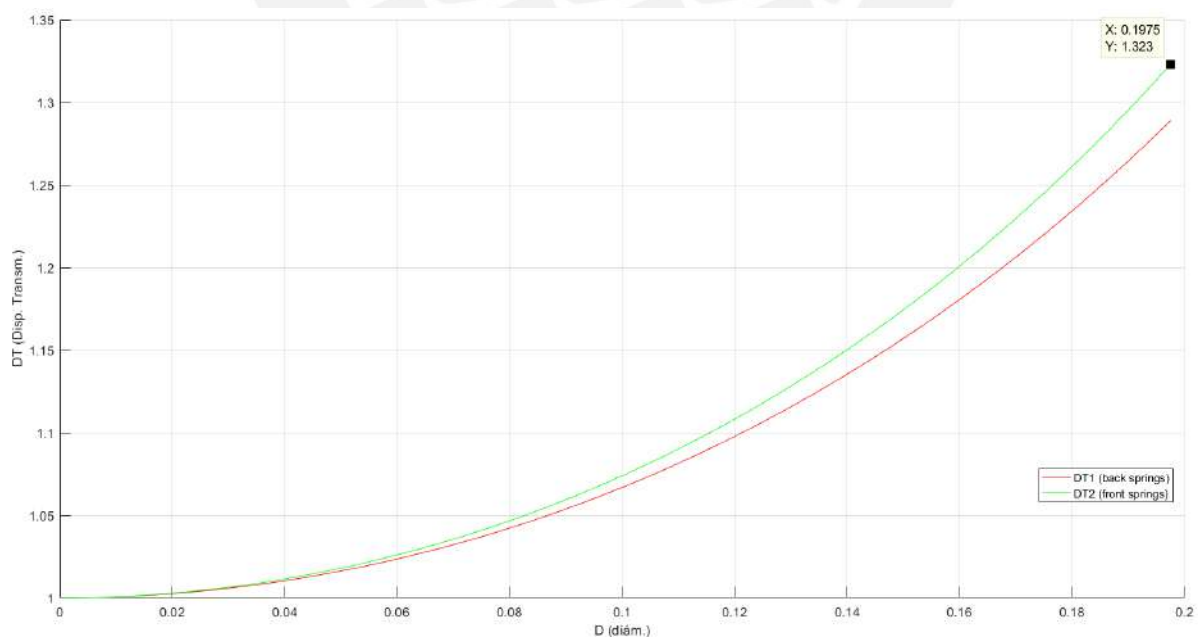


Figura 6.9: Displacement Transmissibility vs Diameter
Fuente: Elaboración propia

Como se puede observar en la gráfica 6.9, la transmisibilidad de desplazamiento llega hasta un valor de 33 % adicional para los resortes frontales.

6.4. FEM

A continuación, se presenta el análisis de esfuerzos mediante el método de elementos finitos en los componentes estructurales más críticos de la camilla; esto se realizó a través de la herramienta Stress Analysis del software CAD Autodesk Inventor. En el análisis, se consideraron los datos de la tabla A1.1 del anexo A1. En la tabla 6.15 se muestran los datos relevantes de los componentes analizados.

Tabla 6.15: Materiales críticos analizados mediante elementos finitos

Elemento	Masa (kg)	Dimensiones	Volumen (mm ³)	Material
Plancha base	48.47	1800 mm × 610 mm × 10 mm	10940700	Ti ₆ Al ₄ V
Plancha de brazo delantero	0.542	600 mm × 104 mm × 2 mm	122450	Ti ₆ Al ₄ V
Plancha de brazo posterior	0.4503	500 mm × 104 mm × 2 mm	101650	Ti ₆ Al ₄ V
Aro	9.59107	$r = 376.9$ mm, $R = 324$ mm, $l_1 = 144$ mm, $l_1 = 30$ mm	3552250	Aluminio 6061-T6

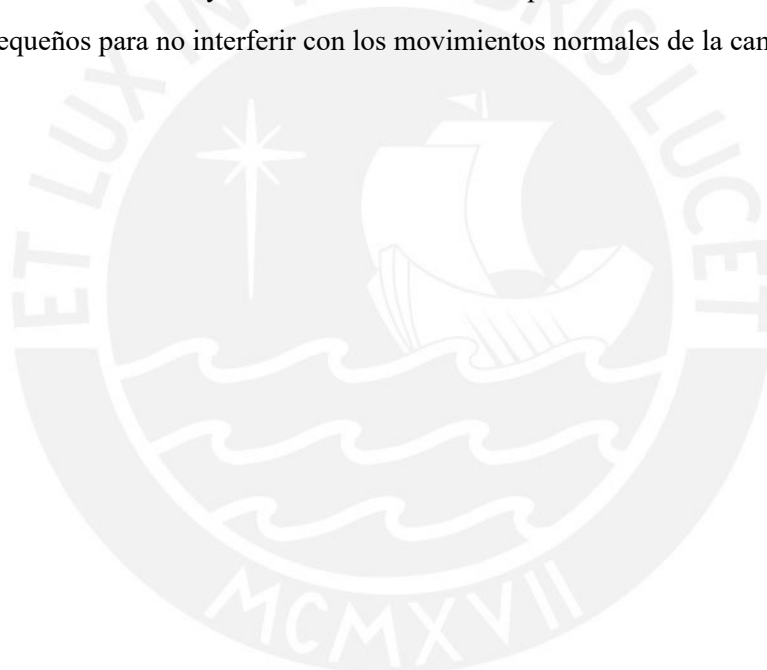
Respecto a las condiciones del análisis de cada pieza, se definieron las uniones y fuerzas de las condiciones de trabajo. Para el caso de la plancha base, se definió una unión fija en los agujeros de los bordes y se colocó una fuerza de 1247.519 N distribuida entre sus 16 agujeros centrales. En el caso de los brazos delantero y posterior, a ambos se realizó una unión fija en los 5 agujeros de sus partes inferiores. Por otro lado, se colocó una fuerza de 369.5 N en ambos brazos; esta fuerza se definió como una fuerza distribuida en sus agujeros superiores. Para el aro, se colocó una unión tangencial en la base inferior del aro que estará en contacto con el suelo y se colocó una fuerza de 372.28 N distribuida en sus agujeros centrales.

Una vez definidos los componentes y sus condiciones, el programa mostró los esfuerzos, desplazamientos y factores de seguridad para cada uno de ellos. Los informes de estos resultados se resumen en la tabla.

Tabla 6.16: Esfuerzo, desplazamiento y factor de seguridad de componentes críticos según análisis FEM

Elemento	Esfuerzo de Von Mises (MPa)	Esfuerzo de fluencia del material (MPa)	Desplazamiento (mm)	Factor de seguridad
Plancha base	22.1409	882.528	0.0997	15
Plancha de brazo delantero	34.5561	882.528	0.5292	15
Plancha de brazo posterior	32.309	882.528	0.2712	15
Aro	3.7156	275	0.006	15

Los resultados de la tabla 6.16 revelan que, según este análisis de elementos finitos, los esfuerzos y desplazamientos que sufren los componentes más críticos son seguros. Esto se afirma debido al factor de seguridad que se va en la tabla y también debido a los desplazamientos mostrados, los cuales son suficientemente pequeños para no interferir con los movimientos normales de la camilla.





CAPÍTULO 7

Diagramas de flujo del programa de control

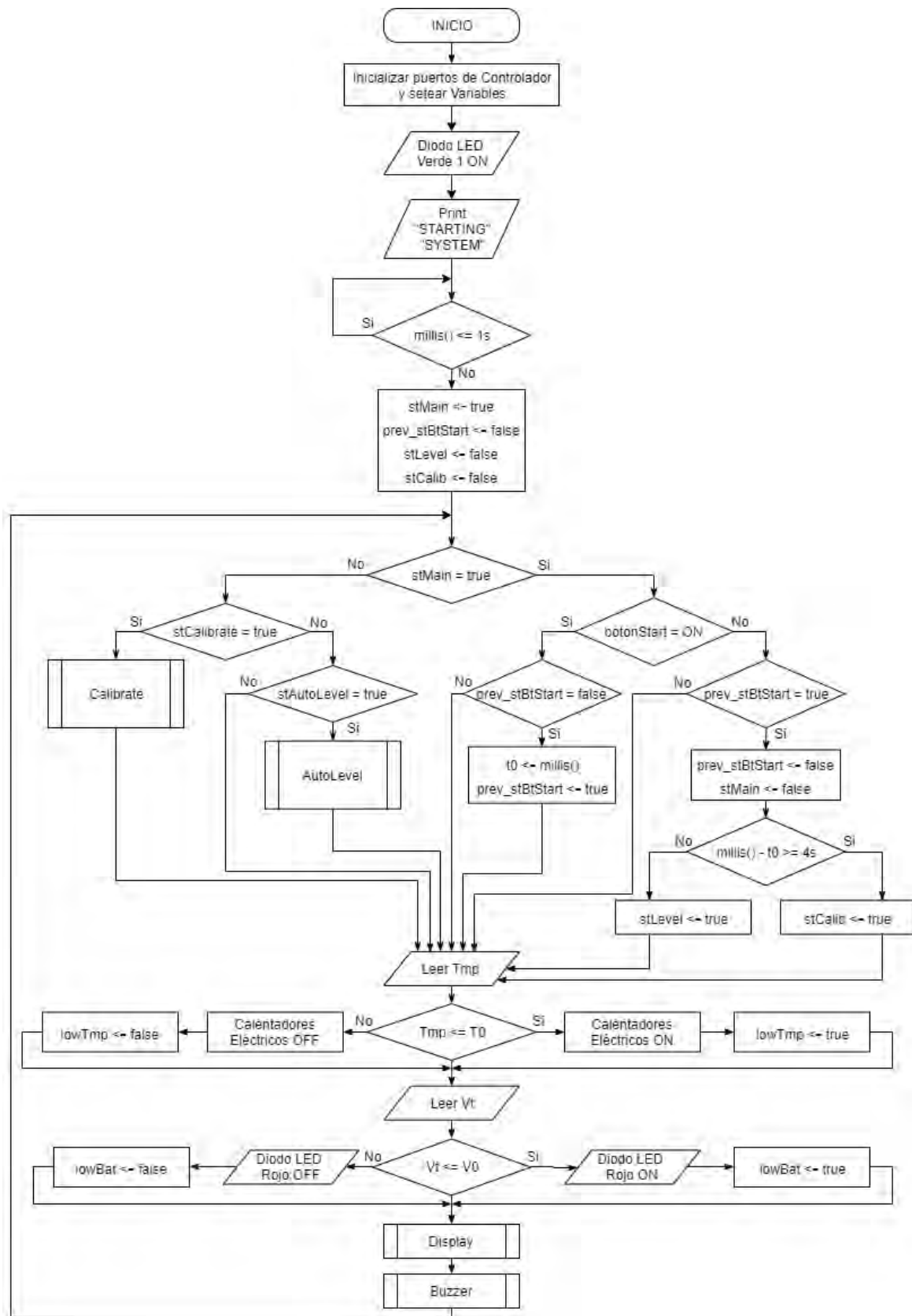


Figura 7.1: Diagrama de flujo del programa principal
Fuente: Elaboración propia

En la figura 7.1, se observa el diagrama de flujo del programa o proceso principal que deberá escribirse y guardarse dentro del controlador Arduino. El flujo empieza por inicializar los puertos y variables; luego, se prende el diodo LED verde que indica que la máquina está encendida y se muestra en el display LCD las dos líneas "STARTING" y "SYSTEM". Antes de continuación, es necesario mencionar que el display escogido funciona de la siguiente manera. Puede mostrar dos líneas de hasta 20 caracteres cada uno y admite un grupo de símbolos, letras y números que han sido revisados al momento de haber escrito las frases que se desea mostrar al usuario; por lo que, todas las frases que se desean mostrar en el display cuentan con caracteres verificados que sí se pueden mostrar.

Después de mostrar el mensaje en el display, se espera 1 segundo. Luego, se revisa si el estado lógico actual es el menú principal; cabe indicar que por defecto, al prender la máquina, al estado lógico de menú principal está en verdadero; por lo que, la primera evaluación de estado siempre es verdadera. En el estado de menú principal, el usuario puede elegir calibrar los sensores IMU para la inclinación o puede empezar el proceso de auto-nivelación de la camilla. Luego de ello, se lee la temperatura con el sensor y si esta se encuentra por debajo de cierto valor admisible, se activa el estado lógico de temperatura baja y se prenden los dos calentadores eléctricos. Después, se lee el voltaje de la batería y si está esta por debajo de cierto valor, se activa el estado lógico de batería baja y se prende el diodo LED rojo. Finalmente, se corren la subrutinas Display y Buzzer; cada una de estas subrutinas está encargada de administrar lo que se puede mostrar el usuario. Con esto, acaba una iteración y se vuelve a correr el programa justo desde antes de evaluar el estado lógico actual del sistema.

En el estado de menú principal, el usuario tiene la opción de presionar brevemente el botón START/STOP para activar el proceso de auto-nivelación; de la contrario, puede mantener presionado el botón START/STOP por 4 segundos o más y luego soltarlo para activar el proceso de calibración. Cuando uno de estos eventos sucede, el estado de menú principal se vuelve falso y los estados de calibración o auto-nivelación se vuelven verdadero. En todo momento, al usuario se le muestra, en el display, la información de como acceder a cada estado y en que estado actual se encuentra. Asimismo, además de mostrarle como calibrar o auto-nivelar el sistema, al usuario, se le va mostrando periódicamente otro tipo de información, si corresponde. Esto se verá más a detalle en las subrutinas de Display y Buzzer.

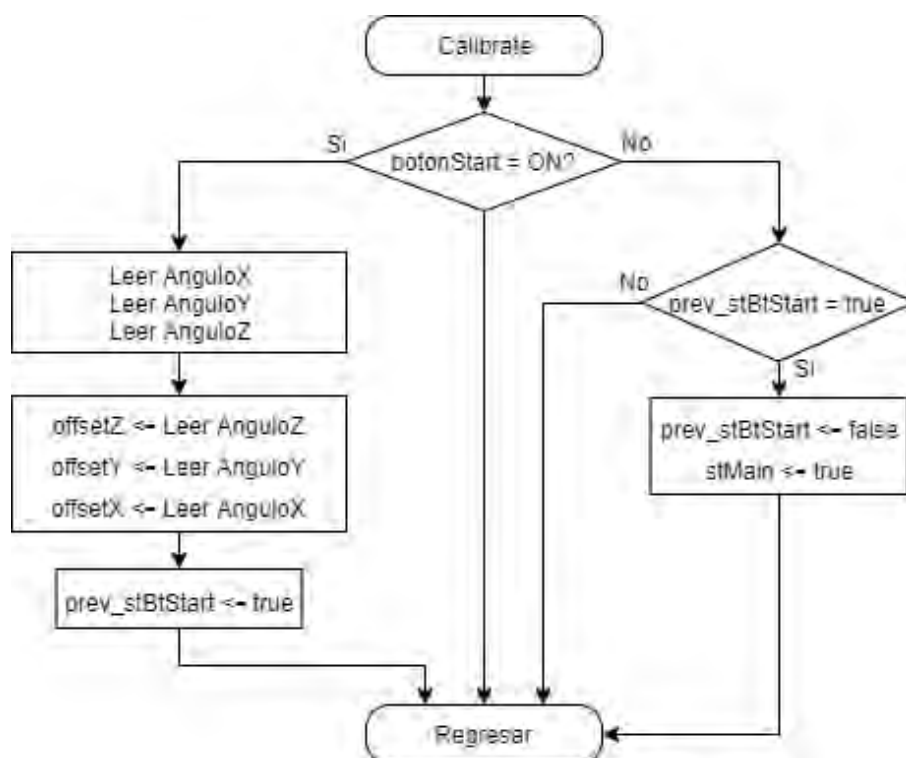


Figura 7.2: Diagrama de flujo de la subrutina "Calibrate"
Fuente: Elaboración propia

Cuando el usuario ha elegido la opción de calibrar el sistema después de haber presionado por 4 segundos o más el botón de START/STOP mientras se estaba en el menú principal, entonces el estado del sistema se vuelve en el de calibración. En este estado, el sistema espera que el usuario presione el botón de START/STOP para finalizar la calibración. Mientras el usuario no presionó el botón de START/STOP, el sistema no hará nada adicional en este estado; pero, una vez que el usuario presione el botón de START/STOP, el sistema lee los sensores IMU y con ello luego se setea los valores de offset mientras el usuario esté presionando el valor de START/STOP. Una vez que el usuario suelta el botón, se deje de leer los sensores y setear los offset y se regresa nuevamente al estado de menú principal; por lo que, los valores de offset en memoria serán los últimos que se leyeron hasta un instante antes de detectar que se soltó el botón de START/STOP.

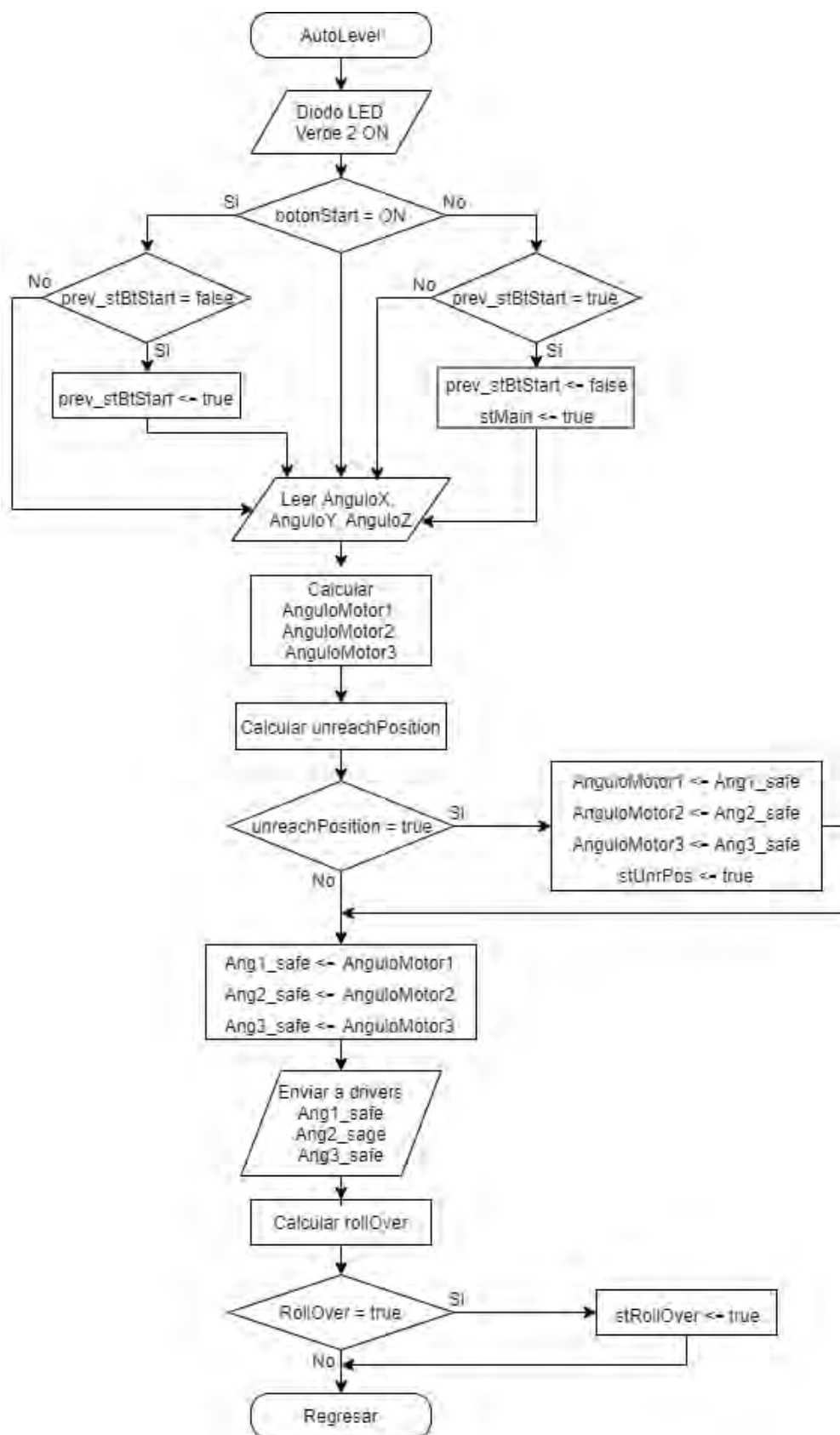


Figura 7.3: Diagrama de flujo de la subrutina "AutoLevel"

Fuente: Elaboración propia

Si el usuario, en el menú principal, presionó brevemente el botón de START/STOP, el sistema entra en el estado de auto-nivelación. Durante este lado, el diodo LED que indica este estado se prende. Este estado dura hasta que el usuario vuelva a presionar el botón de START/STOP. Mientras el usuario no presione este botón, el sistema se encontrará auto-nivelando el nivel superior sobre el cual descansa el paciente. Para ello, se lee el estado de los sensores IMU y con estos valores, tomando en cuenta los offset de la calibración, se calculan los ángulos que deben girar los motores para garantizar que el nivel superior se encuentre a una altura determinada y en una orientación horizontal. El diagrama de flujo de este proceso se muestra en la figura 7.3.

Sin embargo, cabe la posibilidad que físicamente no exista solución para ciertos ángulos; es decir, es posible que la inclinación del nivel inferior sea tal que la inclinación del nivel superior no se pueda corregir aún si los motores giren cualquier tipo de ángulo en su eje. En otras palabras y en un ámbito físico, se quiere decir que hay estados iniciales que no tienen solución, de acuerdo a las ecuaciones para calcular los ángulos de giro de los motores. Esto se debe a que existen casos en donde el algoritmo, al intentar encontrar tres ángulos de giro mediante cinemática inversa y al momento de querer resolver ciertas matrices, se topa con que algunas variables empiezan a volverse complejas. La aparición de partes imaginarias en estas variables acaba por arrojar valores finales de giro de ángulos que son imposible porque se vuelven complejos.

Se analizó la razón de ello en la simulación realizada en MATLAB y se pudo deducir que la razón de ello era que, en algunas configuraciones, la plataforma superior se encontraba demasiado lejos de algunos de sus motores. Es decir, aún si el mecanismo de biela manivela se estirase todo lo posible formando un plano ángulo entre la biela y la manivela, no sería posible que el motor, la biela y la manivela llegaran a su unión esférica respectiva. Esta indeterminación ocurre al momento de plantear el triángulo conformado por el motor, la unión biela-manivela y la unión esférica. Durante el proceso de cálculo, se utiliza la cinemática inversa para determinar los vértices de este triángulo y, entre los pasos finales de cálculo, se usa una ley de cosenos para determinar los ángulos internos del triángulo, lo que servía finalmente para hallar el ángulo de giro. Sin embargo, en algunas configuraciones, para unas longitudes de biela y manivelas dadas, y para tres posiciones de vértices halladas, no era posible formar un triángulo con estos parámetros. En conclusión, cuando la plataforma superior se alejaba demasiado respecto a uno de sus motores, no era posible que exista un triángulo formado por estos tres vértices. Como no era posible que existan estos triángulo, las ley de cosenos para hallar el ángulo de giro devolvía un valor de ángulo complejo.

Para evitar esta situación, se definió un estado llamado Unreachable Position. En estado estado, no se posible hallar una solución, con cinemática inversa, para una posición deseada para la plataforma superior con una inclinación dada de la plataforma inferior. Lo que es más, antes de llegar a esta configuración, uno de los mecanismo de biela-manivela se ha estirado tanto que ambos elementos han terminado por estar en paralelo. Si esto sucediese en la realidad, este mecanismo no podría sostener a la plataforma. Si se visualiza una situación donde un mecanismo de biela-manivela que sostiene un objeto se coloca de manera tal que ambos elementos están en paralelo, una de las posibles salidas es que ambos elementos terminen rotando hasta formar un ángulo entre ellos mayor a 180° o es posible que la plataforma al querer alejarse tanto de uno de los motores, termine por exigir demasiado al pasador de la unión biela-manivela. Es decir, esta posición, además de imposible, involucra que el sistema tenga que pasar antes por otros estados indeseables. Por ello, se deberá colocar un margen de seguridad para analizar si el sistema esta llegando a este estado. Con esto, se garantiza que el sistema se encuentre en un margen de seguridad. Si el sistema llega a este estado, se decide por lo siguiente. Se almacena en memoria los últimos ángulos hallados en el margen de seguridad, es decir, se almacenarán los últimos ángulos donde existía una posición posible y alejada de estados indeseables. El sistema se mantendrá con estos ángulos en el estado de Unreachable Position hasta que se vuelva a detectar un estado seguro, momento en el cual, se volverá a girar los motores según los ángulos que se están calculando.

Luego del análisis del estado de Unreachable Position, existe otro filtro de seguridad. Este estado involucra que el centro de gravedad de la máquina esté ubicado de forma tal que sea muy posible que toda la máquina termine por volcarse. Este estado se considera crítico pues involucra un daño directo hacia el paciente. En el diagrama de flujo, el análisis de este estado ocurre después del análisis de Unreachable Position. Este estado de volcadura se definió como el estado RollOver. En la simulación de MATLAB, se vio que la probabilidad de llegar a este estado aumentaba cuando la camilla nivelaba a la plataforma superior de forma tal que la altura de esta plataforma se encontraba muy por encima del centro de gravedad. Es decir, cuando se agrega el peso de un paciente y cuando se activa el proceso de auto-nivelación, este estado se vuelve más relevante. Para detectar este estado, se calcula la posición del centro de gravedad y se verifica que el vector de gravedad caiga dentro del área formada por los cuatros aros. Si se detecta esta posición, el estado de RollOver se vuelve verdadero.

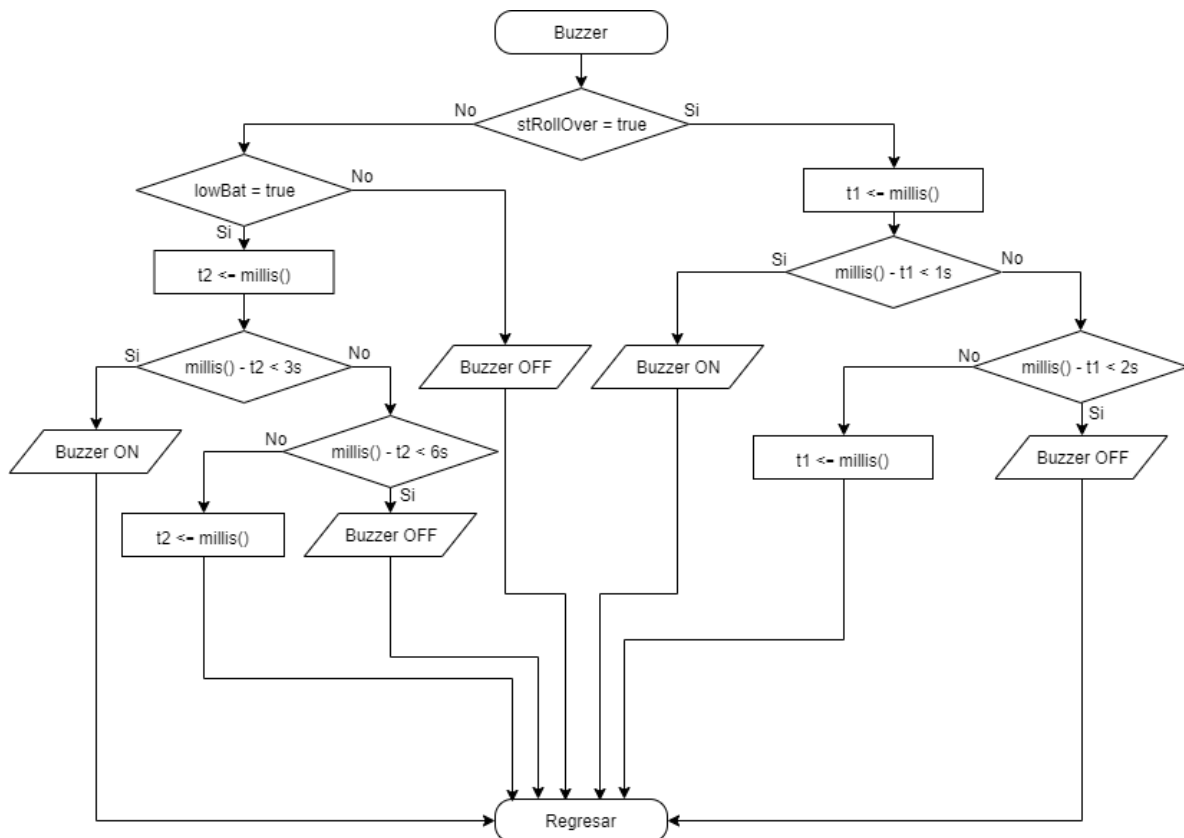


Figura 7.4: Diagrama de flujo de la subrutina "Buzzer"
Fuente: Elaboración propia

El buzzer se activa en dos situaciones: en caso de estado de RollOver o en caso de batería baja. En la figura 7.4 se muestra el diagrama de flujo de esta subrutina. En esencia, lo que quiere decir este proceso es que el buzzer no va a sonar mientras no haya ni estado de RollOver en verdadero o estado de batería baja en verdadero. Si se detecta batería baja, el buzzer suena intermitente durante 3 segundos cada 6 segundos. Por otro lado, si se detecta un estado de volcadura, el buzzer suena rápidamente durante 1 segundo, cada 2 segundos, pues este estado se considera crítico. El programa le da prioridad al estado de RollOver por lo que si ambos estados ocurren a la vez, el programa preferirá que el buzzer suene rápidamente para avisar de una inminente volcadura hasta que este estado desaparezca. Si este estado de volcadura inminente desaparece, el buzzer sonaría si el estado de batería baja sigue en verdadero o dejaría de sonar completamente si ambos estados están en falso.

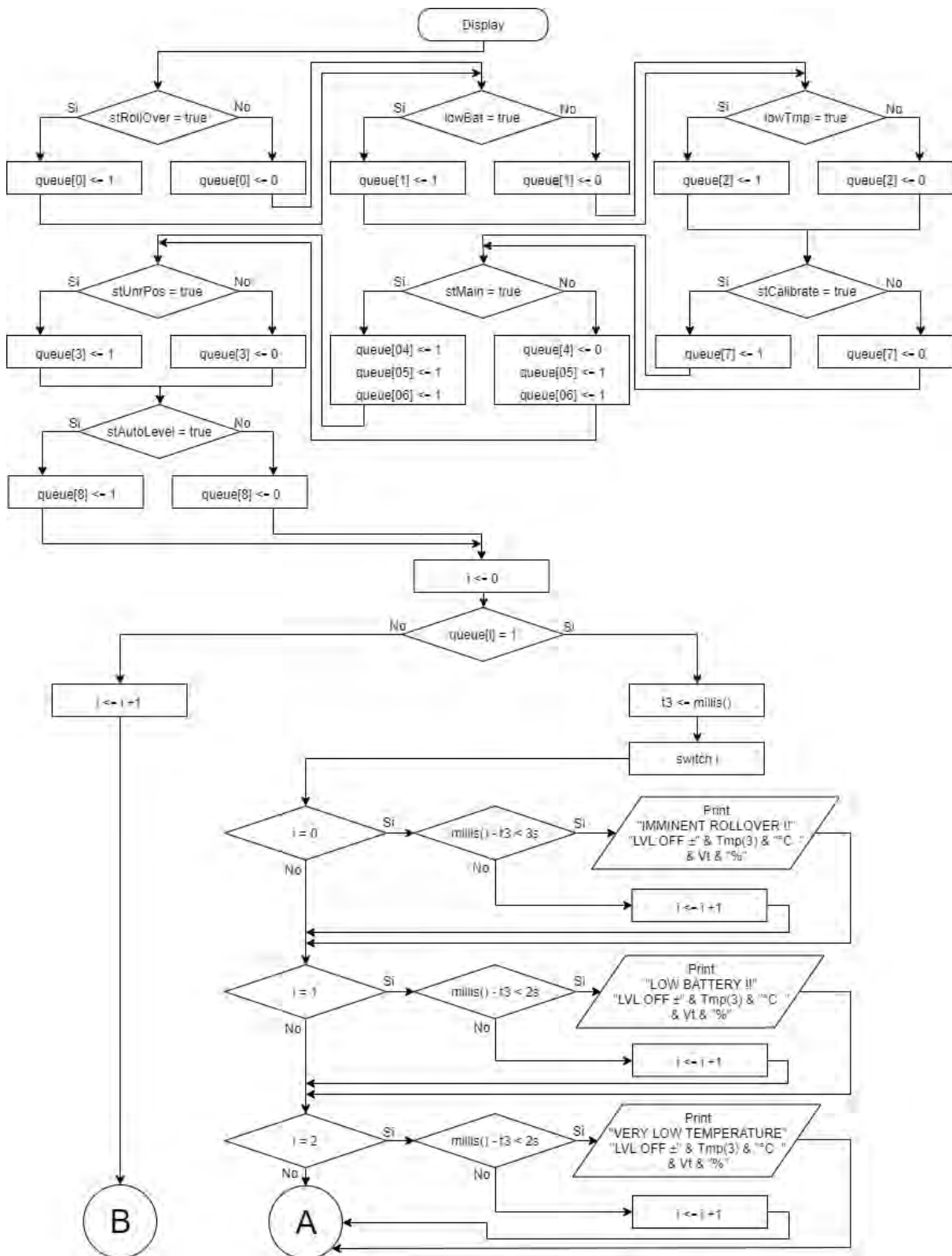


Figura 7.5: Primera parte del diagrama de flujo de la subrutina "Display"
Fuente: Elaboración propia

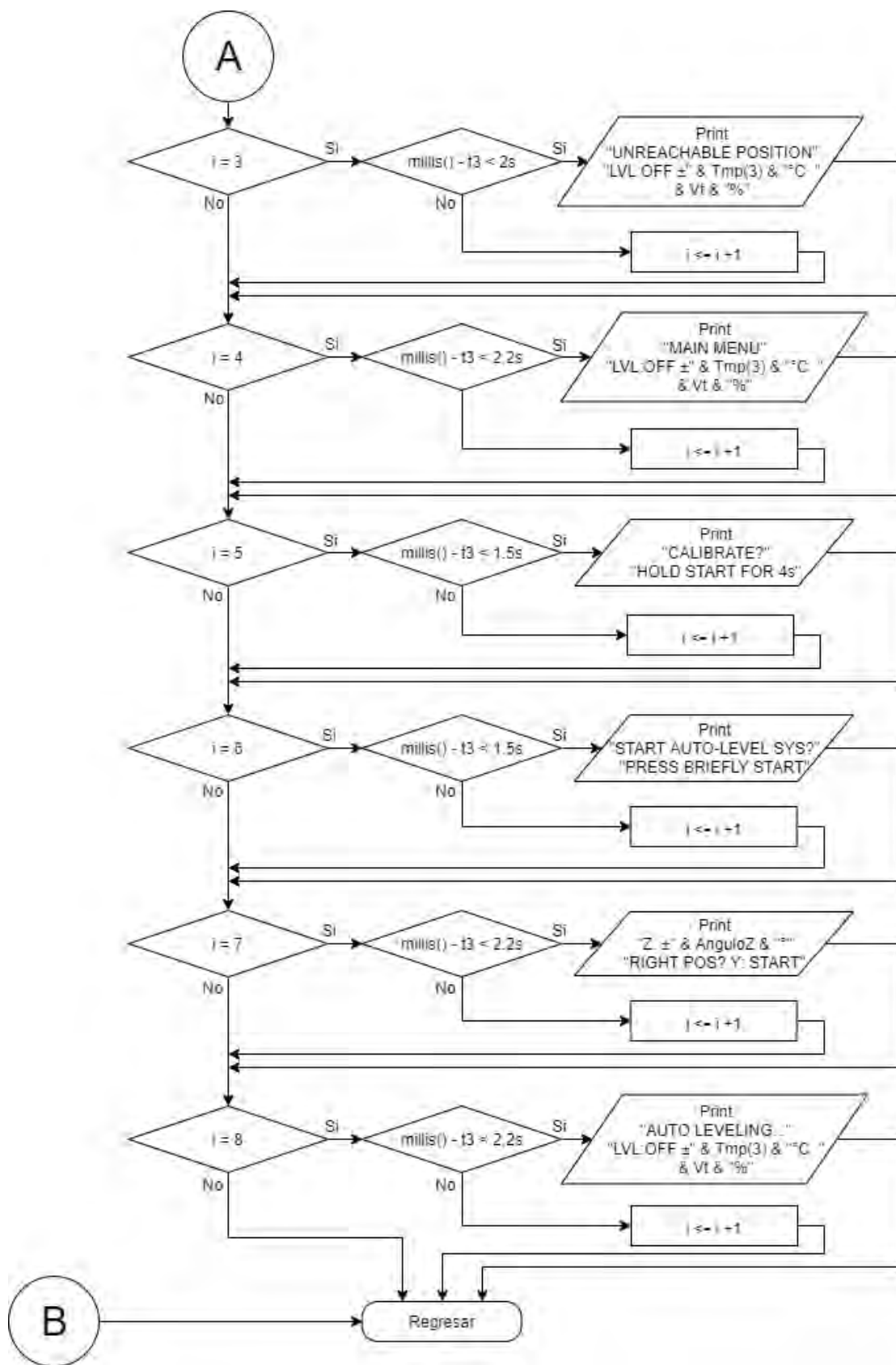


Figura 7.6: Segunda parte del diagrama de flujo de la subrutina "Display"
Fuente: Elaboración propia

En las figuras 7.5 y 7.6 se muestra, en dos partes, el diagrama de flujo de la subrutina Display. Este flujo se explicará de la siguiente manera. Primero se hará uso de una matriz que se definió como una matriz de cola de 9 valores lógicos de verdadero o falso denominada en el código como matriz 'queue'; cada elemento de esta matriz corresponde a un estado posible de todo el sistema. Por ejemplo, se puede observar que el elemento cero de la matriz corresponde al estado más crítico del sistema que es el de RollOver; si este estado está en verdadero, su elemento correspondiente en la matriz queue, el elemento cero, se vuelve también verdadero y viceversa. Luego de analizar los estados y setear los valores de la matriz queue, se itera sobre esta matriz y, en función del valor de cada elemento, se muestra, en el display, mensajes correspondientes a cada estado durante un tiempo determinado para cada estado. Por ejemplo, si el estado de RollOver está en falso y el contador se encuentra en cero, entonces el display no mostrará el mensaje de `“IMMINENT ROLLVER \n LVL:OFF ±” & Tmp(3) & “°C” & Vt & %`. Por otro lado, si el estado de RollOver hubiera estado en verdadero, el mensaje sí se hubiera mostrado por 3 segundos. Puede ser necesario aclarar la segunda línea del mensaje, la cual es: `“LVL:OFF ±” & Tmp(3) & “°C” & Vt & %`, la cual se explicará a continuación. Primero, se indica si se está autonivelando o no, para ello se muestra `“LVL:ON”` o `“LVL:OFF”` según sea el caso. Luego, se muestra la temperatura, sin decimales, hasta tres dígitos, con su signo más o signo menos según sea el caso y luego se muestra el símbolo de grados celsius `“°C”`. Al último, a la derecha, se muestra el nivel de batería como porcentaje y luego el símbolo de porcentaje. Algunos ejemplos de la segunda línea pueden ser los siguientes: `“LVL:OFF -125 °C 98 %”`; `“LVL:ON 0 °C 32 %` y `“LVL:OFF 21 °C 7 %”`. Esta segunda línea se usa en varios de los mensajes como se observa en el diagrama de flujo. De esta forma, el contador va recorriendo la matriz queue y mostrando secuencialmente los mensajes si los estados están en verdadero durante un tiempo determinado para cada mensaje.



CAPÍTULO 8

Presupuesto

En este capítulo, se mostrarán los importes de la parte mecánica y la electrónica. Cada una de estas partes corresponderá a una tabla. En la parte mecánica, se mostrarán los costos de cada plancha, barra, resorte, arandela, tornillo y tuerca de cualquier tipo que componen el sistema en su totalidad. En la parte electrónica, se agruparán los componentes electrónicos, como los actuadores, controladores, indicadores, sensores y pulsadores. En cada tabla, corresponderá la información de la cantidad, descripción, fabricante, precio unitario y precio. Al final de la tabla, se mostrará el importe total. Al momento de la elaboración del presupuesto, se consideró una tasa de cambio de 1 euro = 1.12 dólar estadounidense y de 1 libra esterlina = 1.31 dólar estadounidense.

En la tabla 8.1 se muestra el presupuesto de la parte mecánica.

Tabla 8.1: Presupuesto de la parte mecánica
Fuente: Elaboración Propia

N	DESCRIPCIÓN	FABRICANTE	P.U.	PRC
1	Plancha de Ti ₆ Al ₄ V 8 mm (450 mm × 350 mm)	Rare Metals Ltd. (figura A7.2)	\$37/kg	\$131.53
1	Plancha de Ti ₆ Al ₄ V 10 mm (2500 mm × 900 mm)	Rare Metals Ltd. (figura A7.2)	\$37/kg	\$2'349
1	Plancha de Ti ₆ Al ₄ V 11 mm (1700 mm × 650 mm)	Rare Metals Ltd. (figura A7.2)	\$37/kg	\$1'269
1	Plancha de Ti ₆ Al ₄ V 1 mm (1000 mm × 2000 mm)	Titanium Aviation New Material Technology Co. Ltd (figura A7.3)	\$469.04	\$469.04
2	Plancha de Ti ₆ Al ₄ V 2 mm (1000 mm × 2000 mm)	Titanium Aviation New Material Technology Co. Ltd (figura A7.3)	\$757.68	\$1'515
1	Plancha de Ti ₆ Al ₄ V 3 mm (2100 mm × 1500 mm))	Jiangsu Cunrui Metal Products Co., Ltd. (figura A7.4)	\$4'100	\$4'100
6	Barra cuadrada de Ti ₆ Al ₄ V (20 mm × 20 mm × 250 mm)	Lihua Non-ferrous Metals Co., Ltd.(figura A7.1)	\$13.95	\$83.70
1	Barra circular de Ti ₆ Al ₄ V 25 mm × 500 mm	Ti-Shop.com[65]	£133.00	£133.00
1	Barra circular de Ti ₆ Al ₄ V 30 mm × 500 mm	Ti-Shop.com[65]	£180.00	£180.00
1	Barra circular de Ti ₆ Al ₄ V 45 mm × 500 mm	Ti-Shop.com[65]	£336.00	£336.00
1	Barra circular de Ti ₆ Al ₄ V 50 mm × 500 mm	Ti-Shop.com[65]	£690.00	£690.00
1	Barra circular de Ti ₆ Al ₄ V 55 mm × 250 mm	Ti-Shop.com[65]	£235.00	£235.00
1	Barra circular de Ti ₆ Al ₄ V 60 mm × 250 mm	Ti-Shop.com[65]	£273.00	£273.00
1	Barra circular de Ti ₆ Al ₄ V 75 mm × 250 mm	Ti-Shop.com[65]	£329.00	£329.00
1	Barra circular de Ti ₆ Al ₄ V 75 mm × 1000 mm	Ti-Shop.com[65]	£985.00	£985.00

1	Barra circular de Ti ₆ Al ₄ V 100 mm × 250 mm	Ti-Shop.com[65]	£529.00	£529.00
1	Barra circular de Ti ₆ Al ₄ V 130 mm × 500 mm	Ti-Shop.com[65]	£1'290	£1'290
1	Barra circular de Ti ₆ Al ₄ V 205 mm × 100 mm	Ti-Shop.com[65]	£698.00	£698.00
1	Barra circular de Ti ₆ Al ₄ V 1 in × 96 in	Titanium Processing Center[66]	\$331.44	\$331.44
8	Barra circular de Ti ₆ Al ₄ V 0.6250 in × 72 in	Titanium Processing Center[67]	\$128.91	\$1'031
4	Barra circular de aluminio 7.5 in × 6 in	Online Metals[68]	\$169.20	\$676.80
2	Barra de alumini canal C 3 in × 1.75 in × 0.170 in × 126 in	Metals Depot[69]	\$90.00	\$180.00
2	Compress Spring, OD: 0.812 in, FL: 10 in, Hard Drawn Steel	The Spring Store[70]	\$23.18	\$43.36
2	Compress Spring, OD: 1 in, FL: 16.8 in, Hard Drawn Steel	The Spring Store[71]	\$48.80	\$97.60
1	Colchon 38 × 74 × 11 in	Tempur-Pedic[72]	\$1'699	\$1'699
4	Crinkle Washer DIN 137 - B5	Norelem [73]	0.22€	0.88€
1	Crinkle Washer DIN 137 - B6	Norelem [73]	0.24€	0.24€
3	Ball joint DIN 648 M12 inner thread	Norelem[73]	38.31€	114.93€
4	Hexagon Cap Nut DIN 917 - M10	Precision Technology Supplies[74]	£9.99	£39.94
4	Hexagon Cap Nut DIN 917 - M12	Precision Technology Supplies[75]	£29.25	£29.25
1	Hexagon Cap Nut DIN 917 - M24	Precision Technology Supplies[75]	£33.76	£33.76
8	Hexagon Cap Nut DIN 917 - M30	Precision Technology Supplies[75]	£202.83	£1'623
3	Stud bolts DIN 976-1 - M12 x 1.5 x 35	Norelem[73]	6.98€	20.95€
18	Split pin ISO 1234 - 2.5 x 16	Landefeld[76]	0.10€	1.84€
3	Clevis pins with head ISO 2341 - 10 x 40	MISUMI[77]	49.00€	147.00€
12	Clevis pins with head ISO 2341 - B - 12 x 30	MISUMI[77]	23.92€	287.00€
3	Clevis pins with head ISO 2341 - B - 12 x 55	MISUMI[77]	49.93€	149.80€
24	Hexagon head bolt ISO 4014 - M4 x 25	Werkzeug[78]	0.37€	8.80€
44	Hexagon head bolt ISO 4014 - M5 x 25	Norelem[73]	0.29€	12.76€
12	Hexagon head bolt ISO 4014 - M6 x 30	Werkzeug[78]	1.03€	12.30€
24	Hexagon head bolt ISO 4014 - M8 x 40	Werkzeug[78]	0.53€	12.60€
62	Hexagon head bolt ISO 4014 - M10 x 45	Norelem [73]	0.75€	46.20€

12	Hexagon head screws ISO 4017 - M2.5 x 8	Westfield Fasteners Limited[79]	£0.33	£3.92
4	Hexagon head screws ISO 4017 - M2.5 x 20	Westfield Fasteners Limited[79]	£1.46	£5.84
4	Hexagon head screws ISO 4017 - M3 x 30	Westfield Fasteners Limited[79]	£1.88	£7.50
24	Hexagon head screws ISO 4017 - M5 x 16	Werkzeug[78]	0.35€	8.30€
4	Hexagon head screws ISO 4017 - M5 x 45	Werkzeug[78]	1.55€	6.20€
10	Hexagon head screws ISO 4017 - M6 x 20	Werkzeug[78]	0.97€	9.70€
24	Hexagon head screws ISO 4017 - M6 x 25	Werkzeug[78]	0.42€	10.10€
32	Hexagon head screws ISO 4017 - M8 x 35	Werkzeug[78]	0.32€	10.30€
20	Hexagon head screws ISO 4017 - M8 x 65	Werkzeug[78]	0.85€	16.90€
8	Hexagon head screws ISO 4017 - M10 x 20	Werkzeug[78]	1.64€	13.10€
4	Hexagon head screws ISO 4017 - M10 x 25	Werkzeug[78]	3.65€	14.60€
26	Hexagon head screws ISO 4017 - M10 x 30	Werkzeug[78]	0.61€	15.90€
4	Hexagon head screws ISO 4017 - M10 x 35	Werkzeug[78]	2.13€	8.50€
4	Hexagon head screws ISO 4017 - M10 x 40	Werkzeug[78]	2.30€	9.20€
8	Hexagon head screws ISO 4017 - M20 x 40	Westfield Fasteners Limited[79]	£3.68	£29.40
4	Hexagon nuts ISO 4032 - M2.5	Werkzeug[78]	0.78€	3.10€
8	Hexagon nuts ISO 4032 - M3	Werkzeug[78]	0.39€	3.10€
24	Hexagon nuts ISO 4032 - M4	Werkzeug[78]	0.17€	4.00€
72	Hexagon nuts ISO 4032 - M5	Werkzeug[78]	0.06€	4.20€
37	Hexagon nuts ISO 4032 - M6	Werkzeug[78]	0.17€	6.30€
96	Hexagon nuts ISO 4032 - M8	Werkzeug[78]	0.13€	12.50€
108	Hexagon nuts ISO 4032 - M10	Werkzeug[78]	0.13€	14.00€
3	Hexagon nuts ISO 4032 - M12	Werkzeug[78]	6.97€	20.90€
8	Hexagon nuts ISO 4032 - M20	Werkzeug[78]	2.11€	16.90€
2	Hexagon nuts ISO 4032 - M24	Werkzeug[78]	8.45€	16.90€
4	Hexagon Socket Head Cap Screw ISO 4762 - M5 x 30	Werkzeug[78]	4.98€	19.90€
1	Hexagon Socket Head Cap Screw ISO 4762 - M6 x 60	Werkzeug[78]	11.80€	11.80€
20	Hexagon Socket Head Cap Screw ISO 4762 - M8 x 35	Werkzeug[78]	0.80€	15.90€
8	Plain washers ISO 7089 - ST 30	Norelem [73]	1.86€	14.88€
20	Plain washers ISO 7092 - ST 2.5 - 140 HV	Werkzeug[78]	0.18€	3.50€

8	Plain washers ISO7092-ST3-140HV	Werkzeug[78]	0.21€	1.70€
48	Plain washer ISO 7092-ST4-140 HV	Werkzeug[78]	0.03€	1.60€
136	Plain washer ISO 7092-ST5-140 HV	Werkzeug[78]	0.01€	1.70€
82	Plain washers ISO 7092-ST6-140 HV	Werkzeug[78]	0.01€	1.20€
192	Plain washers ISO 7092-ST8-140 HV	Werkzeug[78]	0.01€	3.50€
219	Plain washers ISO 7092 - ST 10 - 140 HV	Werkzeug[78]	0.01€	3.00€
15	Plain washers ISO 7092 - ST 12 - 140 HV	Werkzeug[78]	0.18€	2.70€
16	Plain washers ISO 7092 - ST 20 - 140 HV	Werkzeug[78]	0.39€	6.20€
		Total	\$24'999.46	

En la tabla 8.2 se muestra el presupuesto de la parte electrónica.

Tabla 8.2: Presupuesto de la parte electrónica
Fuente: Elaboración Propia

N	DESCRIPCIÓN	FABRICANTE	P.U.	PRC
3	Motor EC-4 pole 32	Maxon[39]	682.18€ ^a	2'047€
3	Encoder ENC 16 EASY, 1024 pulses	Maxon[39]	78.64€	235.92€
3	Driver EPOS4 50/5 Digital Positioning Controller 5 A 10-50 VDC	Maxon[39]	444.18€	1'333€
3	Ventilador BLDC 12VDC	Sanyo Denki[80]	\$37,06	\$111.18
2	Electric Heater SA12-3000 12 V	DC Thermal[40]	\$624.00	\$208.00
1	Arduino Mega 2560 Rev3	Arduino[38]	\$40.30	\$40.30
1	Display LCD LCR-U02002DSF-WH	Lumex[81]	\$31.86	\$31.86
1	Diodo Led Rojo Q12P1CXXR12E	APEM Inc.[82]	\$15.11	\$15.11
2	Diodo Led Verde Q12P1CXXG12E	APEM Inc.[83]	\$15.11	\$30.22
1	Buzzer magnético CMI-9655S-SMT-TR	CUI Devices[84]	\$3.85	\$3.85
1	Módulo MPU 6050 Giroscopio y Acelerómetro	TDK-InvenSense[44]	S/. 8.00	S/. 8.00
1	Módulo HMC5883L	Honeywell[45]	S/. 15.00	S/. 15.00
1	Módulo KTA-259v4	Ocean Controls[46]	\$49.95	\$49.95
1	Button START Switch	APEM Inc.[85]	\$65.67	\$65.67
1	Button ON OFF Switch	APEM Inc.[86]	\$65.67	\$65.67
		Total	\$4'678	

^aBasado en un producto similar

Luego, al sumar los totales de la parte mecánica y la parte electrónica de las tablas 8.1 y 8.2 respectivamente se obtiene el presupuesto total requerido, el cual sería de \$29'677.07.



CAPÍTULO 9

Conclusiones

- Fue posible diseñar una camilla para Marte con un sistema de nivelación automática en la superficie sobre la cual reposará el paciente y que además cumple con todos los requerimientos de diseño. La camilla permite transportar a una persona que pueda sufrir los efectos negativos de un viaje espacial como pueden ser: fatiga, descompresión rápida, traumas, hipotermia, pérdida de calcio, pérdida de tamaño muscular, inestabilidad mental, desmayos, problemas respiratorios, entre otros. El sistema de auto-nivelación permite adicionalmente que, durante el transporte, se pueda disminuir los cambios bruscos de posición que pueda sufrir el paciente al ser transportado en el suelo irregular de este planeta y que podrían agravar la condición del usuario.
- Además del mecanismo de auto-nivelación, el diseño de la camilla incluye un mecanismo plegable que permite nivelar manualmente la altura de la camilla con el fin de asistir al personal de ayuda. Mediante este mecanismo, se puede facilitar la labor del personal de ayuda al momento que estos instalan al paciente, manejan la camilla o retiran al paciente; lo cual puede disminuir el número de complicaciones que suelen surgir en la manipulación de camillas de transporte y que pueden acabar en el colapso y daño de la máquina. Evitar estas complicaciones al personal de ayuda durante su labor permitiría que ellos eviten recibir daños hacia sí mismos como pueden ser fracturas, laceraciones, lesiones, heridas fatales, entre otros.
- El sistema de movimiento permite moverse sobre la superficie irregular de Marte. Este sistema permite a las dos ruedas delanteras cambiar de dirección mediante una fuerza manual impresa por el tripulante auxiliar. Además, en este sistema, se diseñaron resortes de compresión para disminuir las vibraciones ocasionadas por el terreno. En detalle, estos resortes le dan al sistema una transmisibilidad de desplazamiento de 1.33 respecto a las vibraciones entrantes provocadas por rocas cuyo diámetro alcanzan hasta los 200 mm de medida.
- Se diseñó un sistema de nivelación automática conformado por 3 motores DC Maxon Motor EC-4pole 32 Brushless que permiten nivelar la superficie de la camilla mediante 1 módulo IMU TDK-InvenSense MPU 6050 y 1 sensor magnetómetro Honeywell HMC5883L. Este sistema permite mantener la horizontalidad de la cama aún si la camilla se desplaza por pendientes de hasta 30°. Este sistema permite que los ejes de los motores puedan girar el ángulo necesario para que, aún a pesar de estas pendientes, la cama mantenga su horizontalidad. Si el sistema se moviliza más allá del rango límite de 30°, es posible que aparezcan casos donde sea geoméricamente imposible corregir la horizontalidad de la cama; por ello, el sistema está diseñado para alertar al usuario en los casos donde no sea posible corregir la cama del paciente. El sistema de auto-nivelado también cuenta con la función de alertar al usuario del peligro de volcadura de la camilla.

- Debido a que se escogieron componentes electrónicos con un amplio rango de temperatura de trabajo, se espera que el sistema pueda soportar, sin ningún problema, los cambios extremos de temperatura desde -20°C hasta 50°C en los casos en los que el sistema de calefacción no esté activado. Para trabajar en un rango más amplio de temperatura como es el rango de bajas temperaturas de Marte, se puede activar el sistema de calefacción para que los componentes electrónicos operen alrededor de una temperatura de 0°C . Este sistema de calefacción, una vez activado, detecta automáticamente, gracias al módulo sensor Ocean Controls KTA-259v4, si la temperatura interna de la caja eléctrica está por debajo de 0°C ; y en esos casos, activa los 2 calentadores eléctricos DC Thermal SA12-3000 y los 3 ventiladores Sanyo Denki BLDC 12VDC para garantizar que la temperatura de operación sea de 0°C aún si la temperatura externa llega a alcanzar los -96°C .
- La elección de la aleación de titanio $\text{Ti}_6\text{Al}_6\text{V}$ como material de la gran mayoría de componentes estructurales permite que la estructura de la camilla pueda soportar las cargas de trabajo a su vez que es capaz de soportar, sin alterar su resistencia mecánica, temperaturas ambientales desde -212°C hasta 346°C y presiones mucho menores a la mínima presión ambiental registrada del planeta Marte, la cual es de 673.7 Pa . Asimismo, esta aleación puede soportar, durante un período equivalente a cientos de años, los niveles de radiación del planeta Marte sin modificar sus propiedades. Adicionalmente, esta aleación es conocida por su excelente resistencia a la corrosión en misiones de rovers enviados previamente a Marte. Sumado a ello, la densidad de esta aleación la hacen idealmente ligera e idónea para reducir el costos de envío por peso al planeta Marte.



CAPÍTULO 10

Recomendaciones

En este capítulo se presentarán las recomendaciones que se han ido recopilando durante el diseño de la camilla.

- Durante el diseño, se ha intentado, en la medida de lo posible, usar elementos electrónicos y mecánicos que sean comerciales o que al menos tengan una suficiente disponibilidad y que puedan funcionar en el ambiente hostil del planeta Marte. Sin embargo, sería más aconsejable utilizar elementos particulares para las necesidades de la camilla. Es decir, dadas las condiciones especiales del planeta Marte, en algunas ocasiones sería más confiable implementar, o acordar que un fabricante especializado implemente, elementos especiales solo para el caso de la camilla, como por ejemplo, en el caso de los motores, batería, controladores, microcontroladores, ventiladores, resortes de compresión, entre otros.
- Se aconseja agregar un amortiguador junto con cada resorte de compresión en el sistema de suspensión para suavizar la curva de respuesta. Sin embargo, para ello debe escogerse o implementarse un amortiguador que soporte tanto la baja presión como la baja temperatura ambiental de Marte. La adición de amortiguadores ayudaría a disminuir la relación de transmisibilidad de la entrada.
- El diseño final de la camilla consta, respecto a su mecanismo de nivelación secundario, de un mecanismo de acordeón que es accionado manualmente por un timón. Otra opción válida para facilitar la labor del personal de asistencia sería añadir un sistema eléctrico que permita mover, mediante un motor, al husillo que activa el mecanismo de acordeón. De manera similar, también se puede considerar añadir un motor a cada rueda posterior para facilitar el avance de la camilla sobre el terreno irregular de Marte.



Bibliografía

- [1] M. Merino, “Tres avances tecnológicos que debemos a la conquista espacial,” noviembre 2014, Consulta: 06 de julio de 2017. [Online]. Available: <http://www.ticbeat.com/innovacion/tres-avances-tecnologicos-debemos-la-conquista-espacial/>
- [2] M. Ovidio Fernández, “Avances en medicina derivados de los proyectos espaciales,” 2010, Consulta: 06 de julio de 2017. [Online]. Available: <http://www.semae.es/wp-content/uploads/2010/12/SEMA-Carrera-Espacial-En-2011.pdf>
- [3] NASA, “Yuri Gagarin: first man in space,” abril 2011, Consulta: 27 de junio de 2017. [Online]. Available: https://www.nasa.gov/mission_pages/shuttle/sts1/gagarin_anniversary.html
- [4] —, “Who was Neil Armstrong?” septiembre 2015, Consulta: 27 de junio de 2017. [Online]. Available: <https://www.nasa.gov/audience/forstudents/k-4/stories/nasa-knows/who-was-neil-armstrong-k4.html>
- [5] —, “Journey to Mars overview,” marzo 2017, Consulta: 27 de junio de 2017. [Online]. Available: <https://www.nasa.gov/content/journey-to-mars-overview>
- [6] E. Bell, D. Coan, and D. Oswald, “A discussion on the making of an EVA: What it really takes to walk in space,” in *SpaceOps 2006 Conference AIAA 2006*, 2006.
- [7] H. Wang, B. Abo, and W. He, “Ambulance stretcher adverse events,” *BMJ Quality & Safety*, pp. 213–216, mayo 2009.
- [8] O. Metals, “About us,” Consulta: 10 de diciembre de 2018. [Online]. Available: <https://www.onlinemetals.com/aboutus.cfm>
- [9] ESA, “Alexei Leonov: The artistic spaceman,” octubre 2007, Consulta: 27 de junio de 2017. [Online]. Available: http://www.esa.int/About_Us/Welcome_to_ESA/ESA_history/Alexei_Leonov_The_artistic_spaceman
- [10] NASA, “Apollo 11 mission overview,” diciembre 2017, Consulta: 27 de enero de 2017. [Online]. Available: https://www.nasa.gov/mission_pages/apollo/missions/apollo11.html
- [11] V. Giorgio, C. Kundrot, L. Johnson, S. Hoffman, and S. Scimemi, “Human Mars missions: Requirements and issues, session 6: Panel discussion,” Consulta: 07 de julio de 2017. [Online]. Available: <https://www.nasa.gov/sites/default/files/files/05-Mars-Panel.pdf>
- [12] E. Seedhouse, *Survival and Sacrifice in Mars Exploration. What We Know from Polar Expeditions*, 1st ed. Springer International Publishing, 2015.
- [13] M. Cheatham, “Advanced trauma life support for the injured astronaut,” Consulta: 04 de mayo de 2017. [Online]. Available: http://www.surgicalcriticalcare.net/Resources/ATLS_astronaut.pdf
- [14] DHCS, “Criteria for medical transportation and related services,” Consulta: 06 de julio de 2017. [Online]. Available: http://www.dhcs.ca.gov/services/medi-cal/documents/mancriteria_32_medtrans.htm
- [15] R. Brandel, “Ems safety, stretchers, and stretcher handling,” 2016, Consulta: 04 de agosto de 2018. [Online]. Available: https://commons.vccs.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=1013&context=student_writing
- [16] A. Ellery, *Planetary Rovers: Robotic Exploration Of The Solar System*, 1st ed. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2016.
- [17] S. A. Conyers, N. I. Vitzilaios, M. J. Rutherford, and K. P. Valavanis, “A mobile self-leveling landing platform for vtol uavs,” *2015 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, pp. 815–822, mayo 2015.
- [18] N. G. España, “El fin de la histórica misión del rover opportunity en marte,” Consulta: 17 de mayo de 2019. [Online]. Available: https://www.nationalgeographic.com.es/ciencia/actualidad/fin-historica-mision-rover-opportunity-marte_13892
- [19] NASA, “Spirit & opportunity highlights,” Consulta: 07 de julio de 2017. [Online]. Available: <https://mars.nasa.gov/mer10?ss=direct>

- [20] —, “In-situ exploration and sample return: Technologies for severe environments,” Consulta: 07 de julio de 2017. [Online]. Available: https://mars.nasa.gov/mer/technology/is_severe_environments.html
- [21] —, “Spacecraft: Surface operations: Rover, keeping the rover warm through heaters,” Consulta: 05 de junio de 2017. [Online]. Available: https://mars.nasa.gov/mer/mission/sc_rover_temp_heaters.html
- [22] —, “Spacecraft: Surface operations: Rover, making sure the rover doesn’t get too hot through the heat rejection system,” Consulta: 02 de julio de 2017. [Online]. Available: https://mars.nasa.gov/mer/mission/sc_rover_temp_heatreject.html
- [23] —, “Welcome to the mars archive page!” Consulta: 20 de setiembre de 2017. [Online]. Available: http://pds-atmospheres.nmsu.edu/data_and_services/atmospheres_data/Mars/Mars.html
- [24] C. Hirt, S. Claessens, M. Kuhn, and W. Featherstone, “Kilometer-resolution gravity field of mars: Mgm2011,” *Planetary and Space Science*, vol. 67, pp. 147–154, junio 2012.
- [25] P. M. Silva de Magalhaes, “Radiation environment and its effects on the martian surface and underground,” Master Thesis, Instituto Superior Técnico, Lisboa, Portugal, april 2016.
- [26] L. Calle, J. F Kennedy, W. Li, E. Vencore, M. R Johansen, and J. W Buhrow, “Corrosion on mars an investigation of corrosion mechanisms under relevant simulated martian environments,” Tech. Rep., 03 2018.
- [27] G. Webster, “Breaks observed in rover wheel treads,” Consulta: 14 de noviembre de 2018. [Online]. Available: <https://www.jpl.nasa.gov/news/news.php?feature=6785>
- [28] T. N. Y. Times, “U.s. to buy plutonium from russia,” Consulta: 23 de noviembre de 2018. [Online]. Available: <https://www.nytimes.com/1992/12/29/science/us-to-buy-plutonium-from-russia.html>
- [29] A. Insights, “Rtg heat sources: Two proven materials,” Consulta: 23 de noviembre de 2018. [Online]. Available: <https://atomicinsights.com/rtg-heat-sources-two-proven-materials/>
- [30] NASA, “Mars exploration rover - spirit,” Consulta: 27 de noviembre de 2018. [Online]. Available: <https://www.jpl.nasa.gov/missions/details.php?id=5917>
- [31] —, “Spirit updates,” Consulta: 27 de noviembre de 2018. [Online]. Available: https://mars.jpl.nasa.gov/mer/mission/status_spiritAll_2010.html
- [32] —, “Mars exploration rover - opportunity,” Consulta: 27 de noviembre de 2018. [Online]. Available: <https://www.jpl.nasa.gov/missions/mars-exploration-rover-opportunity-mer/>
- [33] —, “Opportunity updates,” Consulta: 27 de noviembre de 2018. [Online]. Available: https://mars.nasa.gov/mer/mission/status_opportunityAll.html
- [34] —, “Mars science laboratory curiosity rover,” Consulta: 28 de noviembre de 2018. [Online]. Available: <https://www.jpl.nasa.gov/missions/mars-science-laboratory-curiosity-rover-msl/>
- [35] —, “Mission information,” Consulta: 28 de noviembre de 2018. [Online]. Available: https://pds.nasa.gov/ds-view/pds/viewMissionProfile.jsp?MISSION_NAME=MARS%20SCIENCE%20LABORATORY
- [36] C. Carr, “Optimal space suit mass for mars extravehicular activity,” in *2016 IEEE Aerospace Conference*, marzo 2016, pp. 1–10.
- [37] Saft, “Xcelion 56V-P,” Saft S.A., Tech. Rep., 2019, Consulta: 13 de octubre de 2019. [Online]. Available: <https://www.saftbatteries.com/products-solutions/products/xcelion-56v-p?text=&tech=&market=331&sort=newest&submit=Search>
- [38] Arduino, “ARDUINO MEGA 2560 REV3,” Consulta: 12 de octubre de 2019. [Online]. Available: <https://store.arduino.cc/usa/mega-2560-r3>
- [39] M. Motor, “Catálogo maxon en ocho idiomas,” Consulta: 06 de junio de 2019. [Online]. Available: <https://www.maxonmotor.es/maxon/view/catalog/>
- [40] DC Thermal, “SA12-3000 12 VOLT BRUSHLESS CAB HEATER,” DC Thermal LLC., Tech. Rep., 2016, Consulta: 11 de octubre de 2019. [Online]. Available: <https://dcthermal.com/product/sa12-3000-12-volt-brushless-cab-heater/3/>

- [41] InvenSense, “MPU-6000 and MPU-6050 Product Specification Revision 3.4,” TDK InvenSense Inc., Tech. Rep., 2013, Consulta: 11 de octubre de 2019. [Online]. Available: <https://www.invensense.com/wp-content/uploads/2015/02/MPU-6000-Datasheet1.pdf>
- [42] Honeywell Microelectronics & Precision Sensors, “3-Axis Digital Compass IC HMC5883L,” Honeywell International Inc., Tech. Rep., 2010, Consulta: 11 de octubre de 2019. [Online]. Available: <https://www.digikey.com/en/datasheets/honeywellmicroelectronicsprecisionsensors/honeywell-microelectronics-precision-sensors-hmc5883l>
- [43] San Ace, “Cooling Fan San Ace,” SANYO DENKI Global, Tech. Rep., 2019, Consulta: 10 de octubre de 2019. [Online]. Available: https://www.sanyodenki.com/archive/document/product/cooling/catalog_E_pdf/San_Ace_E.pdf
- [44] Tesla Electronic EIRL., “Módulo MPU-6050 Giroscopio y Acelerómetro,” Consulta: 01 de enero de 2020. [Online]. Available: <https://www.teslaelectric.com.pe/producto/modulo-mpu-6050-giroscopio-y-acelerometro/>
- [45] MakerElectronico, “HMC5883L brújula digital 3 ejes,” Consulta: 01 de enero de 2020. [Online]. Available: <https://www.makerelectronico.com/producto/hmc5883l-brujula-digital-3-ejes/>
- [46] Ocean Controls, “Arduino Thermocouple Multiplexer Shield,” Consulta: 02 de enero de 2020. [Online]. Available: <https://oceancontrols.com.au/KTA-259.html>
- [47] Flextral, “Flextral, hydraulics hose products full catalog,” Consulta: 31 de mayo de 2019. [Online]. Available: https://flextral.com/wp-content/uploads/2019/04/Hydraulic-Catalog-5th-Edition_UPDATED04-25-2018-compressed.pdf
- [48] D. R. Williams, “Mars fact sheet,” diciembre 2016, Consulta: 27 de junio de 2017. [Online]. Available: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/factsheet/marsfact.html>
- [49] S. Global, “Wide Temperature Range Fan Catalog, Sanyo Denki,” Consulta: 31 de mayo de 2019. [Online]. Available: https://www.sanyodenki.com/archive/document/product/cooling/catalog_E_pdf/San_Ace_E.pdf
- [50] T. Liu, A. Oyama, and K. Fujii, “Scaling Analysis of Propeller-Driven Aircraft for Mars Exploration,” *Journal of Aircraft*, vol. 50, pp. 1593–1604, 09 2013.
- [51] K. L. Riley, “Flow Losses in Flexible Hose,” Doctor of Philosophy (PhD), Louisiana State University and Agricultural & Mechanical College, 1967.
- [52] J. Knudsen and D. Katz, *Fluid dynamics and heat transfer*, ser. McGraw-Hill series in chemical engineering. McGraw-Hill, 1958.
- [53] F. Gori and S. Corasaniti, “Theoretical prediction of the thermal conductivity and temperature variation inside Mars soil analogues,” *Planetary and Space Science*, vol. 52, pp. 91–99, 03 2004.
- [54] H. Perko, J. Nelson, and J. Green, “Mars Soil Mechanical Properties and Suitability of Mars Soil Simulants,” *Journal of Aerospace Engineering - J AEROSP ENG*, vol. 19, 07 2006.
- [55] F. et al. 1999 and M. et al. 2018, “The Mars Climate Database,” Consulta: 04 de junio de 2019. [Online]. Available: <http://www-mars.lmd.jussieu.fr/index.html>
- [56] D. Dropkin and E. Somerscales, “Heat Transfer by Natural Convection in Liquids Confined by Two Parallel Plates Which Are Inclined at Various Angles With Respect to the Horizontal,” *Journal of Heat Transfer*, vol. 87, p. 77, 01 1965.
- [57] LUMEX, “LCR-U02002DSF-WH Datasheet,” Lumex Inc., Tech. Rep., 2018, Consulta: 12 de octubre de 2019. [Online]. Available: <https://www.lumex.com/datasheet/LCR-U02002DSF-WH.html>
- [58] A. Inc., “Q12 SERIES,” Consulta: 07 de noviembre de 2019. [Online]. Available: https://www.apem.com/us/index.php?controller=attachment&id_attachment=1448
- [59] CUI Devices Inc., “CMI-9655S-SMT-TR,” CUI Devices, Tech. Rep., 2019, Consulta: 13 de octubre de 2019. [Online]. Available: <https://www.cuidevices.com/product/audio/buzzers/audio-indicators/cmi-9655s-smt-tr>

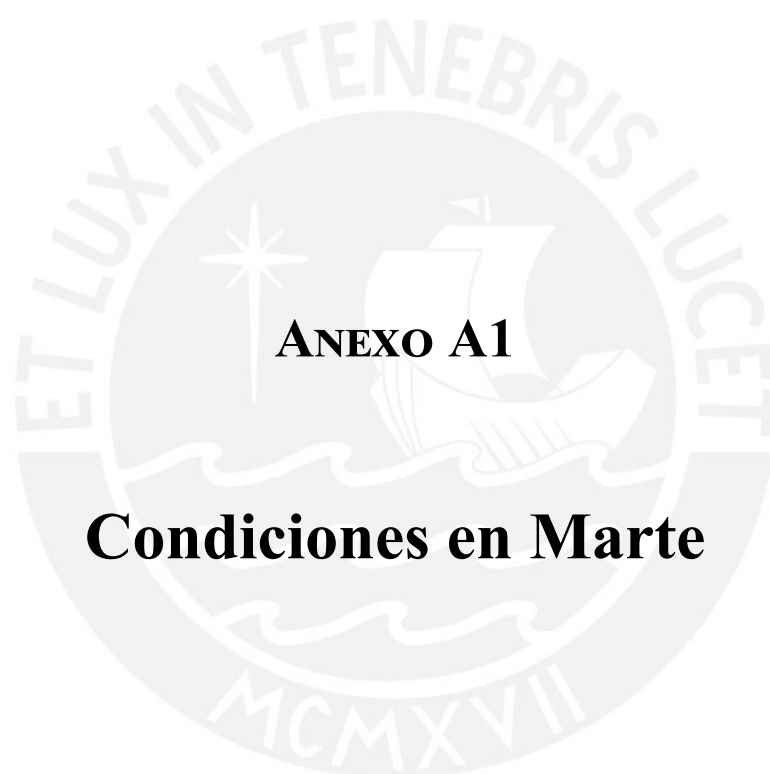
- [60] Saft, "Saft Li-ion battery to power the ExoMars Rover as it searches for life on the red planet," Consulta: 13 de octubre de 2019. [Online]. Available: <https://www.saftbatteries.com/press-releases/saft-li-ion-battery-power-exomars-rover-it-searches-life-red-planet>
- [61] B. Wire, "Saft Li-ion Battery to Power the ExoMars Rover as it Searches for Life on the Red Planet," Consulta: 13 de octubre de 2019. [Online]. Available: <https://www.businesswire.com/news/home/20150708005256/en/Saft-Li-ion-Battery-Power-ExoMars-Rover-Searches>
- [62] G. Cavagna, P. Willems, and N. Heglund, "Walking on mars," *Nature*, vol. 393, p. 636, 07 1998.
- [63] S. E. T. CORP., "MAKING LIFE MULTIPLANETARY," Consulta: 13 de octubre de 2019. [Online]. Available: <https://www.spacex.com/mars>
- [64] Centers for Disease Control and Prevention - National Center for Health Statistics, "National Hospital Ambulatory Medical Care Survey: 2016 Emergency Department Summary Tables," U.S. Department of Health and Human Services, Tech. Rep., 2016, Consulta: 13 de octubre de 2019. [Online]. Available: https://www.cdc.gov/nchs/data/nhamcs/web_tables/2016_ed_web_tables.pdf
- [65] Ti-Shop.com, "Ti-Shop.com everything in titanium," Consulta: 11 de noviembre de 2020. [Online]. Available: <https://www.ti-shop.com/>
- [66] Titanium Processing Center, "1.0000" DIAMETER - GRADE 5 TITANIUM BAR," Consulta: 29 de octubre de 2019. [Online]. Available: <https://www.titaniumsonline.com/product-p/grade5-1.0000bar.htm>
- [67] —, "0.6250" DIAMETER - GRADE 5 TITANIUM BAR," Consulta: 03 de noviembre de 2019. [Online]. Available: <https://www.titaniumsonline.com/product-p/grade5-0.6250bar.htm>
- [68] O. Metals, "7.5" aluminum round bar 6061-t6511-extruded," Consulta: 04 de noviembre de 2019. [Online]. Available: <https://www.onlinemetals.com/en/buy/aluminum/7-5-aluminum-round-bar-6061-t6511-extruded/pid/13969>
- [69] Metals Depot, "Aluminum Channel - 6061," Consulta: 02 de noviembre de 2019. [Online]. Available: <https://www.metalsdepot.com/aluminum-products/aluminum-channel-6061>
- [70] The Spring Store, "PC162-1500-27000-HD-12000-C-N-IN," Consulta: 05 de noviembre de 2019. [Online]. Available: <https://www.thespringstore.com/pc162-1500-27000-hd-12000-c-n-in.html>
- [71] —, "PC148-1250-30300-HD-10000-CG-N-IN," Consulta: 05 de noviembre de 2019. [Online]. Available: <https://www.thespringstore.com/pc148-1250-30300-hd-10000-cg-n-in.html>
- [72] Tempur-Pedic, "TEMPUR-LuxeAdapt," Consulta: 17 de noviembre de 2019. [Online]. Available: <https://www.tempurpedic.com/shop-mattresses/tempur-luxeadapt/v/3016/>
- [73] Norelem, "Norelem," Consulta: 11 de noviembre de 2020. [Online]. Available: <https://www.norelem.es/es/Inicio>
- [74] Precision Technology Supplies Ltd, "M10 HEXAGON CAP NUT DIN 917 A2 STAINLESS STEEL," Consulta: 04 de noviembre de 2019. [Online]. Available: <https://www.pts-uk.com/products/nuts/hexagon-cap-nuts/metric-a2/a91710?fromSearch=1>
- [75] —, "STAINLESS STEEL HEXAGON CAP NUTS DIN 917," Consulta: 30 de octubre de 2019. [Online]. Available: <https://www.pts-uk.com/products/nuts/hexagon-cap-nuts>
- [76] Landefeld, "Cotter pin, DIN 94 / ISO 1234," Consulta: 27 de octubre de 2019. [Online]. Available: <https://www.landefeld.com/gruppe/en/cotter-pin-din-94-iso-1234/94-2X10>
- [77] MISUMI Corporation, "ISO 2341 Clevis pins with head," Consulta: 31 de octubre de 2019. [Online]. Available: <https://uk.misumi-ec.com/vona2/detail/221006360437/>
- [78] Werkzeug-Profi-Shop.de, "Werkzeug-Profi-Shop.de Profi-Onlineshop für Werkzeug, Schrauben und Projektarbeiten." Consulta: 28 de octubre de 2019. [Online]. Available: <https://www.werkzeug-profi-shop.de/>
- [79] Westfield Fasteners Limited, "Westfield Fasteners," Consulta: 11 de noviembre de 2020. [Online]. Available: <https://www.westfieldfasteners.co.uk/index.html>

- [80] Digi-Key, “Sanyo Denki America Inc. 9CRH0412P5J001,” Consulta: 05 de noviembre de 2019. [Online]. Available: <https://www.digikey.lv/product-detail/en/sanyo-denki-america-inc/9CRH0412P5J001/1688-1997-ND/7622262>
- [81] A. E. . Automation, “Lumex LCR-U02002DSF-WH,” Consulta: 06 de noviembre de 2019. [Online]. Available: https://ca-en.alliedelec.com/product/lumex/lcr-u02002dsf-wh/70127477/?gclid=Cj0KCQiA2ITuBRDkARIsAMK9Q7OJMPwIJ2TBT118jjWw x qrzp_V0 x 2snGlvXwIBYmkpdxxCjnbgrxtkaAtrDEALw_wcB&gclsrc=aw.ds
- [82] Digi-Key, “APEM Inc. Q12P1CXXR12E,” Consulta: 07 de noviembre de 2019. [Online]. Available: <https://www.digikey.com/product-detail/en/apem-inc/Q12P1CXXR12E/679-1579-ND/1953544>
- [83] —, “APEM Inc. Q12P1CXXG12E,” Consulta: 07 de noviembre de 2019. [Online]. Available: <https://www.digikey.com/product-detail/en/apem-inc/Q12P1CXXG12E/679-1580-ND/1953545>
- [84] —, “CUI Devices CMI-9655S-SMT-TR,” Consulta: 06 de noviembre de 2019. [Online]. Available: <https://www.digikey.com/product-detail/en/cui-devices/CMI-9655S-SMT-TR/102-3738-1-ND/6012442>
- [85] —, “APEM Inc. FDAP1F1482F13,” Consulta: 06 de noviembre de 2019. [Online]. Available: <https://www.digikey.com/product-detail/en/apem-inc/FDAP1F1482F13/679-3744-ND/5805847>
- [86] —, “APEM Inc. FDAP1F1482F14,” Consulta: 06 de noviembre de 2019. [Online]. Available: <https://www.digikey.com/product-detail/en/apem-inc/FDAP1F1482F14/679-3745-ND/5805848>
- [87] Eric W. Weisstein, “Radiation,” Consulta: 19 de setiembre de 2017. [Online]. Available: <http://scienceworld.wolfram.com/physics/Radiation.html>
- [88] NASA, “Why space radiation matters,” Consulta: 18 de setiembre de 2017. [Online]. Available: <https://www.nasa.gov/analog/nsrl/why-space-radiation-matters>
- [89] —, “Nuclear and space radiation effects on materials - space vehicle design criteria,” NASA, Tech. Rep., june 1970.
- [90] J. Rask, W. Vercoutere, B. J. Navarro, and A. Krause, “Space faring: The radiation challenge introduction and module 1: Radiation educator guide,” 2008.
- [91] G. Gronoff, R. Norman, and C. Mertens, “Computation of cosmic ray ionization and dose at mars. I: A comparison of HZETRN and Planetocosmics for proton and alpha particles,” vol. 6, 02 2015.
- [92] D. E. Evans, G. L. Kraus, and D. E. Pitts, “Venus and mars nominal natural environment for advanced manned planetary mission programs,” NASA, Tech. Rep., january 1965.
- [93] C. Baumstark-Khan and R. Facius, *Life under Conditions of Ionizing Radiation*. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2002, pp. 261–284.
- [94] S. McKenna-Lawlor, P. Goncalves, A. Keating, G. Reitz, and D. Matthia, “Overview of energetic particle hazards during prospective manned missions to mars,” *Planetary and Space Science*, vol. 63-64, pp. 123 – 132, 2012, advances in Planetary Atmospheres and Exploration.
- [95] T. N. I. H. of Fame, “Kenneth c. jordan, radioisotopic thermoelectric generator (rtg), us patent no. 2,913,510,” Consulta: 21 de noviembre de 2018. [Online]. Available: <https://www.invent.org/inventees/kenneth-c-jordan>
- [96] —, “John birden, radioisotope thermoelectric generator (rtg), us patent no. 2,913,510,” Consulta: 21 de noviembre de 2018. [Online]. Available: <https://www.invent.org/inventees/john-birden>
- [97] NASA eClips, “Harnessing half-life,” Consulta: 22 de noviembre de 2018. [Online]. Available: <https://rps.nasa.gov/resources/20/harnessing-half-life/>
- [98] A. N. Society, “Radioactivity powers curiosity rover on mars,” *ReActions*, vol. 25, octubre 2012.
- [99] A. Mastropietro, J. Beatty, F. Kelly, G. Birur, P. Bhandari, M. Pauken, P. Illsley, Y. Liu, D. Bame, and J. Miller, “Design and preliminary thermal performance of the mars science laboratory rover heat exchangers,” in *40th International Conference on Environmental Systems*, julio 2010.

- [100] NASA, “The rover’s ”body”,” Consulta: 25 de noviembre de 2018. [Online]. Available: https://mars.nasa.gov/mer/mission/spacecraft_rover_body.html
- [101] P. Bhandari, G. Birur, M. Pauken, A. Paris, K. Novak, M. Prina, B. Ramirez, and D. Bame, “Mars science laboratory thermal control architecture,” 11 2018.
- [102] EDN Network, “Heat-pipe technology,” Consulta: 26 de noviembre de 2018. [Online]. Available: <https://www.edn.com/electronics-blogs/mission-to-mars--nasa-engineering-and-the-red-planet-/4395161/Heat-Pipe-technology->
- [103] NASA, “Making sure the rover doesn’t get too hot through the heat rejection system,” Consulta: 26 de noviembre de 2018. [Online]. Available: https://mars.nasa.gov/mer/mission/sc_rover_temp_heatreject.html
- [104] M. R. Johnson, J. Johnson, G. Birur, P. Bhandari, and P. Karlmann, “Mars science laboratory rover integrated pump assembly bellows jamming failure,” in *Proceedings of the 41st Aerospace Mechanisms Symposium, Aerospace Mechanisms Symposium*, N. A. Pasadena, CA : Jet Propulsion Laboratory and . Space Administration, Eds., NASA. Jet Propulsion Laboratory, mayo 2017.
- [105] G. Halpert, H. Frank, and S. Surampudi, “Batteries and fuel cells in space,” *Interface Magazine*, 1999.
- [106] NASA, “Curiosity’s daily update: Curiosity’s batteries get a charge,” Consulta: 28 de noviembre de 2018. [Online]. Available: <https://mars.nasa.gov/news/1264/curiositys-daily-update-curiositys-batteries-get-a-charge/>
- [107] —, “Sol 2236-2239: No turkey, but many side dishes,” Consulta: 28 de noviembre de 2018. [Online]. Available: <https://mars.nasa.gov/msl/mission/mars-rover-curiosity-mission-updates/>
- [108] —, “Power source - electrical power,” Consulta: 28 de noviembre de 2018. [Online]. Available: <https://mars.nasa.gov/mars2020/mission/rover/electrical-power/>
- [109] G. Birur, K. Johnson, K. Novak, and T. Sur, “Thermal control of mars lander and rover batteries and electronics using loop heat pipe and phase change material thermal storage technologies,” 07 2000.
- [110] B. Ratnakumar, M. Smart, L. Whitacanack, R. Ewell, and S. Surampudi, “Li-ion rechargeable batteries on mars exploration rovers,” Jet Propulsion Laboratory, NASA, Tech. Rep., enero 2006.
- [111] A. Colozza, *Comparison of Mars aircraft propulsion systems*, ser. NASA contractor report ; NASA/CR-212350. DIANE Publishing, mayo 2003.
- [112] A. Hurlich, “Low temperature metals,” in *1968 Summer Study on Superconducting Devices and Accelerators Brookhaven, New York, June 10-July 19, 1968*, vol. C680610, 1968, pp. 311–325.
- [113] H. S. N. Wire, “”fibrous” steel withstands extremely cold temperatures,” Consulta: 02 de diciembre de 2018. [Online]. Available: <http://www.homelandsecuritynewswire.com/fibrous-steel-withstands-extremely-cold-temperatures>
- [114] S. Vilhjalmur, *Effect of Extreme Arctic Cold on Materials*, ser. Encyclopedia Arctica. Hanover, New Hampshire: United States Office of Naval Research, 1951, vol. VOLUME 2B.
- [115] S. Sgobba, “Materials for high vacuum technology: An overview,” *CAS 2006 - CERN Accelerator School: Vacuum in Accelerators, Proceedings*, enero 2006.
- [116] G. Weissler and R. Carlson, “8. properties of materials used in vacuum technology, part 8 is by shapira and d. lichtman.” in *Vacuum Physics and Technology*, ser. Methods in Experimental Physics. Academic Press, 1980, vol. 14, pp. 345 – 423.
- [117] N. P. Laboratory, “What do ?high vacuum? and ?low vacuum? mean? (faq - pressure),” 2010, Consulta: 03 de diciembre de 2018. [Online]. Available: [http://www.npl.co.uk/reference/faqs/what-do-high-vacuum-and-low-vacuum-mean-\(faq-pressure\)](http://www.npl.co.uk/reference/faqs/what-do-high-vacuum-and-low-vacuum-mean-(faq-pressure))
- [118] N. Foundation, “Choosing the right vacuum materials,” 2003, Consulta: 04 de diciembre de 2018. [Online]. Available: <http://www.normandale.edu/departments/stem-and-education/vacuum-and-thin-film-technology/vacuum-lab/articles/choosing-the-right-vacuum-materials>

- [119] N. K. SERVICE, “Acero inoxidable 304 y 304L,” Consulta: 04 de diciembre de 2018. [Online]. Available: <https://nks.com/es/distribuidor-de-acero-inoxidable/acero-inoxidable-304/>
- [120] J. ACEROS, “Acero inoxidable 304 y 316: Distintos grados ofrecen resistencia única a la corrosión,” Consulta: 04 de diciembre de 2018. [Online]. Available: <http://www.jnaceros.com.pe/blog/acero-inoxidable-304-316-resistencia-corrosion/>
- [121] J. Kamiya, Y. Hikichi, M. Kinsho, N. Ogiwara, M. Fukuda, N. Hamatani, K. Hatanaka, K. Kamakura, and K. Takahisa, “Titanium alloy as a potential low radioactivation vacuum material,” *Journal of Vacuum Science & Technology A*, vol. 33, no. 3, p. 031605, 2015. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1116/1.4916934>
- [122] G. Lee, “Materials for ultra-high vacuum,” *NASA STI/Recon Technical Report N*, pp. 21 217–, agosto 1989.
- [123] NASA, “Fundamentals of Corrosion and Corrosion Control,” Consulta: 06 de noviembre de 2018. [Online]. Available: https://corrosion.ksc.nasa.gov/corr_fundamentals.htm
- [124] Acerind, “Resistencia a la corrosión de los aceros inoxidables,” Consulta: 13 de noviembre de 2018. [Online]. Available: <http://www.inoxidable.com/corrosion.htm>
- [125] I. S. S. F. (ISSF), “Aerospace,” Consulta: 07 de diciembre de 2018. [Online]. Available: http://www.worldstainless.org/transport_applications/aerospace
- [126] Corrosionpedia, “Copper corrosion,” Consulta: 13 de noviembre de 2018. [Online]. Available: <https://www.corrosionpedia.com/definicion/1642/copper-corrosion>
- [127] D. Lide, *CRC Handbook of Chemistry and Physics, 85th Edition*, 85th ed. CRC Press, 2007.
- [128] C. Vargel, *Corrosion de l’aluminium*, ser. Technique et ingénierie. Série Matériaux. Dunod, 1999.
- [129] T. processing center, “Types of titanium alloys,” Consulta: 13 de noviembre de 2018. [Online]. Available: <https://titaniumprocessingcenter.com/the-element-titanium/>
- [130] —, “Does titanium rust?” Consulta: 13 de noviembre de 2018. [Online]. Available: <https://titaniumprocessingcenter.com/does-titanium-rust/>
- [131] C. Doctors, “Measuring the corrosion potential,” Consulta: 07 de diciembre de 2018. [Online]. Available: <https://corrosion-doctors.org/Corrosion-Thermodynamics/Corrosion-Potential.htm>
- [132] Corrosionpedia, “Corrosion potential,” Consulta: 07 de diciembre de 2018. [Online]. Available: <https://www.corrosionpedia.com/definicion/335/corrosion-potential>
- [133] B. Dunn, *Requirements for Spacecraft Materials*, 12 2016, pp. 7–53.
- [134] T. balance careers, “Metals on the mars rover curiosity,” Consulta: 06 de diciembre de 2018. [Online]. Available: <https://www.thebalancecareers.com/metals-on-the-mars-rover-curiosity-2340049>
- [135] P. Steel, “Mars curiosity rover & psw,” Consulta: 07 de diciembre de 2018. [Online]. Available: <https://www.precisionsteel.com/about-us/news-events/mars-curiosity-rover>
- [136] NASA, “Wheels in the sky,” Consulta: 07 de diciembre de 2018. [Online]. Available: <https://mars.nasa.gov/mer/spotlight/wheels01.html>
- [137] R. Abouleish, “The aerospace industry uses stainless steel,” Consulta: 07 de diciembre de 2018. [Online]. Available: <http://www.nsalloys.com/stainless-steel/the-aerospace-industry-uses-stainless-steel.html>
- [138] SpaceNews, “Mars science lab needs \$44m more to fly, nasa audit finds,” Consulta: 08 de diciembre de 2018. [Online]. Available: <https://spacenews.com/mars-science-lab-needs-44m-more-fly-nasa-audit-finds/>
- [139] —, “Msl readings could improve safety for human mars missions,” Consulta: 09 de diciembre de 2018. [Online]. Available: <https://spacenews.com/msl-readings-could-improve-safety-human-mars-missions/>

- [140] SpaceX, “Falcon heavy,” Consulta: 09 de diciembre de 2018. [Online]. Available: <https://www.spacex.com/falcon-heavy>
- [141] Kenneth Chang, The New York Times, “Falcon heavy, in a roar of thunder, carries spacex’s ambition into orbit,” Consulta: 09 de diciembre de 2018. [Online]. Available: <https://www.nytimes.com/2018/02/06/science/falcon-heavy-spacex-launch.html>
- [142] SpaceX, “Capabilities & services,” Consulta: 09 de diciembre de 2018. [Online]. Available: <https://www.spacex.com/about/capabilities>
- [143] T. processing center, “Titanium vs. steel and aluminum,” Consulta: 10 de diciembre de 2018. [Online]. Available: <https://titaniumprocessingcenter.com/titanium-technical-data/titanium-strength-to-weight-comparison/>
- [144] MetalMiner, “About metalminer,” Consulta: 10 de diciembre de 2018. [Online]. Available: <https://agmetalminer.com/about/>
- [145] MatWeb, “304 stainless steel,” Consulta: 11 de diciembre de 2018. [Online]. Available: <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=abc4415b0f8b490387e3c922237098da>
- [146] A. Steels, “Aluminum 3003-h14,” Consulta: 11 de diciembre de 2018. [Online]. Available: <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=09c63ea8e10e4eea8398256801bb8514>
- [147] MatWeb, “Aluminum 7075-t6; 7075-t651,” Consulta: 11 de diciembre de 2018. [Online]. Available: <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=4f19a42be94546b686bbf43f79c51b7d>
- [148] —, “Titanium ti-6al-4v (grade 5), annealed,” Consulta: 11 de diciembre de 2018. [Online]. Available: <http://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=a0655d261898456b958e5f825ae85390>
- [149] B. Geranmehr, K. Vafaei, and A. Sadeqi, “High precision electro-hydraulic self leveling platform system,” *2014 Second RSI/ISM International Conference on Robotics and Mechatronics (ICRoM)*, pp. 029–034, octubre 2014.
- [150] A. Wasif, D. Raza, W. Rasheed, Z. Farooq, and S. Q. Ali, “Design and implementation of a two wheel self balancing robot with a two level adaptive control,” in *Eighth International Conference on Digital Information Management (ICDIM 2013)*, septiembre 2013, pp. 187–193.
- [151] D. Stewart, “A Platform with Six Degrees of Freedom,” *Archive: Proceedings of The Institution of Mechanical Engineers 1847-1982 (vols 1-196)*, vol. 180, pp. 371–386, 06 1965.
- [152] A. Weld, P. Lysandrou, and E. Berg, “3DOF STEWART PLATFORM,” Consulta: 11 de junio de 2019. [Online]. Available: https://people.ece.cornell.edu/land/courses/ece4760/FinalProjects/f2017/psl58_aw698_eb645/psl58_aw698_eb645/index.html#
- [153] K. Lynch and F. Park, *Modern Robotics: Mechanics, Planning, and Control*. Cambridge University Press, 05 2017.
- [154] —, *Modern Robotics: Mechanics, Planning, and Control*. Cambridge University Press, 05 2017.
- [155] Lihua Non-ferrous Metals Co., Ltd., “Ti-6Al-4v Titanium square bar ,gr5 titanium price per bar ,” Consulta: 25 de octubre de 2019. [Online]. Available: https://www.alibaba.com/product-detail/Ti-6Al-4v-Titanium-square-bar_60766954885.html?spm=a2700.7724857.normalList.9.74767d69NMYA6G
- [156] Rare Metals, Ltd., “titanium ti 6al 4v plate,” Consulta: 25 de octubre de 2019. [Online]. Available: https://www.alibaba.com/product-detail/titanium-ti-6al-4v-plate_60694095341.html?spm=a2700.wholesale.maylikeexp.10.214b2926GAVrgj
- [157] Titanium Aviation New Material Technology Co. Ltd., “Titanium Sheet Price Per Kg Titanium Alloy Sheet Titanium Ti 6al 4v Sheet,” Consulta: 29 de octubre de 2019. [Online]. Available: https://www.alibaba.com/product-detail/Titanium-Sheet-Price-Per-Kg-Titanium_62237371830.html?spm=a2700.7735675.normalList.2.12835ecc4cVtsV&s=p
- [158] Jiangsu Cunrui Metal Products Co., Ltd., “ASTM B265 GR5 ti 6al 4v titanium metal sheet,” Consulta: 22 de diciembre de 2019. [Online]. Available: https://www.alibaba.com/product-detail/ASTM-B265-GR5-ti-6al-4v_60831069715.html?spm=a2700.12243863.0.0.9d733e5fukyDpy



Para realizar cualquier viaje espacial con éxito a cualquier planeta, es vital analizar las características ambientales del lugar a donde se planea enviar una tripulación y equipos de tecnología. Este anexo se centrará en las condiciones de Marte que pueden afectar el normal funcionamiento de una camilla auto-nivelable in situ.

De entre todos los diversos aspectos de Marte que pueden ser relevantes para la camilla, se ha dado especial énfasis a tres puntos cuyo análisis es más extenso y por ende serán analizados por separado. Estos aspectos son: las condiciones ambientales, la radiación y la corrosión de los materiales en Marte. Luego, en base a esta información, se podrá escoger los materiales más convenientes para la camilla.

A1.1. Condiciones Generales de Marte

Los datos sobre el planeta Marte abundan según la posición y el tiempo en el planeta. Así como la Tierra tiene diferentes temperaturas y presiones en distintos lugares y en distintos momentos, Marte asimismo ofrece una gran variedad de datos que pueden diferir entre sí según el momento, el lugar de medición o los instrumentos usados. Debido a esto, a pesar que se cuenta con una gran variedad de datos según diferentes misiones; se ha decidido escoger los datos de la última misión enviada a Marte, la cual es la Mars Science Laboratory (MSL), debido a que es la misión a bordo más reciente y porque ha sido la misión que ha recolectado hasta el momento la data in-situ más extensa de Marte [26].

En la MSL, se envió el rover Curiosity con una estación de monitoreo de clima a bordo denominada Rover Environmental Monitoring Station (REMS) en colaboración con el Centro de Astrobiología (CAB) de España, para medir distintos valores de interés del medio ambiente tanto en el viaje como durante la estadía en el cráter Gale. Al igual que los datos de muchas otras misiones de Marte, los datos de esta misión se encuentran disponibles [23] para su libre uso y disposición. Se ha extraído la información de los primeros 2003 soles brindada por el REMS desde el primer sol donde se tomaron datos, con fecha desde el 07 de agosto del 2012, hasta el sol 2003, con fecha 26 de marzo del 2018.

En base a toda la información disponible, se realizaron gráficas de la temperatura del aire, la presión atmosférica y la humedad relativa del aire para cada sol como se puede observar en la figura A1.1. En este proceso, primero se ubicó el repositorio de datos de Marte [23] y se seleccionó la base de datos de la misión MSL. Luego se seleccionaron los datos que los mismos autores habían indicado como las mejores estimaciones por ya haber pasado por sus propias correcciones y filtros. Después de identificar los datos a extraer, mediante un programa de elaboración propia, se descargaron y se procesaron los datos para finalmente graficarlos así como también para obtener otros datos relevantes.

En la figura A1.1a, se puede observar que la temperatura oscila periódicamente debido a que el tiempo que tarda Marte en dar una órbita alrededor del sol es de aproximadamente 669,5991 Sols (686,98 días terrestres). Al observar cada período de un año marciano, se aprecia también el patrón de las oscilaciones. Se calcularon los valores promedio a lo largo de todos los 2003 soles y se obtuvo una temperatura promedio de 223.2504 K, una temperatura máxima de 285.81 K y una temperatura mínima de 176.65 K. Respecto a la presión, en la figura A1.1b, se observa una oscilación que concuerda también con el período anual del planeta. Para todo el período de estudio, se obtuvo una presión promedio de 838.8361 Pa, una presión máxima de 969.65 Pa y una presión mínima de 673.72 Pa. Asimismo, de forma análoga para la humedad relativa, se obtuvo la gráfica de la figura A1.1c donde se observa la oscilación antes mencionada. Para la humedad, el valor promedio es 4.8408 %, la máxima es 78.36 % y la mínima es 0 %.

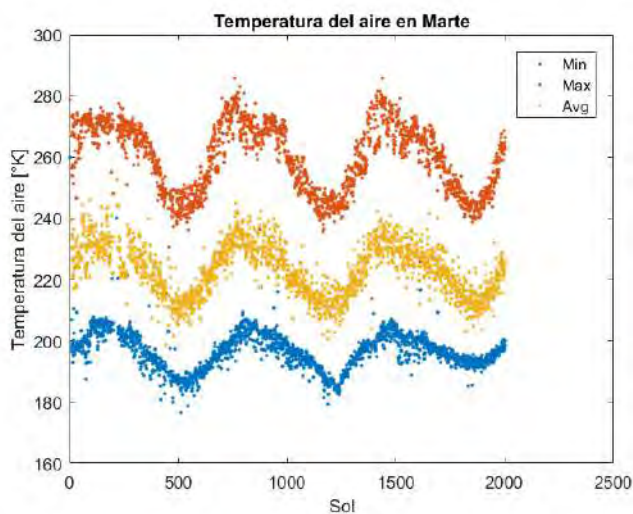
Es importante resaltar que estos datos fueron tomados desde el REMS acoplado al rover Curiosity, el cual se encuentra explorando el cráter Gale. Sin embargo, en otros lugares distantes del planeta, las condiciones pueden variar. En los polos, de día, y en el ecuador, de noche, se tiene medida que la temperatura puede llegar a bajar hasta los 150 K; y al mediodía, en el ecuador, la temperatura puede llegar a 290 K [16]. A pesar de estas mediciones, los valores no distan tanto de las medidas máximas y mínimas del REMS; y por la similitud de los valores, se considerarán que la información calculada a partir del REMS son valores cercanos a una situación real que afrontaría la camilla al llegar a Marte.

La velocidad del viento promedio en la superficie en verano es de 2 a 8 m s^{-1} , incrementa de 5 a 10 m s^{-1} en otoño y puede elevarse de 20 a 30 m s^{-1} en las tormentas donde puede llegar hasta 60 m s^{-1} . Una tormenta de arena típica puede llegar a medir de 200 m a 300 m de diámetro [16].

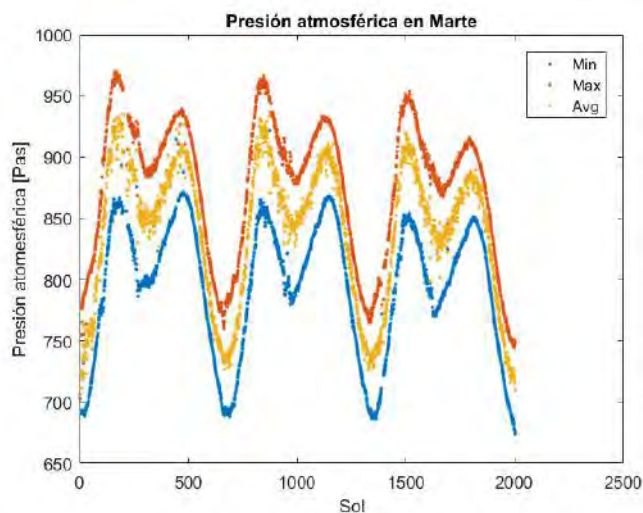
Todos estos valores de temperatura, presión, humedad y velocidad del viento, así como la gravedad [24], se han resumido en la tabla A1.1.

Tabla A1.1: Valores de la temperatura del aire, la presión atmosférica, la humedad relativa, la velocidad del aire y la gravedad superficial de Marte [23] [16] [24]

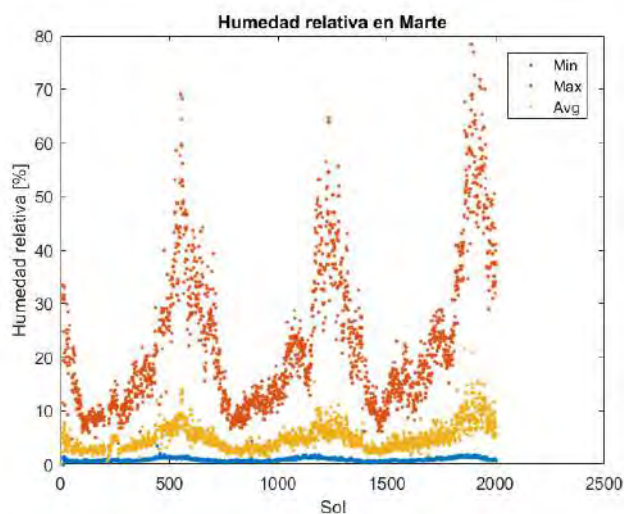
	Temperatura [K]	Presión [Pa]	Humedad Relativa [%]	Velocidad del Aire [m s^{-1}]	Gravedad Superficial [m s^{-2}]
Promedio	223.3	838.8	4.8	17	3.72076
Mínimo	176.7	673.7	0	2	
Máximo	285.8	969.7	78.4	30	



(a) Gráfica de la temperatura mínima, máxima y promedio del aire vs Sol



(b) Gráfica de la presión atmosférica mínima, máxima y promedio vs Sol



(c) Gráfica de la humedad relativa mínima, máxima y promedio vs Sol

Figura A1.1: Gráficas de temperatura, presión y humedad en marte (basado en el REMS [23])

A1.2. Radiación de Marte

La radiación es considerada como una emisión o transmisión de energía en forma de ondas a través del espacio o de la materia [87]. La radiación puede clasificarse en no ionizante o ionizante según la capacidad de liberar electrones de los átomos o moléculas con los que colisiona. La radiación ionizante carga suficiente energía como para remover los electrones de sus órbitas lo que genera iones con carga positiva. A diferencia de la radiación no ionizante de la que es posible protegerse más fácilmente, la radiación ionizante es más difícil de evitar, por esta razón, es muy importante considerar la cantidad de radiación ionizante presente en una misión espacial [88]. La capacidad de la radiación ionizante para alterar las propiedades mecánicas, térmicas u ópticas [89] del material que atraviesa, la hace muy dañina para los sistemas y los seres vivos en cualquier misión. Ejemplos de radiación ionizante son los rayos alfa, beta y gamma.

La radiación puede tener distintas aplicaciones como las ondas microondas, los rayos-x o las ondas de radio y puede provenir de diferentes fuentes. En la tierra, existen fuentes internas de radiación artificiales y naturales y también fuentes externas de radiación provenientes del espacio [90]. Gran parte de la radiación espacial que llega del espacio hacia la tierra es atenuada debido al campo magnético terrestre y a la atmósfera. Además una parte de esta radiación queda atrapada en el campo magnético formando los llamados cinturones de radiación de Van Allen. Esta radiación espacial proviene de fuentes como el Sol, las estrellas o galaxias lejanas.

En un viaje espacial, las fuentes de radiación también pueden ser internas o externas. Las fuentes externas de radiación incluyen los anillos de radiación, llamaradas solares, vientos solares, radiación electromagnética solar, Galactic Cosmic Rays (GCR) y radiación auroral; las cuales pueden generar generar daños a través de electrones, partículas alfa, protones y fotones.

Por otro lado, las fuentes internas de radiación incluyen reactores nucleares para propulsión o para energía eléctrica y los Radioisotope Thermoelectric Generator (RTG), fuentes de poder alimentadas por radioisótopos; las cuales pueden generar generar daños a través de electrones, neutrones, rayos gamma, partículas beta y radiación Bremsstrahlung (producido por los electrones que desaceleran al chocar con los núcleos atómicos de los materiales) [89].

Para cuantificar la exposición a la radiación, se usan diversos términos, de los cuales, los más relevantes en este texto serán explicados a continuación de manera breve.

La energía se define como la capacidad de realizar trabajo y en el caso de la radiación, se suele indicar en unidades de Electronvoltio (eV) donde $1 \text{ eV} \approx 1.6021766208 \times 10^{-19} \text{ J}$.

El flujo o densidad de corriente de partículas se define como el número de partículas que cruza una determinada área en un determinado tiempo. Se suele expresar en partículas/cm² s.

La fluencia se define como el número de partículas que cruza una determinada área y es la integral respecto al tiempo del flujo. Sus unidades suelen expresarse en partículas/cm² [89].

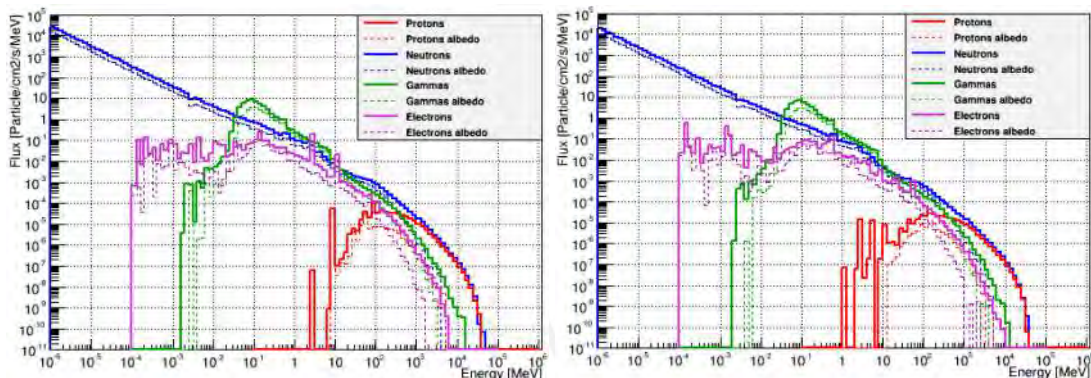
Con estos términos definidos, se puede explicar de manera más detallada la naturaleza de la radiación presente en la superficie del planeta, la cual resulta de interés para este texto. En Marte, como no existe una atmósfera tan densa y además esta carece de un campo magnético, las fuentes externas de radiación influyen de manera diferente que en la Tierra. Esto provoca que la radiación ambiental esté formada principalmente de Galactic Cosmic Rays (GCR) y Solar Energetic Particles (SEP) [91].

Los GCR son partículas altamente energéticas que provienen mayormente de nuestra galaxia e interactúan con la atmósfera de Marte lo que produce partículas secundarias [25]. Los GCR están formadas de aproximadamente 85-87 % de protones (H^+), 12-14 % de partículas alfa (H^{++}) y alrededor de 1 % de núcleos más pesados [92] [93].

Los SEP son partículas que provienen de fulguraciones solares y eyecciones de masa coronal del sol. Se sabe además que el flujo de estas partículas está correlacionado con las erupciones solares. Los SEP están compuestos principalmente de protones, de un 10 % de helio y menos de 1 % de otros elementos pesados; además su flujo puede variar hasta en órdenes de magnitud, lo que los hace difíciles de predecir [94]. Sin embargo, a pesar de que no son tan predecibles, los SEP no suelen alcanzar la superficie debido a que estos están compuestos mayormente por protones y también debido al hecho de que existe una atmósfera en Marte, la que, a pesar de ser muy delgada, otorga un cierto grado de protección contra la radiación.

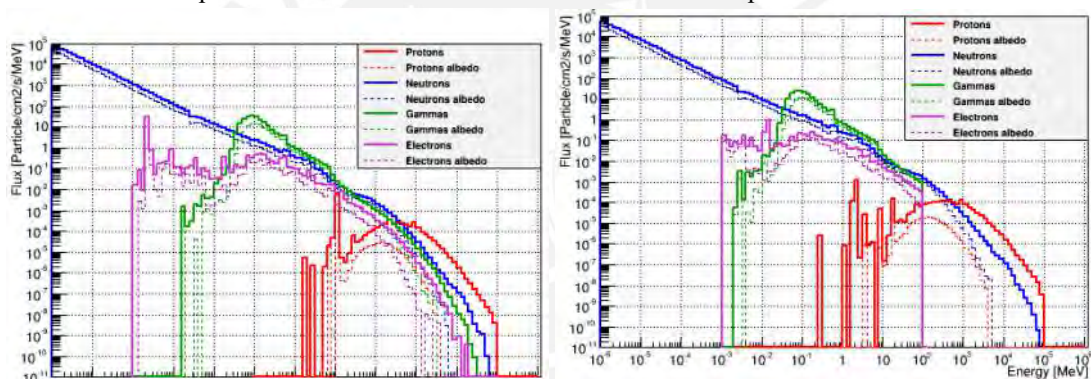
Para medir cuantitativamente la radiación presente en la superficie de Marte, se van a usar los resultados de una simulación de la radiación entrante [25]. Según el autor de esta simulación, la data de entrada, definida como el flujo de radiación que ingresa a la atmósfera de Marte, fue provista por el The Space Environment Information System (SPENVIS), que es un software de la ESA desarrollado por el Royal Belgian Institute for Space Aeronomy (BIRA). El software usado para realizar la simulación es el Geometry and Tracking (Geant4), el cual es una plataforma orientada a objetos para realizar simulaciones del paso de partículas a través de materia usando métodos de Monte-Carlo. Además, el autor indica que la simulación se realizó en dos escenarios: para la máxima y para la mínima actividad solar; estos dos escenarios se deben al efecto de la modulación solar, que causa que a mayor actividad solar se presente menor flujo de partículas [94]. Para la máxima actividad, se simularon los datos de los GCR y los SEP; mientras que para la mínima actividad solar, solo se tomó en cuenta los efectos de los GCR debido a que los SEP solo son relevantes cuando se presenta actividad solar.

Entre los resultados del autor, se muestra la figura A1.2, la cual solo muestra los resultados que son relevantes para este texto. Cada una de las gráficas de la figura indica el flujo [particles/cm⁻² s⁻¹ MeV⁻¹] vs energía [MeV] de protones, neutrones, rayos gamma y electrones producidos por los SEP y por los GCR (protones y rayos alfa) para actividad solar mínima y máxima, en escala logarítmica.



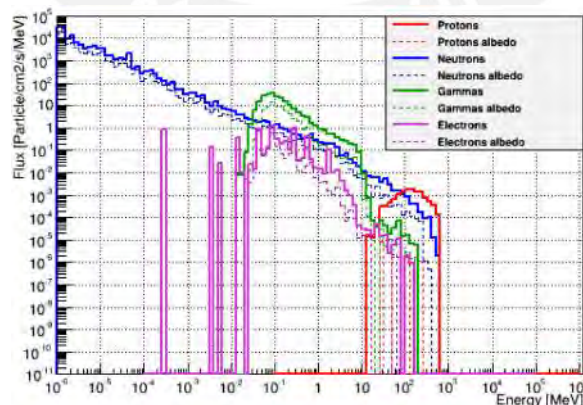
(a) Gráfica detallada del flujo en la superficie, en actividad solar mínima, derivada de las partículas alpha de los GCR

(b) Gráfica detallada del flujo en la superficie, en actividad solar máxima, derivada de las partículas alpha de los GCR



(c) Gráfica detallada del flujo en la superficie, en actividad solar mínima, derivada de los protones de los GCR

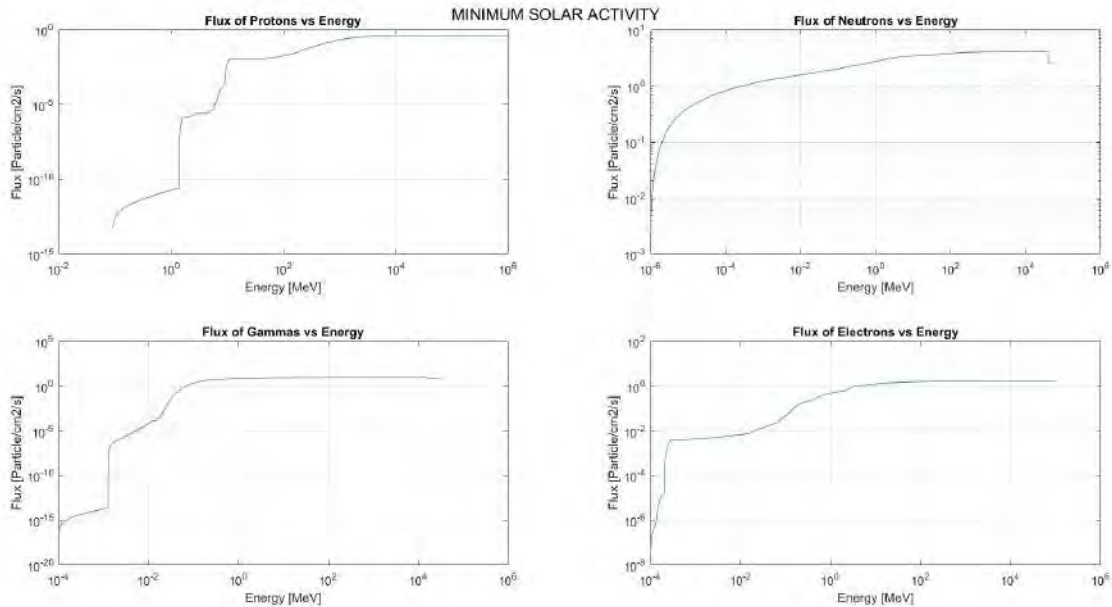
(d) Gráfica detallada del flujo en la superficie, en actividad solar máxima, derivada de los protones de los GCR



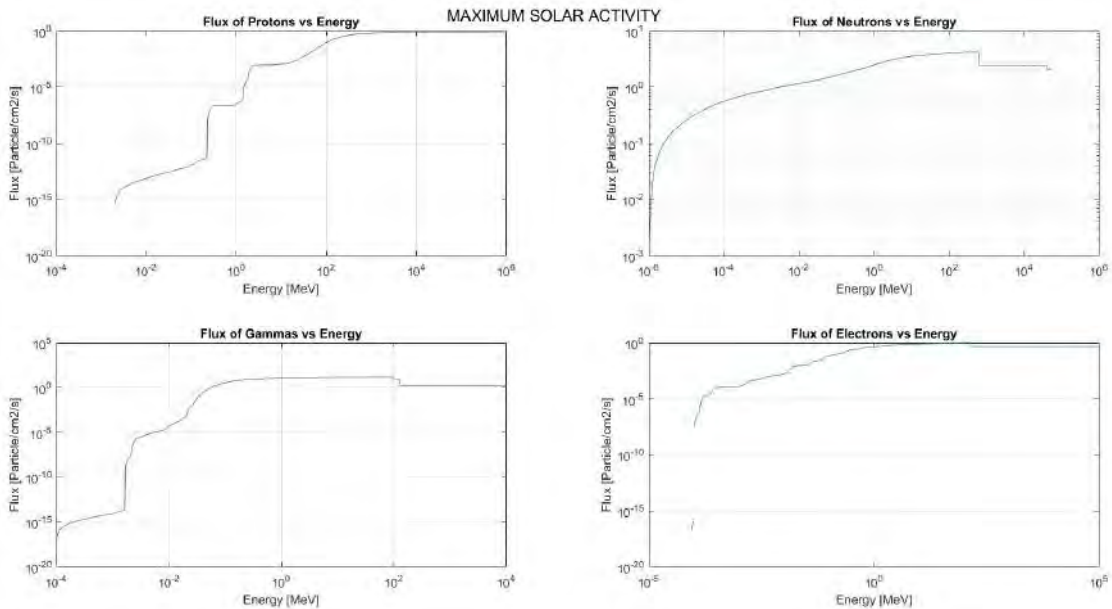
(e) Gráfica detallada del flujo en la superficie, en actividad solar máxima, derivada de los SEP

Figura A1.2: Gráficas detalladas de la radiación en la superficie en Marte debido a los GCR y a los SEP [25]

En base a estos resultados, para este texto se halló el flujo total de cada tipo de partícula para actividad mínima y máxima y luego se procedió a integrar los resultados respecto a la energía para así obtener finalmente el flujo de cada partícula en cada tipo de actividad solar. Los resultados hallados se muestran en la figura A1.3. Cada gráfica muestra el flujo [particles/cm⁻² s⁻¹] vs energía [MeV] de protones, neutrones, rayos gamma y electrones para actividad solar mínima y máxima, en escala logarítmica.



(a) Flujo vs Energía en Mínima Actividad Solar



(b) Flujo vs Energía en Máxima Actividad Solar

Figura A1.3: Gráficas del Flujo vs Energía en Mínima y Máxima Actividad Solar (basado en simulaciones de la radiación superficial [25])

A1.3. Corrosión en Marte

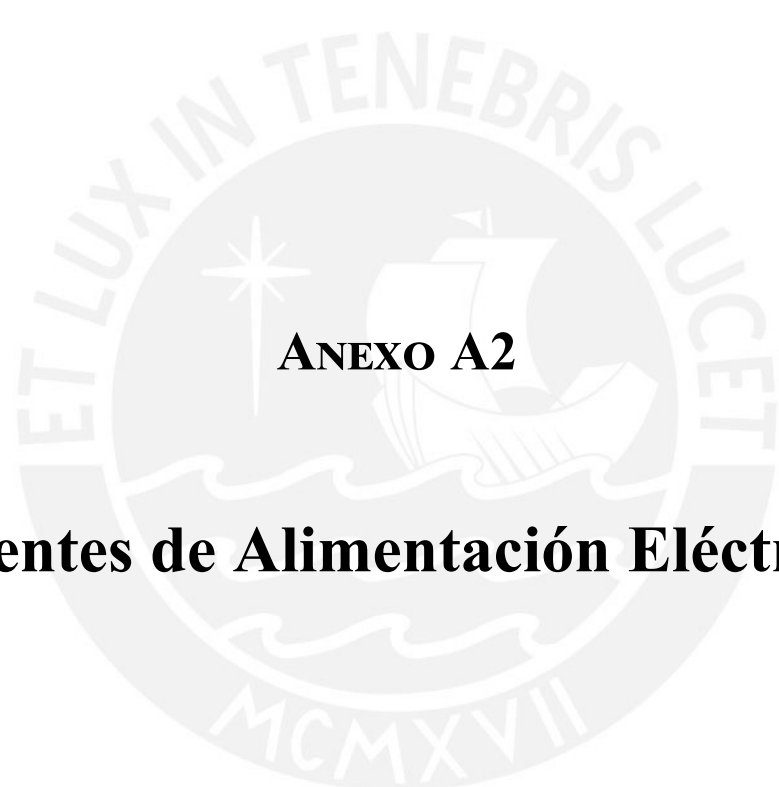
La corrosión se puede definir como la degradación de un material debido a su reacción con su entorno y se puede dar en metales, polímeros, cerámicos, etc. Los metales son muy usados para aplicaciones estructurales en vuelos aero-espaciales, por lo que es de especial relevancia analizar la corrosión de los metales enviados a Marte y específicamente para el sistema propuesto por esta tesis. Se sabe que metales se corroen cuando estos se encuentran en ambientes donde pueden interactuar electro-químicamente, salvo pocas excepciones como los metales preciosos (oro, plata, platino, etc), que en condiciones normales pueden evitar oxidarse.

Todos estos metales cumplen una función según los requerimientos de la misión espacial donde se van a usar; cada misión es diferente y requiere un análisis diferente para saber que tipo de metal se debe usar para cada sistema involucrado. Como se ha mencionado anteriormente, en este análisis destaca la importancia de la resistencia a la corrosión; el cual es uno de los temas más importantes a considerar en los viajes espaciales. En el caso de los vehículos no tripulados enviados a Marte, la NASA considera hasta ahora que la corrosión en el planeta rojo es la misma que la de la Tierra [26]. Esto puede deberse a que, aún cuando los ambientes de ambos planetas son muy distintos y por ende también la corrosión; existe evidencia de que los materiales enviados a Marte pueden llegar a oxidarse. Sumado a ello, se elige la suposición de que ambos planetas provocan la misma corrosión debido a la falta de información de la resistencia a la corrosión de los materiales expuestos al ambiente de este planeta; y también, debido a que el ambiente en Marte es árido y con poca presencia de agua.

Si bien, hasta el momento, este aspecto de diseño no ha provocado mayores inconvenientes en los materiales enviados, se ha encontrado nueva evidencia de la presencia de salmueras líquidas en Marte. Además de esta evidencia, existen sugerencias basadas por un equipo de investigadores de que el daño observado en las llantas del rover Curiosity, hechas de la aleación de aluminio AA-7075-T7351, podría no ser causada solamente por la interacción con el suelo rocoso sino también, en menor parte, por las salmueras líquidas encontradas. Asimismo, existen pruebas que señalan que la aleación de aluminio AA-7075-T7351, a 20 °C y 700 Pa, puede interactuar con el oxígeno de Marte cuando hay rasguños en la película protectora de alúmina [26] y señalan además que pueden ser necesarios estudios adicionales para analizar la resistencia a la corrosión de otros materiales en futuras misiones a Marte.

A pesar de que, como se ha descrito, existe evidencia descrita de daño en las llantas del Curiosity; y que, este daño podría estar relacionado, en un pequeño porcentaje, debido a la corrosión, la NASA ha indicado que, hasta el momento, este daño no ha sido suficiente para impedir que las llantas del rover puedan seguir funcionando durante su tiempo de vida estimado. Además, de hecho, el daño ya había sido previsto y no comprometerá la movilidad del rover [27] a lo largo de su vida útil. Asimismo, las llantas del rover Opportunity están hechas también de aluminio; y, de igual manera, este rover no ha sufrido complicaciones respecto a las llantas durante su vida útil en Marte. Estos dos hechos verifican la viabilidad al usar el aluminio como material de las llantas aún a pesar del efecto de la corrosión sobre el material.





ANEXO A2

Fuentes de Alimentación Eléctrica

La elección de la fuente de alimentación eléctrica es un tema de vital importancia debido a las extremas condiciones de Marte; las cuales, se han descrito en el anexo A1 y se encuentran resumidas en la tabla A1.1. De esta tabla, resulta relevante el rango de temperatura, la que abarca de 176.7 K a 285.8 K. Además, debe tomarse en cuenta el tiempo de duración de la fuente (capacidad), su carga de trabajo y el rango de temperatura.

Debido especialmente a la temperatura es que, además de utilizar baterías convencionales para los rovers, en muchos casos, se ha venido utilizando adicionalmente baterías nucleares con un amplio tiempo de vida; las cuales, además de dar energía eléctrica, proveen un suministro de calor que sirve para mantener una adecuada temperatura. Por otro lado, la energía eléctrica obtenida de las baterías se reaprovecha para recargar las baterías no nucleares adicionales. A continuación, se analizarán el estado del arte de las fuentes de energía más usadas para misiones a Marte.

A2.1. Radioisotope Thermoelectric Generator

Los generadores termoeléctricos de radioisótopos o Radioisotope Thermoelectric Generator (RTG) son fuentes de calor y electricidad inventadas por Kenneth C. Jordan [95] y John Birden [96] en 1954 y que suministran energía a partir de la desintegración radioactiva. Debido a sus características, los RTG han encontrado múltiples aplicaciones en la industria aero-espacial en circunstancias extremas donde la energía obtenida a partir de la luz solar y las baterías convencionales resulta insuficiente. El funcionamiento de los RTG empieza por la desintegración de radioisótopos, formas inestables de isótopos de un elemento. Los radioisótopos emiten radiación ionizante con el fin de transformarse en un estado o elemento más estable; este proceso se conoce como descomposición radioactiva. Durante este proceso, pueden emitir distintos tipos de radiación como los rayos alfa, beta o gamma; estos tipos de radiación tienen diferentes capacidades de atravesar la materia por la que viajan. La radiación alfa no tiene tanta capacidad de atravesar la materia como los rayos beta y gamma; por lo que, es absorbida en mayor medida; lo que genera un mayor aumento de temperatura de la materia por la que atraviesa; luego el calor generado por este aumento de temperatura puede ser dirigido y aprovechado. Asimismo, mediante generadores termoeléctricos, se puede transformar la variación de temperatura en voltaje. Para saber el ritmo al que se descompone una determinada cantidad de un radioisótopo, se puede calcular con precisión su semiperíodo, el cual es el tiempo que demoran la mitad de todos los núcleos en descomponerse [97].

En el caso de los RTG, se suele escoger, como combustible, a radioisótopos muy inestables que emitan una gran cantidad de radiación alfa como es el caso del isótopo de plutonio 238. El Pu-238 puede producir hasta 540 W por kilo de material y la temperatura superficial de un combustible hecho de este isótopo puede alcanzar los 1050 °C. Adicionalmente, el Pu-238 tiene un semiperíodo de 87.7 años, es fácil de blindar y no interfiere con la electrónica de los componentes. Sin embargo, este combustible es extremadamente caro y difícil de producir debido a que no se encuentra disponible en la naturaleza; sino que, debe ser creado en reactores nucleares[98]. El precio de compra de 5 kg de este material puede llegar a alcanzar los 6 millones de dólares [28][29].

Para el caso de los rovers y landers enviados a Marte, además de contar con diversos tipos de RTG, estos cuentan necesariamente con un sistema de distribución de calor que garantiza un buen estado de los sistemas electrónicos para los escenarios de mayor frío o mayor calor [99]. Los equipos electrónicos de los rovers se suelen colocar dentro de un solo compartimiento denominado Warm Electronics Box (WEB); el cual, contiene la computadora, la electrónica y las baterías del rover [100]. Debido al gran rango de temperaturas que exhibe Marte y a la complejidad de los rovers, se necesita un sistema de distribución de calor que trabaje eficientemente en función de la temperatura ambiental. En el día, este sistema debe ser capaz de desechar el calor residual generado por los RTG y por el WEB hacia fuera de la nave para no quemar los circuitos; y en las noches, debe ser capaz de reducir el consumo de energía y de aprovechar todas las fuentes de calor para mantener calientes los equipos electrónicos [101]. Debido a esto, se desarrolló un complejo mecanismo de redistribución del calor denominado Heat Rejection System (HRS); el cual, mediante tuberías, es capaz de calentar al WEB así como también es capaz de expulsar el exceso de calor generado dentro del rover [102]. En el caso del Curiosity, los elementos con los que consta el HRS para mantener una temperatura de -40°C a 55°C alrededor del RTG son: freón CFC-11 como fluido refrigerante dentro de tubos termosifones bifásicos (heat pipes), bombas centrífugas, motores y válvulas de control direccionales [103] [104].

A2.2. Baterías de Ión de Litio

A lo largo de la historia espacial, se han usado mucho tipos de baterías como es el caso de las baterías de óxido de plata, las de níquel-cadmio o las de níquel-hidrógeno. Sin embargo, en la última década, se ha apostado más por las baterías recargables de litio, como la de ión de litio, también denominada Li-ion Battery (LIB), debido a las ventajas frente a sus predecesoras, como por ejemplo, una mayor capacidad de energía y poca autodescarga[105]. Las LIB han demostrado un gran rendimiento desde que fueron usadas por primera vez en una misión de gran importancia, como la Mars Explorations Rovers. Esta misión consistía en explorar Marte por 90 sols (92.5 días terrestres) a través de dos rovers idénticos, el Spirit y el Opportunity, dispuestos en lugares distintos. Ambos rovers han excedido enormemente su tiempo de servicio estimado de 90 sols; el Spirit estuvo funcionando desde el 2004 [30] hasta su última comunicación con la Tierra en el 2010 [31]; mientras que, el Opportunity ha estado operando desde el 2004 [32] hasta su última comunicación con la Tierra en junio del 2018 [33]. Ambos exploradores tenían baterías de litio como parte de su sistema para almacenar energía proveniente de sus paneles solares. Por otro lado, el rover Curiosity también usa dos baterías de ion de litio [106] y se esperaba que su misión durase al menos 669 sols (687 días terrestres); sin embargo, desde el 2012 [34][35] hasta la fecha, sigue recorriendo la superficie de Marte [107]. Estos tres casos de rovers, que han usado y aún usan baterías de ion de litio y que han excedido en gran medida su tiempo de funcionamiento estimado, indican que el haber cambiado de las baterías anteriores hacia las de ion de litio fue una decisión positiva. El éxito de las baterías de ion de litio también ha conllevado a que la futura misión Mars 2020 Rover, la cual busca volver a llevar a Marte a un rover basado en el Curiosity, también cuenta con dos baterías de ion de litio en su diseño [108].

La razón inicial por la que se optó por usar baterías de ion de litio en lugar de las pilas convencionales acuosas o las alcalinas fue debido a las necesidades de los dos rovers Spirit y Opportunity [109]; pues, estos consumían más energía que los anteriores rovers enviados; además que, las baterías de ion de litio cumplían con una serie de características más favorables que las demás baterías, como se puede ver en la tabla A2.1. Como se puede observar en esta tabla, la preferencia de las LIB por encima de las demás baterías en los últimos años está justificada debido a que es superior en todas las características y debido también a su excelente rendimiento en las últimas misiones a Marte [110].

Con esta información, se puede justificar la decisión de usar baterías de ion de litio en la camilla propuesta en este trabajo. Luego, dentro de las LIB, se pueden distinguir diferentes tipos, como se puede observar en las tablas A2.2 y A2.3. La elección respecto a que tipo y modelo específico de batería de ion de litio usar para la camilla dependerá de los requerimientos de esta; por lo que, es necesario conocer primero con exactitud el consumo de los componentes electrónicos.

Tabla A2.1: Factors governing the selection of Li-ion batteries for MER [110]

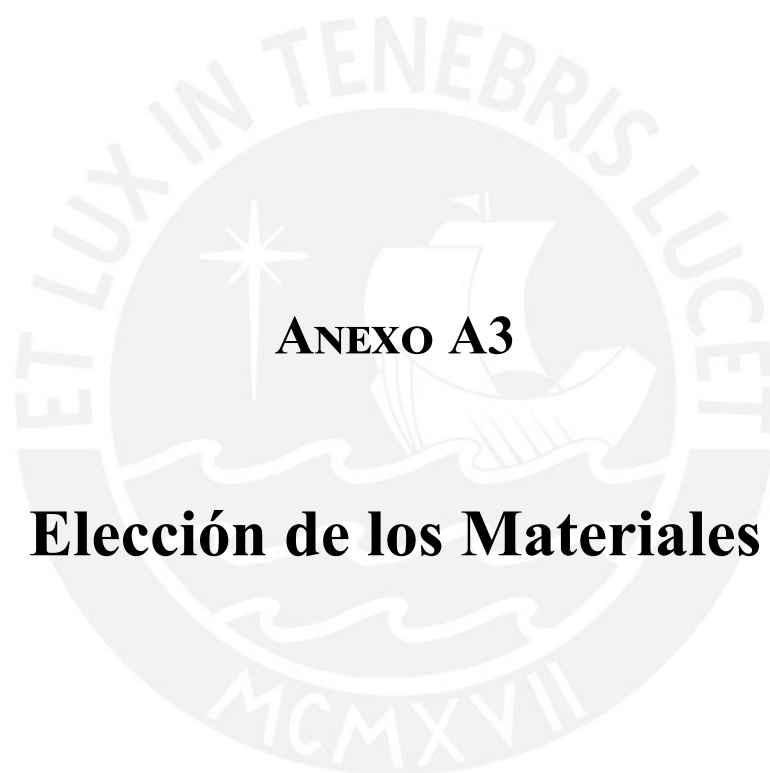
System → Characteristic ↓	Nickel-Cadmium	Nickel-Hydrogen	Silver-Zinc	Lithium-Ion
Specific Energy (Wh kg ⁻¹)	25	30	~100	>100
Energy Density (Wh L ⁻¹)	100	50	~150	>250
Battery Mass for 300 Wh MER (kg)	33	28	11	6
Battery Volume for 300 Wh MER (L)	9	17	6	2.2
Cycle Life (50 % DoD)	>1000	>1000	<100	>1000
Wet life (Storageability)	Excellent	Excellent	Poor	Excellent
Self-Discharge (per month)	15 %	30 %	15-20 %	<5 %
Low temperature Performance (-20 °C)	Moderate	Moderate	Moderate	Excellent
Temperature Range, °C	-10 to 30	-10 to 30	-10 to 30	-20 to +40
Charge Efficiency %	80 %	80 %	70 %	~100 %

Tabla A2.2: Battery Specifications for Various Battery Types [111]

Battery Type / Manufacturer	Minimum Operating Duration to 80 % DoD	Operating Temperature Range	Energy Density Full Discharge (Wh kg ⁻¹)
LiMnO ₂ / Ultralife	4.8 h	-30 °C to 55 °C	240
Li Oxyhalide / Electrochem	5 h	0 °C to 150 °C	137
Li Sulfur Chloride / Electrochem	8.78 h	-32 °C to 93 °C	444
Li Bromine Complex / Electrochem	8.6 h	-55 °C to 72 °C	369
Li Thiny Chloride / Tadiran	20 h	-20 °C to 150 °C	361
Li Ion / Yardney	4 h	-20 °C to 40 °C	145
Nickel Hydrogen / Eagle Pitcher	4 h or less	-5 °C to 35 °C	45
Ni-Cad Eagle Pitcher	4 h or less	-5 °C to 30 °C	36.5
Silver Zinc / BST Systems	4 h or less	-20 °C to 30 °C	150

Tabla A2.3: Battery Mass, Volume and Effective Specific Energy for Various Mission Durations [111]

Battery Type	1 Hour			2 Hours			4 Hours		
	Mass (kg)	Volume (m ³)	Specific Energy (Wh kg ⁻¹)	Mass (kg)	Volume (m ³)	Specific Energy (Wh kg ⁻¹)	Mass (kg)	Volume (m ³)	Specific Energy (Wh kg ⁻¹)
LiMnO ₂ / Ultralife	143	0.087	49.9	143	0.087	99.9	143	0.087	199.6
Li Oxyhalide / Electrochem	260	NA	27.5	260	NA	54.9	260	NA	110
Li Sulfur Chloride / Electrochem	141	0.067	50.7	141	0.067	101.4	141	0.067	202.8
Li Bromine Complex / Electrochem	66	0.078	43.0	166	0.078	86.0	166	0.078	172
Li Thiny1 Chloride / Tadiran	396	0.205	18.0	396	0.205	36.0	396	0.205	72
Li Ion / Yardney	197	0.148	36.3	197	0.148	72.6	197	0.148	145.2
Nickel Hydrogen / Eagle Pitcher	159	0.200	45	317	0.400	45	635	0.800	45
Ni-Cad Eagle Pitcher	196	NA	36.5	391	NA	36.5	783	NA	36.5
Silver Zinc / BST Systems	56	0.003	127	113	0.006	127	225	0.012	127



ANEXO A3

Elección de los Materiales

El diseño de la camilla plantea el uso de muchos tipos de materiales según el rol que estos tengan que desempeñar. Una de las funciones más importante le corresponde al material de la estructura; pues, esta soportará el peso de todo el sistema y deberá estar diseñado de manera que resista la temperatura, la presión, la radiación y la corrosión ambiental de Marte. A su vez, se debe considerar la diferencia de precios de los materiales más prometedores así como sus casos previos de uso en Marte. Por esta razón, a continuación, se realizará un análisis de que tipo de materiales estructurales resultan ser más óptimos por cada punto mencionado anteriormente; para luego, finalmente elegir el material más óptimo

A3.1. Condiciones de Carga

Para estimar la carga debido al peso que va a soportar la estructura, se estimará el peso que podría llegar a tener la camilla junto con una persona con un traje espacial. La camilla acoplada con todos los accesorios puede llegar a tener una masa de 360 kg. Adicionalmente, un traje espacial para Marte, con un nivel de auto-soporte similar al de la misión Apollo, tendría un masa estimada de 45 kg [36]. Si se asume la masa de una persona en 80 kg y se suman todas las masas mencionadas, el sistema tendría una masa total de 485 kg. Sin embargo, debido a que la gravedad de Marte es solamente 3.72076 m s^{-2} (anexo A1), a comparación de los 9.80 m s^{-2} de la Tierra, el peso total de la camilla en Marte solo sería de aproximadamente 1805 N. Si comparamos este peso con los 4753 N que podría llegar a pesar en la Tierra la misma camilla de metal con una persona encima, resulta una diferencia de 2948 N. A modo de comparación, el peso total de sistema, el cual es 1805 N, equivaldría a 185 kg en la Tierra;. Aunque el peso total de sistema en Marte no es relativamente alto, es suficiente para inclinar la selección del material hacia un material del grupo de los metales. Por ello, en adelante, se priorizarán aquellos materiales metálicos al analizar el diseño de la estructura.

A3.2. Temperatura Ambiental

En primer lugar se examinarán los posibles tipos de materiales que son capaces de soportar el rango de temperatura de Marte, de 176.7 K a 285.8 K (anexo A1), sin alterar significativamente sus propiedades. En especial, se hará énfasis en el rango de baja temperatura; pues, las máximas temperaturas de Marte normalmente son menores que las temperaturas ambientales registradas en la Tierra.

Al someterse a bajas temperaturas, los metales pueden dividirse en dos tipos: un grupo muy pequeño que retiene o incrementa su gran grado de ductilidad y otro grupo muy grande que sufre una transición de dúctil a frágil. Esto se explica debido a que, al bajar la temperatura, los metales que disminuyen su ductilidad han sufrido un incremento en su esfuerzo de fluencia mayor al incremento de su esfuerzo de rotura; por lo que existe una menor brecha, o deformación, desde la fluencia hasta la rotura. Por el contrario, los metales que conservan o aumentan su ductilidad, sufren un aumento más rápido de su esfuerzo de rotura a comparación del aumento de su esfuerzo de fluencia; por lo que, el aumento de la brecha entre ambos esfuerzos permite una mayor región de deformación plástica con lo que incrementan su ductilidad [112]. En la figura A3.1 se muestran los metales más importantes que pueden ser usados confiablemente a bajas temperaturas en aplicaciones donde estos tengan que soportar esfuerzos críticos [112]. De la gráfica, cabe resaltar la temperatura más baja en Marte, que se ha estimado en 176.7 K (anexo A1), ó -141.6°F . Asimismo, no se considerarán los metales de la figura que estén por debajo de los -400°F , ó 33.2 K, para evitar sobredimensionar la elección de los materiales. Después de acotar la gráfica, se observa que los metales recomendados son aceros con alto porcentaje de níquel, aleaciones de aluminio de la serie 2, 5 y 7 y algunas aleaciones de titanio. A continuación, se profundizará en las elecciones más recomendados para cada metal mencionado.

En el caso de los aceros, este se vuelve muy frágil a temperaturas bajo cero a menos que se mezcle con otras aleaciones [113]; por ejemplo, impurezas como el níquel ayudan a aumentar su tenacidad; por esta razón, se usan aceros suaves estructurales con 9% de níquel para tanques de almacenamiento de fluidos criogénicos. Similarmente, el acero inoxidable, debido al cromo y al níquel en su composición, exhibe un aumento de su resistencia última y tenacidad [114][112]. Se sabe además que los aceros inoxidables martensíticos y ferríticos, a diferencia de los austeníticos, atraviesan una transición dúctil a frágil a temperaturas criogénicas [115].

En contraste, aumentar la composición de carbono en un acero disminuye su tenacidad y aumenta su temperatura de transición de dúctil a frágil. Asimismo, impurezas no metálicas como el oxígeno, nitrógeno, azufre o fósforo tienden a fragilizar a los aceros [112]. De acuerdo a la figura A3.1, para bajas temperaturas, es confiable usar los siguientes aceros: HY-TUF, HY-80, de 3.5, 5 o 9% de Níquel, el acero A286 y los aceros de la serie tipo 300.

Por otro lado, el hierro fundido presenta una disminución de su resistencia al impacto y de su ductilidad cuando está expuesto a temperaturas muy bajas [114].

Todas las aleaciones de cobre forjado, a temperaturas bajas, mejoran su dureza, resistencia a la fluencia, resistencia a la tracción y ductilidad; mientras, su resistencia al impacto se mantiene casi inalterada [114].

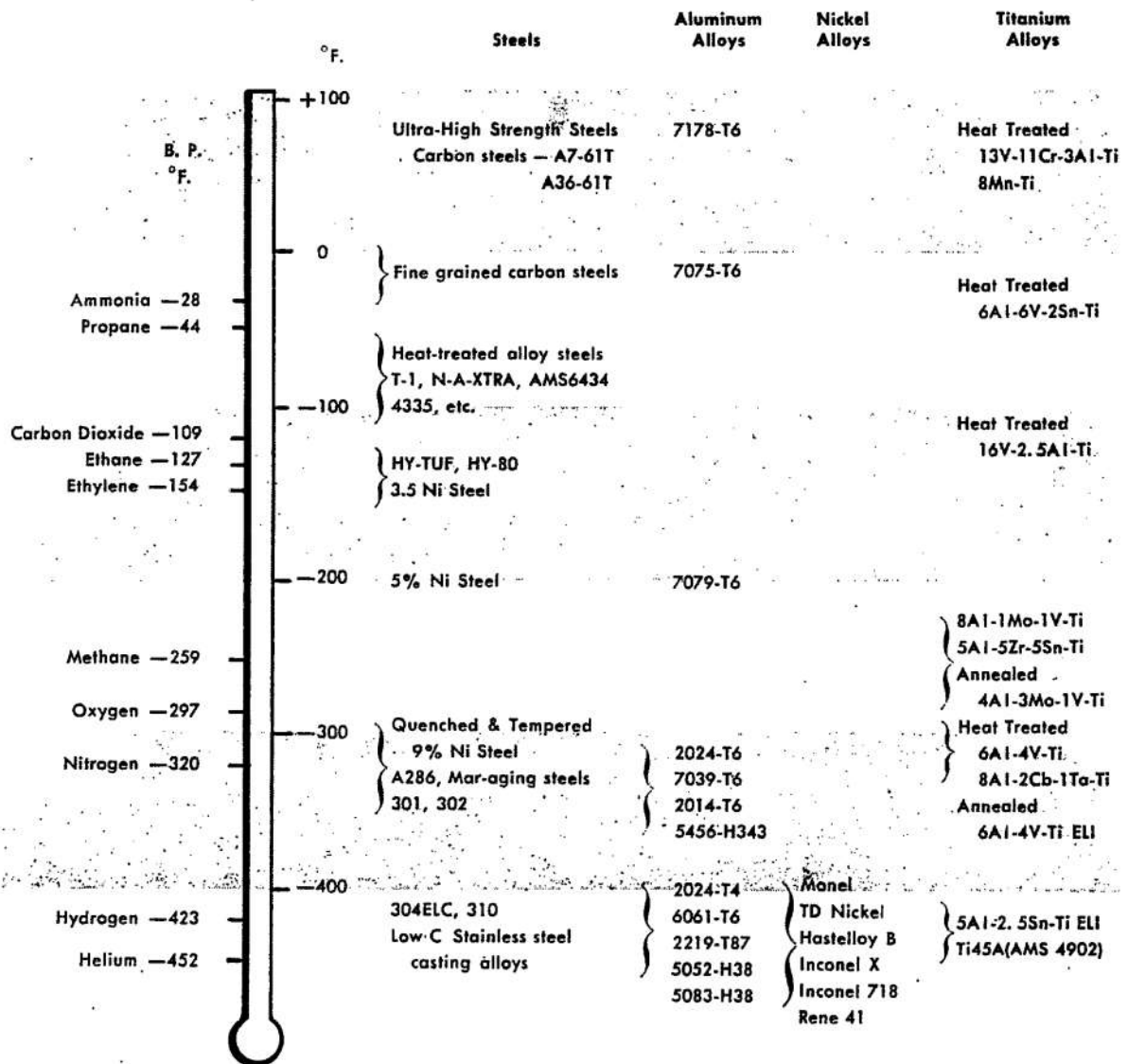


Figura A3.1: Metals suitable for use from atmospheric temperature to the lowest available are here spotted at lowest applicable temperatures [112]

Por otra parte, el aluminio se considera bastante adecuado para temperaturas extremadamente bajas; pues, en estas condiciones, su resistencia a la fluencia, a la tracción y al impacto se incrementan; a la vez que, mantiene su ductilidad y no se fragiliza [114]. De acuerdo a la figura A3.1, para bajas temperaturas, es confiable usar las siguientes aleaciones de aluminio: 7079-T6, 2024-T6, 7039-T6, 2014-T6 y 5456-H353.

En el caso del titanio y sus aleaciones, estos exhiben una gran ductilidad y dureza a temperaturas muy bajas; sin embargo, puede ser severamente fragilizado si se suelda en presencia de oxígeno o nitrógeno por lo que este metal debe soldarse en vacío o en un contenedor sellado [112]. De acuerdo a la figura A3.1, para bajas temperaturas, es confiable usar las siguientes aleaciones de titanio: $Ti_8Al_1Mo_1V$, $Ti_5Al_5Zr_5Sn$, $Ti_4Al_3Mo_1V$ recocido, Ti_6Al_4V , $Ti_8Al_2Nb_1Ta$ y Ti_6Al_4V -ELI recocido.

Otros metales que mantienen su ductilidad a bajas temperaturas son el plomo, la plata y el níquel. En cambio, metales como el cromo, molibdeno, tantalio o el tungsteno disminuyen notablemente su ductilidad. De forma aún más drástica, muchos metales más comunes como el magnesio, el zinc o el berilio son frágiles a partir de la temperatura ambiente [112] [116].

A3.3. Presión Ambiental

Marte tiene una atmósfera de muy baja presión a comparación de la Tierra. Del anexo A2 se sabe que el mínimo de presión ambiental registrado es 673.7 Pa, lo que puede catalogarse como un ambiente de vacío medio [117]. Al comparar los ritmos de desgasificación de distintos materiales, se observa que los metales son los más favorecidos, de donde destacan el acero inoxidable y las aleaciones de aluminio [118].

En el caso de aplicaciones de sistemas de vacío, se suele elegir a los aceros inoxidables austeníticos como material de referencia para muchos dispositivos de vacío debido a que, entre otras características favorables, no experimentan crecimiento de grano durante el vacío [115]. De los aceros austeníticos, el más usado actualmente es el tipo 304 [119] [120] debido, además de su resistencia, a su una poca presión de vapor en vacío, lo que lo hace el material más idóneo y común para este tipo de aplicaciones [116]. Además de los aceros, en aplicaciones de vacío, también son relevantes las aleaciones de cobre, de níquel, de zirconio y de titanio. De este último material, se debe mencionar que existen pruebas cuyos resultados [121] indican que la resistencia mecánica de la aleación Ti_6Al_4V no se ve afectada aún después de exponer el material, durante 100 horas, a 750 °C, bajo un ambiente de vacío extremo de 0.001 Pa. Por otro lado, se evita usar zinc, magnesio o cadmio en este tipo de aplicaciones [122][115]. En el caso del aluminio, a pesar de su fácil maquinabilidad, no suele usarse en aplicaciones de baja presión debido a su relativamente alta presión de vapor, dificultad para soldar y a que es menos fuerte que otras opciones como el acero inoxidable [116].

A3.4. Radiación Ambiental

Las propiedades de los materiales pueden cambiar al estar expuestos a radiación ionizante. En el caso de los metales, no se observa un cambio notable a menos que la fluencia sea mayor a 10^{17} protones/cm² ($E > 1$ MeV), 10^{17} neutrones/cm² ($E > 1$ keV) ó 10^{18} electrones/cm² ($E > 1$ MeV). Se espera que estas cantidades no sean absorbidas sino en cientos de años de exposición a la radiación del espacio exterior; sin embargo, dado que la radiación superficial en Marte es diferente a la radiación espacial, se procederá a verificar el tiempo que demorarán los metales en alcanzar estos valores en Marte. En especial, se debe observar que los metales son más susceptibles a ser dañados por neutrones que por otras partículas. Esto es debido a que los metales pueden ser tratados térmicamente para restaurar sus propiedades previas a la radiación; sin embargo, los metales irradiados por neutrones tienden a conservar los daños por radiación aún después de tratamientos por encima de 875 K; a diferencia del daño de radiación por electrones, el cual puede ser restaurado a 300 K [89].

A continuación, en las siguientes tablas, se muestra información respecto al daño que pueden provocar los neutrones en los metales. En la tabla A3.2, se muestran los cambios que sufren varias propiedades de los metales de aplicación aero-espacial cuando están expuestos a radiación por neutrones. En la tabla A3.2 se observa que el esfuerzo de fluencia y el esfuerzo último de tensión aumentan mientras que el porcentaje de deformación disminuye; lo que implica, que el metal se vuelve menos dúctil. Asimismo, se indica que la temperatura de transición de dúctil a frágil aumenta. Estos cambios se consideran como indeseables en un metal que soporta cargas de trabajo. En las tablas A3.3 y A3.4 se puede verificar, de manera cuantitativa, los cambios provocados por la radiación en metales como las aleaciones de aluminio Al-1099, Al-2024 y Al-6061; los aceros inoxidable 410 SS y tipo 304; las aleaciones de níquel-cromo-molibdeno Inconel 718 y Hastelloy C; magnesio, níquel y titanio puro; la aleación de titanio Ti₆Al₄V y la aleación de circonio zircaloy-2. De estos datos, la fluencia de neutrones resulta especialmente relevante para el análisis de este punto. En la tabla A3.5, se resumen los datos de fluencia de las tablas anteriores; de donde, se observa que, a temperaturas bajas, para metales aplicados en la ingeniería, el mínimo de fluencia a partir del cual se observan cambios del 1 % es 10^{16} n/cm² ($E > 1$ keV).

Se recuerda que del anexo A1, en la figura A1.3, se mostraron los flujos vs energía para neutrones, protones y electrones en mínima y en máxima actividad solar en Marte. Por otro lado, en este punto, se han descrito los niveles mínimos de fluencia y de energía de neutrones, protones y electrones que son necesarios para alterar negativamente las propiedades de los metales. A partir de estos valores mínimos de energía, se acotarán los valores de las gráficas de la figura A1.3; para luego, analizar solo los valores mayores a la energía mínima que debe tener una partícula para alterar un metal. Las gráficas filtradas a partir de cada energía mínima se muestran en la figura A3.2.

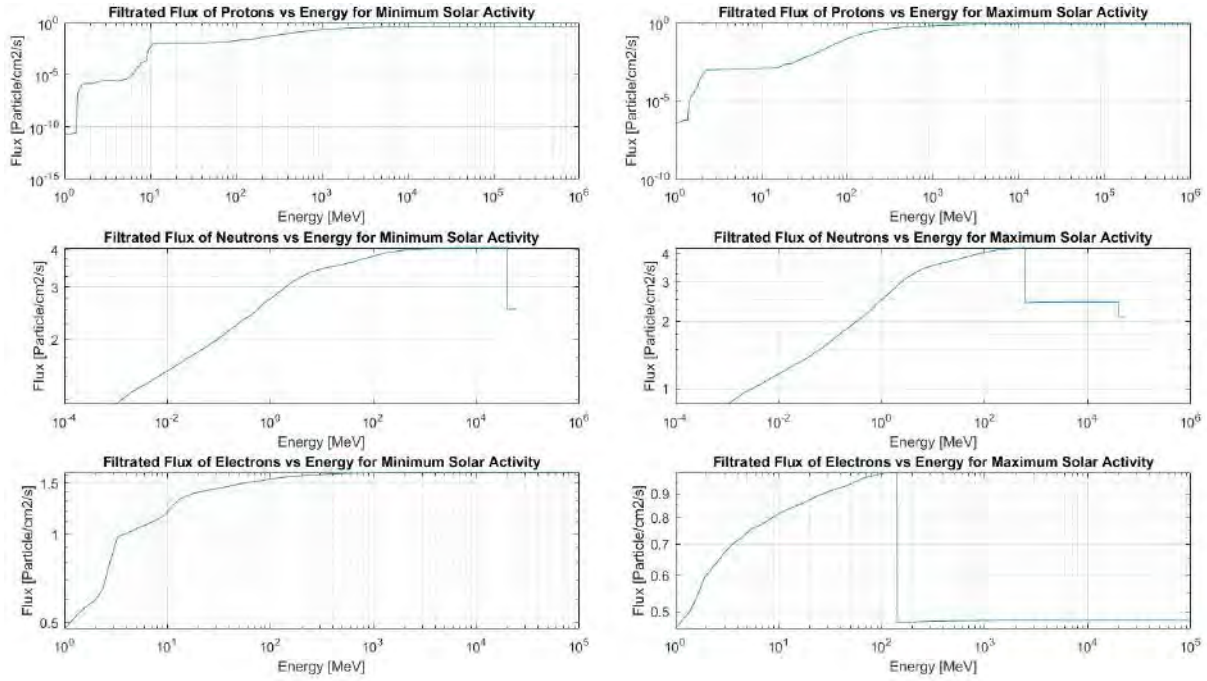


Figura A3.2: Gráficas del Flujo Filtrado vs Energía (basado en simulaciones [25])

A la izquierda, se muestran las gráficas para mínima actividad solar, y a la derecha, para máxima actividad solar

En base a las gráficas de la figura A3.2, se puede calcular el valor del tiempo requerido para la fluencia mínima de daño. El valor del tiempo se hallará a partir del hecho de que la fluencia es la integral del flujo respecto al tiempo (anexo A1). Para esto, se definirán las variables, las cuales son las siguientes:

$$Flux = \frac{N}{A}$$

$$Fluence = \frac{N}{A * t}$$

Donde N es el número de partículas, A es el área y t es el tiempo. Además se mencionó que la fluencia es la integral del flujo respecto al tiempo:

$$\int dFluence = \int flux dt$$

Asimismo, se asumirá que el flujo es constante y que la fluencia absorbida inicialmente es cero. Entonces, se calculará lo siguiente:

$$\int_{Fluence(t)}^{Fluence(0)} dFluence = \int_0^t flux dt$$

$$Fluence(t) - Fluence(0) = flux * (t - 0)$$

$$Fluence(t) = flux * t$$

Como se sabe que la fluencia mínima se da en el tiempo mínimo, entonces:

$$Fluence_{min} = flux * t_{min}$$

Luego, para cada valor de E (energía) en cada gráfica de la figura A3.2, existe un flujo; entonces, también existe un tiempo mínimo para cada valor de E, lo que puede ser expresado de la siguiente manera:

$$t_{min}(E) = \frac{Fluence_{min}}{flux(E)}$$

Con esta ecuación, se obtendrán los tiempos mínimos de exposición necesarios por cada partícula. Estos tiempos se muestran en las gráficas de la figura A3.3. De estas gráficas, es conveniente saber el menor tiempo para cada gráfica y su correspondiente valor de energía. Finalmente, estos valores hallados se muestran en la tabla A3.1. De esta tabla, se puede concluir que el tiempo necesario para modificar las propiedades de un metal que se encuentra expuesto a la radiación de Marte es astronómico en comparación a los cientos de años que le tomaría a un metal para alterarse de manera similar, estando expuesto a la radiación del espacio exterior. Estos números permiten concluir, en base a los datos empleados[25][89], que la radiación en Marte no representa una amenaza a los metales normalmente usados en la industria aero-espacial; a diferencia de los riesgos que si correrían los mismos metales de usarse en el espacio exterior. Este hecho puede deberse a que materiales metálicos de una nave en el espacio exterior se encuentran expuestos a la radiación espacial externa e interna de la propia nave, las cuales pueden provenir de fuentes como los GCR, los SEP, el reactor nuclear de la nave o el RTG a bordo. Por otro lado, los metales seleccionados en el diseño de esta camilla no estarían expuestos a fuentes internas de radiación ni a la magnitud completa de la radiación espacial; puesto que, la radiación espacial entrante es amortiguada en cierta medida por la atmósfera de Marte.

Tabla A3.1: Tiempo y Energía mínimos, por partícula, para Mínima y Máxima Actividad Solar

	Mínima Actividad Solar		Máxima Actividad Solar	
	Tiempo [años]	Energía [MeV]	Tiempo [años]	Energía [MeV]
Electrón	1.95×10^{10}	10^5	3.17×10^{10}	1.60×10^3
Neutrón	7.82×10^7	3.98×10^4	7.45×10^7	6.03×10^2
Protón	7.79×10^9	10^6	3.87×10^9	10^6

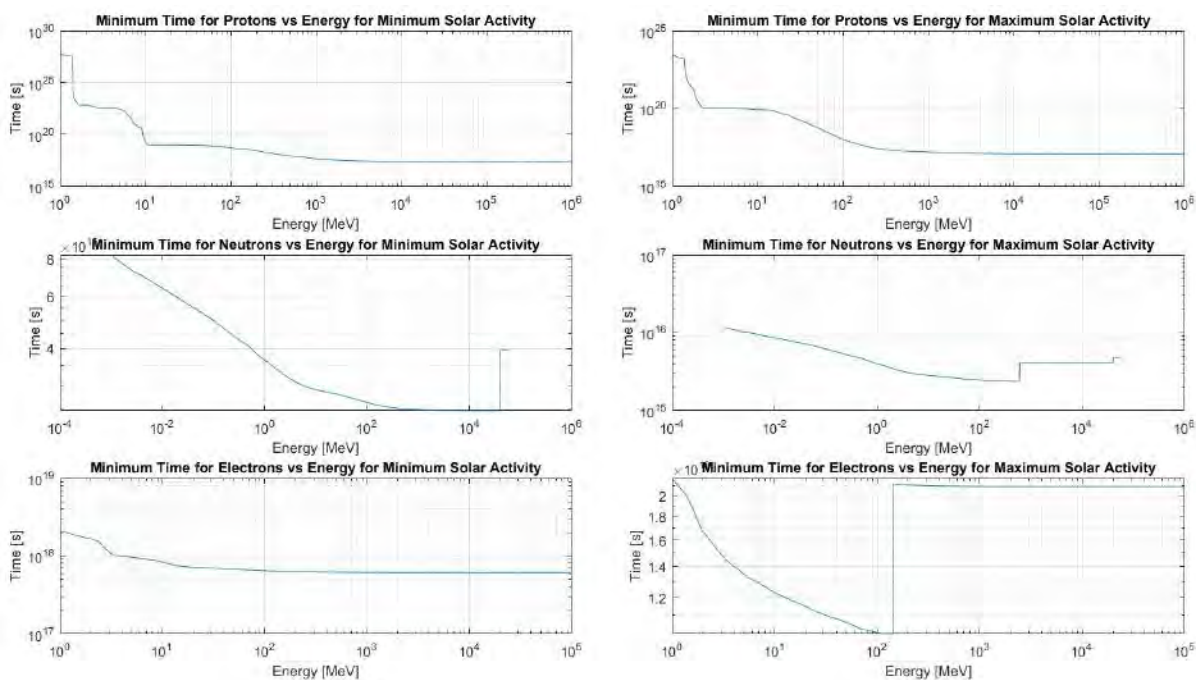


Figura A3.3: Gráficas del Tiempo Mínimo vs Energía (basado en simulaciones [25])

A la izquierda, se muestran las gráficas para mínima actividad solar, y a la derecha, para máxima actividad solar

Tabla A3.2: QUALITATIVE EFFECTS OF NEUTRON IRRADIATION ON MECHANICAL PROPERTIES OF METALS [89]

Mechanical property	How affected
Yield strength	Increases
Ultimate tensile strength	Increases
Percent elongation	Decreases
Brittle-to-ductile fracture transition temperature	Increases
Weld-joint tensile strength	Varies; temperature important
Creep rate	Varies
Stress-rupture life	Decreases, then increases, with neutron fluence
Fatigue	For constant strain, cycles-to-failure decreases
Hardness	Increases
Necking-down failure during tensile test	Decreases

Tabla A3.3: TYPICAL EFFECTS OF NEUTRON IRRADIATION ON TENSILE PROPERTIES OF METALS [89]

Material	Condition	Environmental conditions		Test temperature, K	Yield strength 1000 psi		Ultimate tensile strength 1000 psi		Total elongation percent	
		n/cm ² (E>1 MeV)	Exposure temperature, K		Unirradiated	Irradiated	Unirradiated	Irradiated	Unirradiated	Irradiated
AL-1099	Annealed H-14	8 × 10 ²⁰	373	RT ^b	2	2	7	12	46	30
AL-2024	T-6	2 × 10 ¹⁹	323	RT ^b	45	49	72	71	26	25
AL-6061	T-6	5 × 10 ¹⁹	538	RT ^b	38	57	60	78	33	26
Inconel 718	Annealed	4.5 × 10 ¹⁹	553	RT ^b	196	212	206	212	1	1
Inconel 718	Annealed	9 × 10 ¹⁹	1013	293	80	111	186	185	39	50
Hastelloy C	Annealed	1 × 10 ¹⁷	17	17	130	132	185	183	31	34
Ti pure	Annealed	1 × 10 ¹⁷	17	17	243	254	260	274	7.6	5.7
Ti ₆ Al ₄ V	Annealed	1 × 10 ¹⁸	17	17	243	300	260	221	7.6	4.7

^b Room Temperature

Tabla A3.4: ILLUSTRATIVE TEST RESULTS, NEUTRON-RADIATION EFFECTS ON MECHANICAL PROPERTIES OF METALS [89]

Material	Test	Neutron fluence (E>10 keV)	Exposure temperature, K	Results
Magnesium	Cycles-to-failure under fatigue stress of 5000 psi	$10^{19} n/cm^2$	353	Unirradiated sample failed after 9×10^7 cycles; irradiated samples failed after 5×10^7 cycles
AISI type 304 stainless steel	Fatigue life: alternate expansion and contraction of thin-walled specimens between rigid concentric mandrels; total strain was 4%	7×10^{19}	922	Unirradiated samples failed after about 20 cycles; irradiated samples failed after 8 cycles
Pure nickel (99.95%)	Hardness	1.7×10^{20}		When measured at 273 K, hardness increased from 100 kg m^{-2} to 175 kg m^{-2} ; damage completely annealed at 973 K
Zircaloy-2	Reduction in area	1.1×10^{20}	333	Unirradiated samples: 51 % Irradiated sample: 49 %
		2.9×10^{20}	333	Irradiated sample: 42.6 %

Tabla A3.5: ESTIMATE OF PREDICTION PRECISION OF MECHANICAL PROPERTY CHANGES IN METALS AND ALLOYS FOLLOWING NEUTRON IRRADIATION [89]

Temperature	Threshold for detectable damage ^a (n/cm^2)(E>1 keV)	
	Pure metals	Engineering materials
$\geq 300 \text{ K}$	One order of magnitude (typically 10^{18} to 10^{19})	Two orders of magnitude (typically 10^{17} to 10^{19})
Cryogenic temperatures < 100 K	One order of magnitude (typically 10^{16} to 10^{17})	Insufficient data (estimate 10^{16} to 10^{18})

^aChanges $\geq 1\%$

A3.5. Corrosión Ambiental

Como se analizó anteriormente en el anexo A1, asumir que la corrosión en Marte es similar a la de la Tierra no ha provocado mayores problemas; por lo que, en adelante, se procederá a analizar la resistencia a la corrosión de los metales como si estos estuvieran en la Tierra. Se sabe que, para proteger a los metales de la corrosión, se seleccionan metales que naturalmente produzcan películas protectoras o se usan métodos de control de corrosión. Entre los metales que se suelen seleccionar, están el acero, las aleaciones de cobre, las de aluminio y las de titanio [123].

En el caso del acero al carbono, este puede estar sujeto a corrosión en ambientes húmedos o con bastante salinidad y en ambientes ricos en hidrógeno donde puede sufrir fragilización por hidrógeno. Se suelen usar revestimientos de protección, protección catódica e inhibidores de corrosión en este tipo de acero [123]. A diferencia del acero al carbono, el acero inoxidable resiste mucho más la corrosión debido a la presencia de cromo y níquel en su composición, por lo que no es necesario usar tratamientos superficiales sobre este tipo de acero. Cuando estos aceros se oxidan, generan una fina película de cromo que logra proteger al metal. Los aceros inoxidables varían su resistencia a la corrosión según su tipo [124]. De los aceros inoxidables, se sabe que los martensíticos y los ferríticos, en términos de corrosión, son inferiores a los austeníticos debido al contenido de cromo y níquel de estos últimos [115]. De los aceros austeníticos, el tipo 304 y el tipo 316 y sus derivados resaltan en aplicaciones aero-espaciales debido a su alta resistencia a la corrosión [125]. Por el contrario, los aceros regulares como los de bajo carbono y los aceros maraging poseen generalmente una pobre resistencia a la corrosión; de hecho, el hierro puro tiene una resistencia muy pobre a la corrosión [112] [116]. Por otro lado, una desventaja del acero inoxidable frente al acero al carbono es que el primero suele tener un precio mucho más elevado.

Las aleaciones de cobre, como el bronce o el latón, en general son muy resistentes a la corrosión; sin embargo, pueden sufrir de corrosión por carga en presencia de amoníaco, corrosión galvánica severa en contacto con el acero o aluminio, corrosión por erosión, corrosión por picaduras y corrosión por rendija. Asimismo, también puede corroerse en presencia de ácidos, sulfuros y especialmente cianuros. Son normalmente resistentes al agua, aún si es salada, al aire no contaminado y a ciertos ácidos [126] [123].

A temperaturas bajas, el aluminio incrementa su resistencia a la corrosión [114]. De hecho, todas las aleaciones de aluminio de la figura A3.1 son resistentes a ataque de corrosión. Los aluminios vienen siendo usados extensamente en aplicaciones aero-espaciales debido a su relación fuerza-peso y a su buena resistencia a la corrosión ambiental [127]. Este metal y sus aleaciones, al oxidarse, generan una capa de óxido de aluminio que impide al metal de seguir oxidándose. Los tipos de corrosión que puede sufrir el aluminio son diversos y dependen de las características del ambiente donde se encuentra, como pueden ser por ejemplo: el pH, el tipo de movimiento del fluido en contacto con el metal, la presencia de agentes biológicos, etc. Estas características pueden generar corrosión galvánica, uniforme, por picaduras, intergranular (bastante común), por carga, por erosión o microbiológica [128].

Las aleaciones de aluminio fundido se dividen en ocho series o familias en función de los elementos con los que se alean. Dentro de cada serie, las aleaciones comparten propiedades similares; mientras que, las propiedades de dos aleaciones de distintas series pueden diferir mucho. Entre las series que se suelen usar en aplicaciones aero-espaciales por sus propiedades mecánicas, resistencia a la corrosión, maquinabilidad y disponibilidad para tratamientos superficiales están los de la serie 2 y la serie 7 [128]. Entre los de la serie 7, destaca el aluminio AA-7075-T7351, el cual fue usado como material de las llantas de aluminio del rover Curiosity.

Para el caso del titanio, este es considerado uno de los metales más fuertes, es más ligero que el acero y es resistente al calor. Además, se sabe que tiene una gran resistencia a la corrosión, siendo resistente al agua, al agua salada, al ácido clorhídrico, al ácido sulfúrico, a los gases y soluciones de cloruro y a la mayoría de ácidos orgánicos [127]. Industrialmente, se tienen 6 grados de titanio puro (1,2,3,4,7 y 11) y 4 grados de aleaciones de titanio (Ti_6Al_4V , Ti_6Al ELI, $Ti_3Al_{5/2}$ y $Ti_5Al_{5/2}Sn$, de los cuales, el Ti_6Al_4V (grado 5) es el más común y además es muy usado en aplicaciones aero-espaciales. Las aleaciones del titanio conservan su resistencia a la corrosión así como las otras características de los otros elementos con los que se alea [129]. El titanio, como todo metal, eventualmente se llega a oxidar y forma una capa de dióxido de titanio, lo que protege al titanio puro de la corrosión y lo vuelve extremadamente resistente. Por esta razón, el titanio suele ser una buena opción para tuberías ya que a diferencia de otros metales, no necesita revestimiento adicional contra la corrosión [130]. En contraste, el titanio y sus aleaciones tienen un uso limitado a pequeña escala, son relativamente caros y pueden sufrir corrosión por rendija [123].

Para tener una comparación cuantitativa de la tendencia de estos metales a corroerse, se indicarán los potenciales de corrosión de estos. El potencial de corrosión es una variable muy útil en los estudios de corrosión [131]; y, en términos simples, se define como la fuerza electromotriz o voltaje inducido en un metal sumergido en un electrolito respecto a un electrodo de referencia [132]. Mientras más negativo sea el potencial, más tiende el metal a corroerse y formar óxidos; por lo que, se puede comparar el potencial de corrosión de dos metales para saber cual se corroe en mayor medida. Algunos de los metales más usados en la industrial espacial se pueden clasificar, según su potencial de corrosión, de menor a mayor tendencia a corroerse, de la siguiente manera: A286 pasivado, AISI 316 pasivado, AISI 301 pasivado, AISI 304 pasivado, Hastelloy C pasivado, Inconel 92 pasivado, titanio puro, cobre puro, Ti6Al4V, AA 6061, AA 2024, AA 7075-T73 y AA 7072. Además, todos estos metales tienen una alta resistencia a la corrosión bajo tensión. Asimismo, también es importante señalar que existen uniones recomendadas para contactos bimetálicos, como por ejemplo entre la serie 300 del acero inoxidable y las aleaciones de titanio [133].

A3.6. Casos Previos de Éxito

El rover Curiosity aterrizó en Marte en el 2012 [35] y desde entonces ha enviado datos sobre este planeta aún ante las difíciles condiciones que enfrenta. Parte del éxito de este rover se encuentra en los materiales que forman parte de su diseño, entre los cuales se encuentran algunos metales. Por ejemplo, los muelles, las bridas, los brazos de las llantas, los amortiguamientos y parte del sistema de paracaídas se encuentran hechos de titanio. Por otro lado, el aluminio conforma principalmente a los paneles solares y las llantas entre otros componentes. Asimismo, también tiene generadores de gas hechos de acero inoxidable. Otros metales que conforman al Curiosity, en menor medida, son el el acero inoxidable, el bronce y el cobre [134] [135].

Como se mencionó anteriormente en el anexo A2, los rovers idénticos Spirit y Opportunity también desempeñaron una excelente labor durante muchos años en Marte. Se sabe que la estructura principal y el sistema de movimientos de estos rovers estaban hechos de aleaciones de titanio; mientras que, cada uno tenía 6 llantas hechas de una aleación de aluminio [16].

Por otro lado, previamente a los rovers Spirit y Curiosity, se encontraba el rover Sojourner cuyas llantas tenían dientes o garras de acero inoxidable a lo largo de toda la superficie de las llantas. La razón por la que se decidió usar llantas de aluminio en lugar de acero inoxidable en los rovers posteriores tuvo que ver con un tema de peso. Mientras el Sojourner tenía una masa de 11.2 kg y unas llantas de 12.5 cm, el Spirit y el Opportunity tenían una masa de 174 kg y unas llantas de 25 cm cada uno [16]. Además, para los rovers gemelos, se decidió prescindir de los afilados dientes que tenían las llantas del Sojourner para que estos no se enrederan con las bolsas de aire desinfladas del lander una vez que los rovers tuvieran que empezar su recorrido [136]. En general, aunque el titanio es una mejor opción que el aluminio para la mayoría de aplicaciones, debe considerarse las densidades de otros metales muy usados en estas aplicaciones. Se sabe que el titanio tiene una densidad menor que el acero y el aluminio tiene una densidad aún menor que la del titanio.

Además del uso de metales en rovers, estos han tenido muchas otras aplicaciones en la industrial aeroespacial. Por ejemplo, el acero inoxidable es un elemento vital para hacer pernos. Los pernos de una nave espacial suma importancia pues mantienen unidas las diferentes partes de la nave al mismo tiempo que resisten muy bajas presiones y un rango muy amplio de temperatura. Por esta razón, los pernos de acero inoxidable son ideales debido a la gran fuerza de este material así como a su buen desempeño frente a estas condiciones [137].

A3.7. Costo

Un aspecto vital de la selección del material es el costo. Este puede determinar que materiales más baratos se pueden usar para remplazar a otros materiales equivalentes. Otro costo a considerar es el costo de lanzamiento para llevar una masa hasta Marte. En este apartado, se hará una comparación entre ambos costos para comparar económicamente a los posibles materiales de la estructura.

Para enviar algo fuera de nuestro planeta, se requiere invertir en muchas etapas de la misión. Por ejemplo, se invierte en el cohete espacial, en el combustible, en el personal, en el diseño del equipo que irá a bordo, etc. En el caso de la misión Mars Science Laboratory, el presupuesto total para enviar al rover Curiosity, el cual tiene una masa de 900 kg, ascendió a 2500 millones de dólares [138] [139]. Esto es equivalente a un costo de 3 millones de dólares por kilo; sin embargo, este costo incluye el costo de diseño e implementación de todo el rover entre otros costos adicionales; por lo que, la división entre el costo total del proyecto y la masa del rover no es una buena representación del costo para cargar una masa hasta Marte. Por esto, resulta más conveniente usar otro parámetro. Si se asume que el volumen de la estructura será el mismo indistintamente del material; entonces, sería más útil usar el precio total de llevar un determinado volumen hasta Marte. Para averiguar este costo total por volumen, se usará el costo de despegue y el costo por material.

Actualmente, el cohete operativo con mayor capacidad para llegar a Marte es el Falcon Heavy de SpaceX [140] [141]. El costo de vuelo de este cohete es relativamente económico en comparación a los anteriores cohetes; tiene un costo \$90 millones y la carga útil que puede llevar a Marte es de 16 800 kg [142]. Esto equivale a un costo aproximado de \$5500 por kilo.

Además del costo de envío a Marte, también es importante considerar el costo de la adquisición de los materiales. En la figura A3.4 se puede observar, entre otras características, una comparación de precios entre los metales más usados de los casos previos de éxito, los cuales son el titanio, el aluminio y el acero. Con el fin de comparar los precios de forma más detallada, se mostrará a continuación el precio por material de los metales más populares en la industria aero-espacial.

Según el proveedor Online Metals [8], los precios por pulgada cúbica se muestran en la tabla A3.6. Los precios son calculados según una barra sólida circular de 0.25 pulgadas de diámetro y 36 pulgadas de longitud.

Tabla A3.6: Tabla comparativa de precios por volumen entre distintos metales, basado en datos del proveedor Online Metals[8]

	Volumen (in^3)	Precio (\$)	Precio / Volumen ($$/in^3$)
Stainless Steel 304/304L	1.767	3.06	1.732
AA 7075-T6	1.767	5.91	3.345
Ti ₆ Al ₄ V	1.767	35.46	20.07

Por otro lado, se tiene los precios de acuerdo a Metal Miner, una plataforma multimedia online para compra de metales que identifica y analiza las tendencias y dirección del precio de los metales en el mercado [144]. Según esta fuente, se recogieron los precios por libra, en los Estados Unidos, de planchas de diversos metales y estos se muestran en la tabla A3.7.

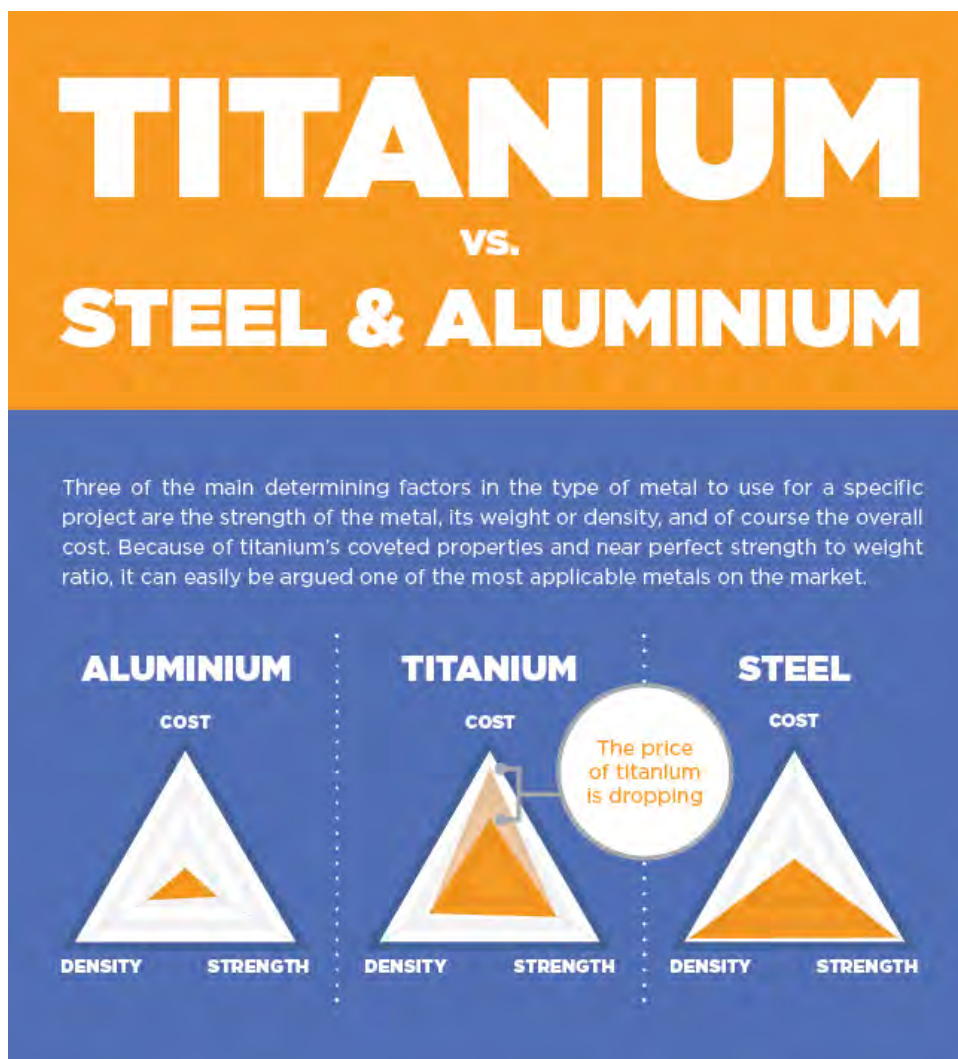


Figura A3.4: Gráfica comparativa entre el acero, el aluminio y el titanio [143]

Tabla A3.7: Tabla comparativa de precios por libra entre distintos metales, basado en datos de Metal Miner [144]

	Precio/libra (\$/lb)
Stainless Steel 304 2B SHEET	1.47
AA 3003-H14 SHEET	1.67
Ti ₆ Al ₆ V BAR	25.60

Luego de haber hallado estos datos, se procederá a hallar el costo por volumen para llevar un material a Marte. Para esto, se sabe que el costo total de la siguiente expresión:

$$C_T = C_L + C_M$$

Donde C_T es el costo total, C_L es el costo de lanzamiento y C_M es el costo de material. Anteriormente, se indicaron los precios de lanzamiento por kilogramo. Asimismo, del proveedor OnlineMetals, se señalaron los precios por volumen; sin embargo, en el caso de los precios obtenidos de Metal Miner, se tienen los precios por kilogramo. Como se desea el precio por volumen, se transformará el precio de lanzamiento por kilogramo a precio por volumen; de igual manera, para los precios por kilogramo de material obtenidos de Metal Miner, se transformarán a precios por volumen. Esto se expresa de la siguiente manera:

$$C_{LVolumen} = C_{LMasa} \times \rho$$

$$C_{MVolumen} = C_{MMasa} \times \rho$$

Donde ρ es la densidad del material. Finalmente, se puede conocer el costo total por volumen al expresarlo de la siguiente forma:

$$C_{TVolumen} = C_{LMasa} \times \rho + C_{MVolumen}$$

$$C_{TVolumen} = C_{LMasa} \times \rho + C_{MMasa} \times \rho$$

Donde la primera expresión servirá para hallar el precio según OnlineMetals y la segunda expresión será útil para hallar el precio según Metal Miner. Después de aplicar estas ecuaciones y los datos hallado anteriormente, se muestran los resultados en la tabla A3.8. De esta tabla, se observa que el precio de mandar acero hasta Marte resulta mucho más caro a comparación de mandar una aleación de titanio; adicionalmente, el precio de mandar aluminio es aún más barato respecto al titanio.

Tabla A3.8: Tabla comparativa de precios por volumen entre distintos metales, basado en proveedor OnlineMetals[8] y en Metal Miner [144]

	Densidad (lb/in^3)	Costo por lanzamiento ($\$/lb$)	Costo por material		Costo por volumen ($\$/in^3$)	
			OnlineMetals ($\$/in^3$)	Metal Miner ($\$/lb$)	OnlineMetals	Metal Miner
Stainless Steel 304	0.289 ^a	2268 ^e	1.732	1.47	657.2	655.9
AA 3003-H14	0.0986 ^b	2268	-	1.67	-	223.8
AA 7075-T6	0.102 ^c	2268	3.345	-	234.7	-
Ti ₆ Al ₄ V	0.160 ^d	2268	20.07	25.60	383	367

^{abcd}Basado en portal MatWeb[145][146][147][148]

^eBasado en SpaceX[142]

Después de analizar cada punto relevante para la elección del material de la estructura de la camilla, se procederá a sintetizar esta información para elegir el material más óptimo.

De las condiciones de carga, resultó que el material recomendable era un metal.

Luego del análisis de la temperatura de Marte, se recomendaron algunos metales. Para los aceros, se recomendó: HY-TUF, HY-80, A286 y austeníticos como los de la serie 300. No se observó inconvenientes en las aleaciones de cobre. En el caso del aluminio, se recomendó la serie 2,5 y 7 del aluminio; como los siguientes: 7079-T6, 2024-T6, 7039-T6, 2014-T6 y 5456-H353. Del titanio, se recomendó: Ti_8Al_1MoV , $Ti_5Al_5Zr_5Sn$, Ti_4Al_3MoV recocido, Ti_6Al_4V , Ti_8Al_2NbTa y Ti_6Al_4V-ELI recocido.

Del análisis de la presión ambiental, se llegó a las siguientes conclusiones. Del acero, es mejor usar los aceros inoxidable y que sean de preferencia austeníticos como el 304. Además, también se pueden usar aleaciones de cobre, níquel, zirconio y titanio. Asimismo, se recomendó no usar cadmio, zinc, magnesio; y en menor medida, aluminio debido a su dificultad para soldar.

El análisis de la radiación ambiental reveló que mientras se usen metales, la radiación al nivel de la superficie no representa un problema.

En el estudio de la corrosión ambiental, se llegó a recomendar los siguientes metales. Para los aceros, se recomendaron aceros inoxidable austeníticos como el 304 y el 316. También se recomendaron las aleaciones de cobre. Asimismo, para el aluminio, se recomendó la serie 2 y la serie 7 como el AA-7075-T7351. Además, se recomendaron aleaciones de titanio como la Ti_6Al_4V . Luego, se indicó la siguiente lista de metales de mayor a menor resistencia a corroerse: A286 pasivado, AISI 316 pasivado, AISI 301 pasivado, AISI 304 pasivado, Hastelloy C pasivado, Inconel 92 pasivado, titanio puro, cobre puro, Ti_6Al_4V , AA 6061, AA 2024, AA 7075-T73 y AA 7072.

En el tema de casos previos de misiones a Marte, se indicó que las aleaciones de titanio eran los material más usados para las estructuras y elementos de los rovers. Por otro lado, el aluminio se usó mayormente para las llantas de estos para ahorrar peso frente al titanio o al acero. El acero, a pesar de su mayor densidad, se usa como material de partes pequeñas, como pernos, debido a su buen rendimiento y al poco peso de estos elementos. También se usaron bronce y cobre.

Del apartado de costos, de la tabla A3.8, se observó que el costo por volumen para mandar acero a Marte es aproximadamente 1.75 veces el costo para el titanio; asimismo, el costo de enviar aluminio es solamente el 60% del costo de enviar titanio.

A3.8. Materiales más Óptimos

Cada punto mencionado ofrece un conjunto de materiales ideales; de los cuales, se elegirá finalmente el material más óptimo. Para esto, se consideró conveniente realizar un diagrama de Venn para ilustrar los resultados. En la gráfica A3.5 se puede observar los conjuntos tomados en cuenta para llegar al resultado final. De las condiciones de carga, se excluyeron a los plásticos y cerámicos. Asimismo, se observa que la radiación tampoco representaba un problema para los metales. Luego, de la gráfica también se observa que el análisis continua dentro del campo de los metales.

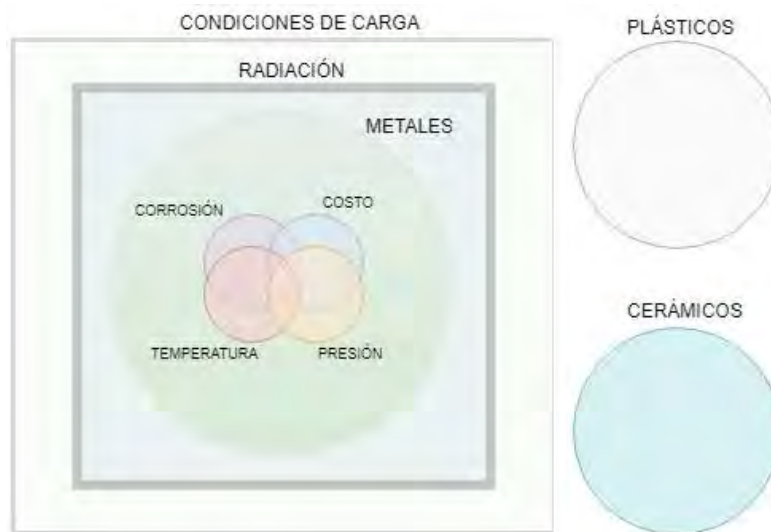


Figura A3.5: Diagrama de Venn para los materiales más óptimos para el chasis
Fuente: Elaboración propia

Antes de proceder a realizar el análisis dentro de los metales, es oportuno mencionar que, para simplificar el análisis, se analizó previamente el conjunto de materiales recomendados tanto por el costo como por los casos previos de éxito dado además que ambos son similares. Como los materiales más usados en los casos previos de Misiones a Marte fueron analizados para el tema de costos, se deduce que el conjunto de costos estaba incluido dentro del conjunto de casos previos como se ve en la gráfica A3.6.

Finalmente, se procedió a hacer el análisis del material más óptimo dentro del grupo de los metales. Los resultados se ilustran en la gráfica A3.7. De esta gráfica, se puede observar que el material que cumple con todos los requisitos es la aleación de Titanio Ti_6Al_4V . Cabe mencionar que otras buenas opciones son los aceros inoxidables de la serie 300 y las aleaciones de aluminio de la serie 2 y 7.

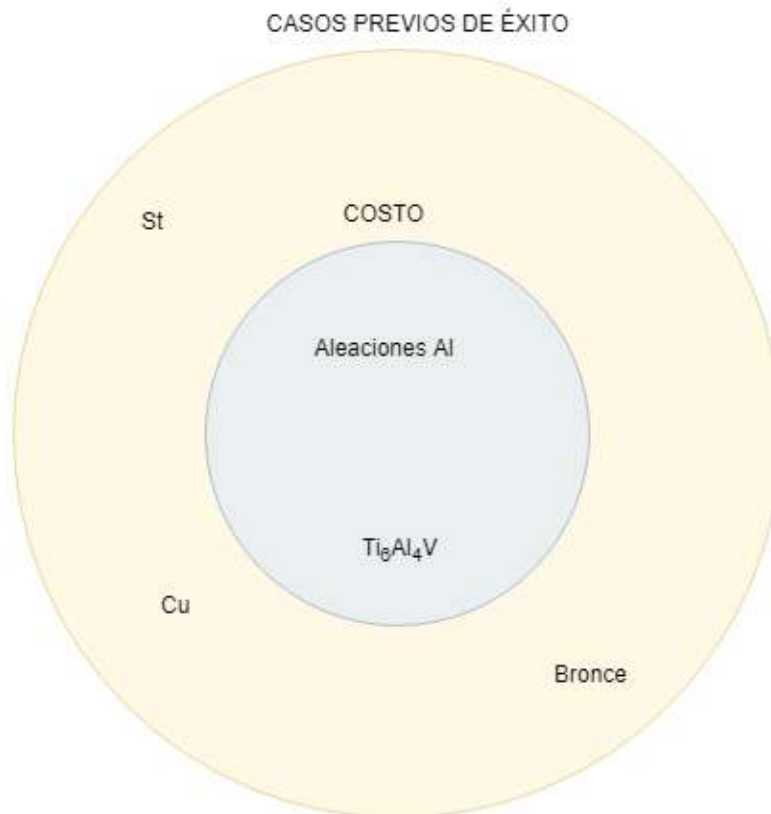


Figura A3.6: Diagrama de Venn entre los Costos y Casos previos
Fuente: Elaboración propia

La razón para seleccionar finalmente al titanio en lugar del aluminio o el acero recae en el costo. Como se señaló anteriormente, el acero inoxidable, debido a su mayor densidad y costo, es una buena opción solo para partes comerciales de poco tamaño; mientras que, el aluminio es una mejor opción para las llantas debido a que éstas representan un gran volumen y por ende, el ahorro adquiere más relevancia. El Ti_6Al_4V , por otro lado, es más resistente que el aluminio frente a todas las condiciones de Marte y al peso de la camilla, además que es mucho más barato que el acero.

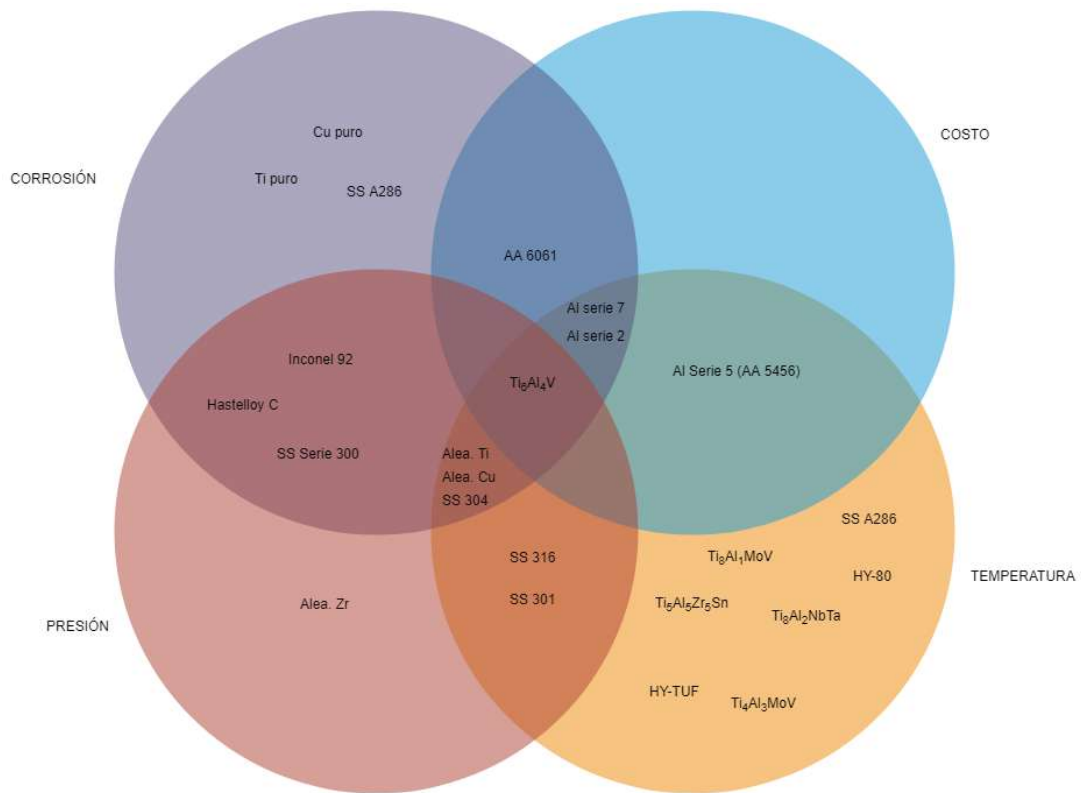


Figura A3.7: Diagrama de Venn para la selección del material más óptimo para el Chasis
Fuente: Elaboración propia



ANEXO A4

Estado del Arte

En la industria, se pueden usar giroscopios con el fin de medir la orientación del eje del giroscopio con respecto al plano horizontal. Entre las aplicaciones más destacadas en las que suelen usar los giroscopios, se encuentran los sistemas de nivelado para cámaras filmadoras, los dispositivos para medir la orientación respecto en barcos y aviones, en dispositivos más pequeños como un Smartphone, y de manera similar, se suelen usar en otras soluciones más sofisticadas que requieran la medición o control de la orientación de una superficie, como por ejemplo en robots bípedos o cuadricópteros. Como ejemplos de los sistemas de auto nivelado, se mencionan los siguientes:

A4.1. Plataforma de Aterrizaje para Vehículos Aéreos no Tripulados VTOL

En el 2015, un equipo multi-disciplinario de ingenieros realizó el diseño e implementación de un dispositivo autónomo móvil cuya función principal es la de ofrecer una superficie de despegue/aterrizaje capaz de auto-nivelarse mediante el uso de inclinómetros y actuadores lineales. A continuación, se muestran imágenes de la implementación del dispositivo; en las figuras A4.1a y A4.1b, se muestran las dos configuraciones disponibles del dispositivo. En la figura A4.1c se muestra el mecanismo de auto-nivelado para la plataforma de aterrizaje, conformado por 4 actuadores lineales DC para nivelar cada esquina del carro.



(a) Configuración extendida de la superficie de aterrizaje



(b) Configuración doblada de la superficie de aterrizaje



(c) Mecanismo de actuador lineal de la plataforma de aterrizaje

Figura A4.1: Plataforma de aterrizaje para vehículos aéreos no tripulados [17]

El sistema cuenta con 4 actuadores lineales DC modelo Duff-Norton LT-100-1-100P que entregan una fuerza lineal de 500 N a lo largo de una carrera de 100 mm, los cuales están acoplados a la plataforma y cuyo extremo lineal está unido a una placa triangular; estas placas van en su otro extremo a una rueda, formando un brazo articulado en cada actuador. De esta manera, cuando la superficie de aterrizaje se desnivela, los actuadores desplazan los brazos de una de las llantas para que la superficie vuelva a mantener un nivel horizontal como se observa en la Figura A4.1c.

El sistema de control consiste en un controlador XMOS XC-1A digital. El driver para los actuadores es un Linear Actuator Controller (LAC) de la marca Firgelli para lograr que los actuadores se mantengan en una posición deseada mediante un potenciómetro, permitiendo así que los actuadores puedan ser manipulados como servomotores mediante ondas PWM. Por otro lado, el sistema cuenta con inclinómetros para medir la orientación de la superficie y en base a la medida sensada, el microcontrolador manda la señal a los actuadores para efectuar la corrección necesaria.

El equipo de desarrollo determinó experimentalmente que la plataforma de aterrizaje logra regresar perfectamente a un nivel horizontal si la inclinación inicial se encuentra en un rango de $25^\circ \pm 1^\circ$. Además, para esto, se ha determinado experimentalmente que el tiempo para regresar a la posición horizontal de referencia demora entre 8 a 18 segundos.

A continuación, se muestra el diagrama de bloques del sistema del control explicado anteriormente:

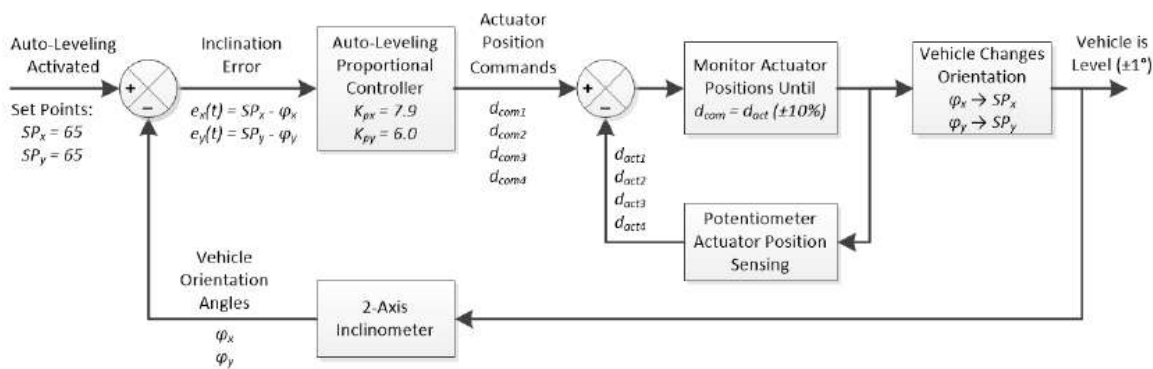


Figura A4.2: Diagrama de bloques del sistema de auto-nivelado [17]

A continuación, se muestra tabla A4.1 la que contiene las características principales de este dispositivo.

Tabla A4.1: Características principales de Plataforma de aterrizaje para vehículos aéreos no tripulados VTOL [17]

Requerimiento de grados	$25^{\circ} \pm 1$
Actuadores	Duff-Norton LT-100-1-100P model. Entregan una fuerza lineal de 500 N a largo de 100 mm de longitud de carrera. Son controlados individualmente con un LAC
Inclinómetro	Murata SCA121T análogo de doble eje para monitorear el eje X y Y.
Convertor Análogo-Digital	LTC1865, de dos canales de 16 bit
Microcontrolador	XMOS XC-1A digital
Tipo de control	Proporcional de lazo cerrado
Peso	La masa del vehículo es de 20 kg y debe soportar 120 kg en el centro de la plataforma
Esfuerzo	Los brazos de control están sujetos cada uno a un esfuerzo máximo de 160.8 MPa según la teoría de Von Mises. El esfuerzo de fluencia del aluminio 6061-T6 es de 275 MPa por lo que el factor de seguridad es de 1.71. Además, la deflexión en el caso máximo es de 1.62 mm
Eficiencia energética	94 %
Capacidad de viaje	13.1 km

A4.2. Una plataforma con Capacidad de Auto-nivelado Electro-hidráulico de Alta Precisión

A continuación, en la figura A4.3 se presenta el resumen del diseño de un sistema de cuatro cilindros electro-hidráulicos para el auto-nivelado de una plataforma.

Para el sistema de control, se usa un sistema híbrido entre un control PID y un sistema de control difuso, los cuales actúan simultáneamente. El control difuso logra sincronizar de mejor manera el movimiento de los cilindros electro-hidráulicos en comparación con los métodos de control clásicos.

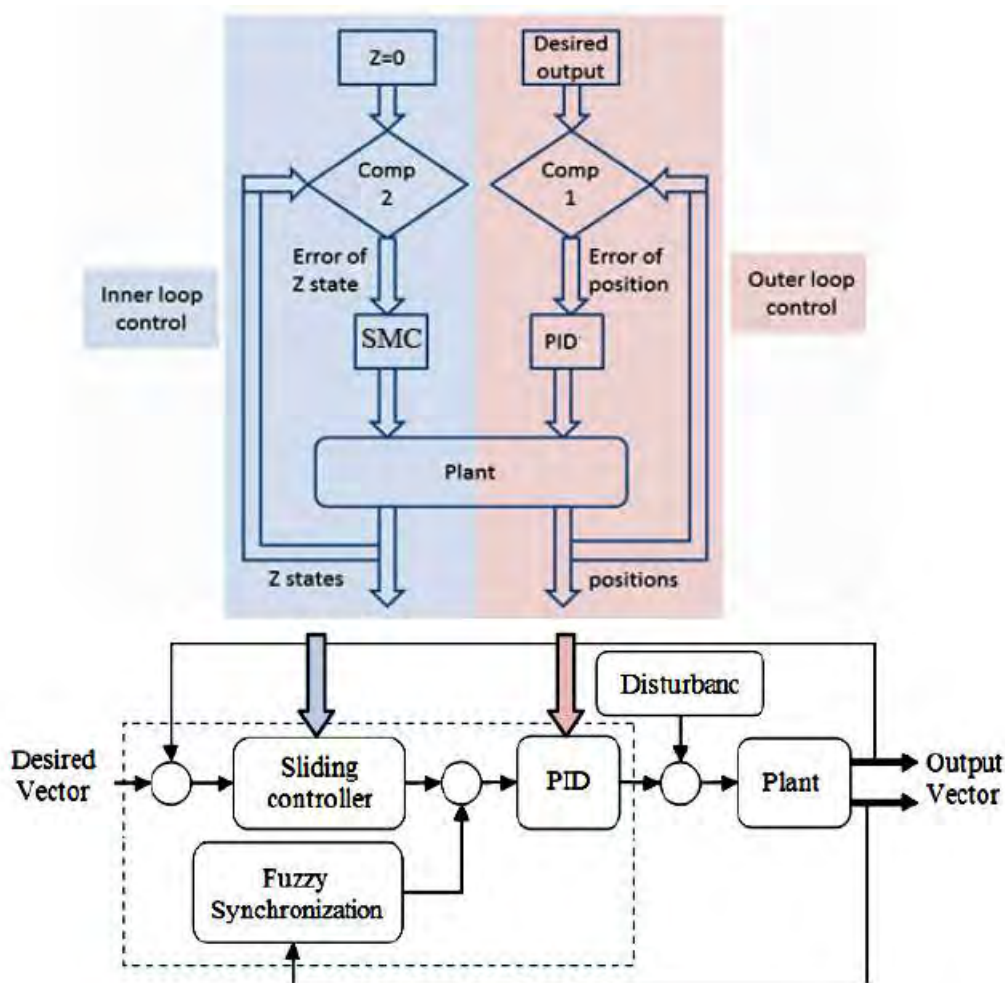
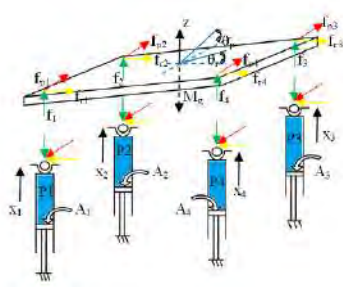
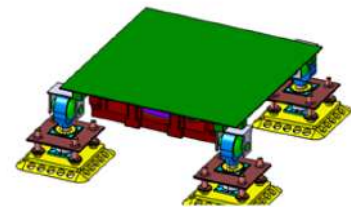


Figura A4.3: Diseño de diagrama de bloques [149]

A diferencia de los demás diseños, este sistema cuenta con un eje de rotación en las uniones entre los cilindros y la plataforma. Este sistema de rotación consiste de la siguiente manera:



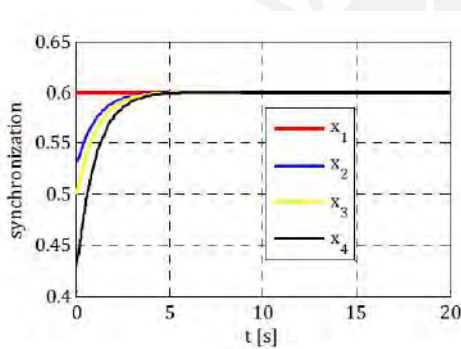
(a) Diagrama de cuerpo libre



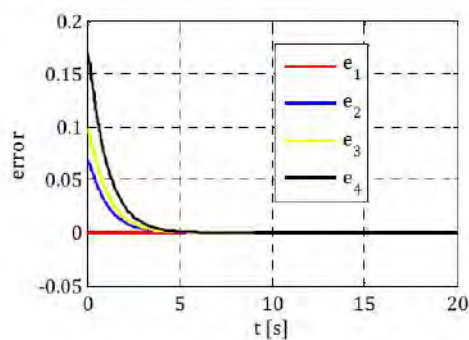
(b) Representación mecatrónica del sistema

Figura A4.4: Modelos de la plataforma con capacidad de auto-nivelado electro-hidráulico de alta precisión [149]

El sistema usa sensores como transductores de presión en los cilindros e inclinómetros para medir el ángulo de la superficie. A su vez, la salida del cilindro de posición y el error de sincronización son entradas del controlador para efectuar las correcciones necesarias. A continuación, se muestran las gráficas de las salidas anteriormente mencionadas:



(a) Gráficas de Salida de posición



(b) Error de control de posición respectivamente

Figura A4.5: Diagramas de simulación de la plataforma con capacidad de auto-nivelado electro-hidráulico de alta precisión [149]

En resumen, se presenta a continuación una tabla con las características principales de este dispositivo.

Tabla A4.2: Características de la plataforma con capacidad de auto-nivelado electro-hidráulico [149]

Masa	120 kg
Tipo de control	Híbrido entre PID y control Fuzzy
Actuadores	4 cilindros electro-hidráulicos de alta precisión

A4.3. Design and Implementation of a Two Wheel Self Balancing Robot with a Two Level Adaptive Control

El siguiente dispositivo [150] corresponde a un dispositivo de dos ruedas cuyo control del balance del mismo se realiza mediante un control PD, el cual se verifica mediante resultados prácticos. Previamente a la implementación del diseño, se realizó el análisis de diseño ante métodos de control como control PID control mediante lógica fuzzy.

La medición de la inclinación se realiza mediante un giroscopio y un acelerómetro. Ambos sensores leen la inclinación y por lo tanto devuelven diferentes mediciones de la misma variable. Cuando los sensores leen que el balance ha cambiado, le envían la señal al controlador y este a su vez luego envía la señal a unos motores DC para hacer girar el eje de las ruedas sobre el cual también va montado una tabla de madera que aloja a los dispositivos electrónicos y a los propios motores. La implementación del dispositivo se muestra a continuación en la figura

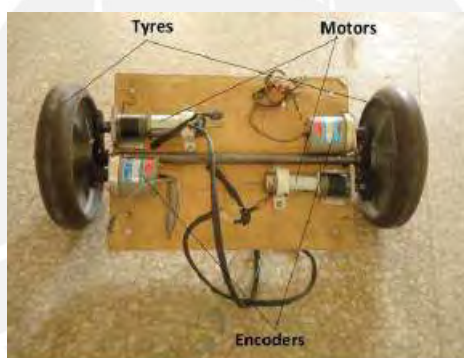


Figura A4.6: Vista de la base de robot autonivelador de dos ruedas [150]

El sensor usado mide la velocidad angular; y mediante integración, se puede obtener el ángulo de la tabla. La desventaja de este tipo de sensores está en que lee un valor de rotación mínimo aún en reposo. Por esta razón, se optó por diseñar un filtro para reducir este error de inclinación, se consideró usar un filtro Karman o un filtro Complementario, optando por el último debido a diversas ventajas respecto al otro filtro como el ahorro de recursos computacionales y tiempo.

Para remover el ruido de alta frecuencia del acelerómetro, se usó un filtro pasa-bajo. En el caso del giroscopio, se integra la lectura seguido de un filtro pasa-alto para eliminar el ruido de baja-frecuencia. Luego, se suman los resultados de salidas de ambos filtros para hallar el ángulo estimado.

El controlador usado fue un Arduino UNO. Los motores usados fueron unos PITTMAN 24 V DC de 6118 RPM los cuales fueron elegidos debido a su fácil disponibilidad y control. Usaron un Puente H de 4 NOMS y 2 PMOS para cada motor. El giroscopio usado fue un IDG 500 y el acelerómetro fue un ADXL335. Se usaron dos baterías, una de 12 V 2.3 Ah para los motores y otra de 12 V 1.2 Ah para el controlador y los sensores. El tipo de control usado es uno adaptativo, que otorga unos parámetros al momento del arranque del motor y otros cuando este se estabiliza según el requerimiento del ángulo. A continuación, se muestra el diagrama de bloques del sistema y la respuesta del control PD en las siguientes figuras.

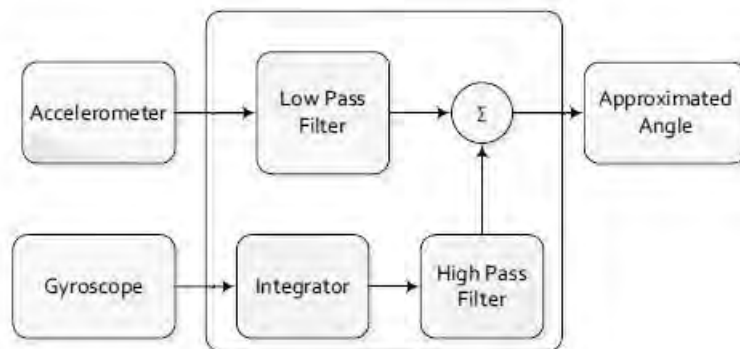


Figura A4.7: Diagrama de bloques del filtro complementario [150]

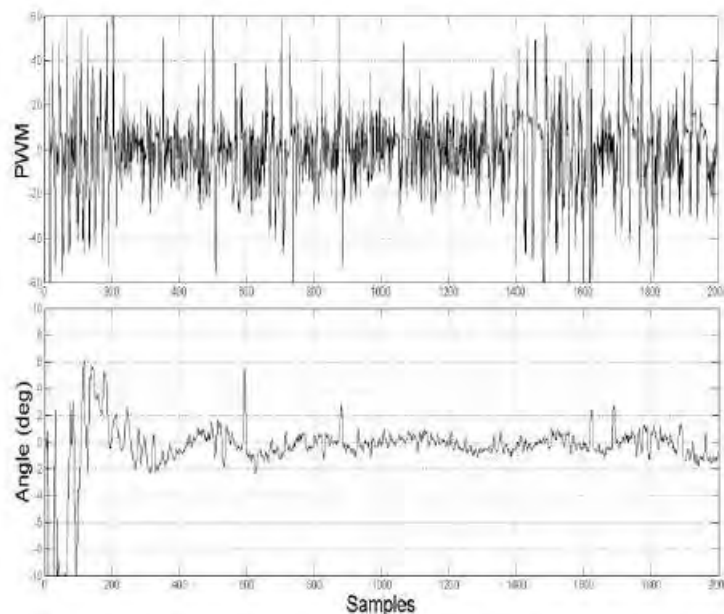


Figura A4.8: Respuesta del controlador PD ($K_p=7$, $K_d=20$) [150]

A continuación, se muestra la respuesta del sistema ante diferentes tipos de control

Tabla A4.3: Respuesta del sistema ante diferentes tipos de control [150]

CONTROLLER	Robot Balance	Obershoots	Resistance against opposite forces
P	Yes	Present	Yes
PD	Yes	Reduced	No
PI	No	-	-
PID	Yes	Increased	Yes
2-level Adaptative PD (Untuned)	Yes	Reduced	Yes
2-level Adaptative PD (Tuned)	Yes	Minimized	Yes

A4.4. Mars Exploration Rovers: Opportunity

El Opportunity fue enviado en el 2004 y ha estado operando en la superficie marciana desde entonces sin detenerse. Entre muchas de las tecnologías novedosas que usa este dispositivo, se encuentra el sistema de transporte patentado por la NASA denominado rocker-bogie [9] el cual a su vez también ha sido usado en los otros rovers enviados a Marte. Este sistema le permite sortear ángulos de 45°; sin embargo, contiene sensores que le impide inclinarse más de 30°.

Otra de las características que comparten con los demás rovers es el material del que está hecho. El chasis está conformado casi completamente de una aleación de titanio con aluminio, material que es muy usado en aplicaciones aero-espaciales debido a su buena resistencia a rangos extremos de temperaturas además que tiene una resistencia a la tracción mejor que el acero y es más liviano. Este material es favorable especialmente en Marte debido a que la temperatura puede llegar a bajar de $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$ [11].

Sin embargo, debido al hecho de que no se puede llevar llantas neumáticas al espacio [11], las ruedas están hechas completamente de metal, particularmente de aluminio y no de titanio debido a que el aluminio presenta mejor resistencia al desgaste superficial ante los terrenos difíciles que se esperaba tener en Marte.

A continuación, se muestra en la figura, una recreación de cómo se vería el dispositivo en la superficie de Marte.

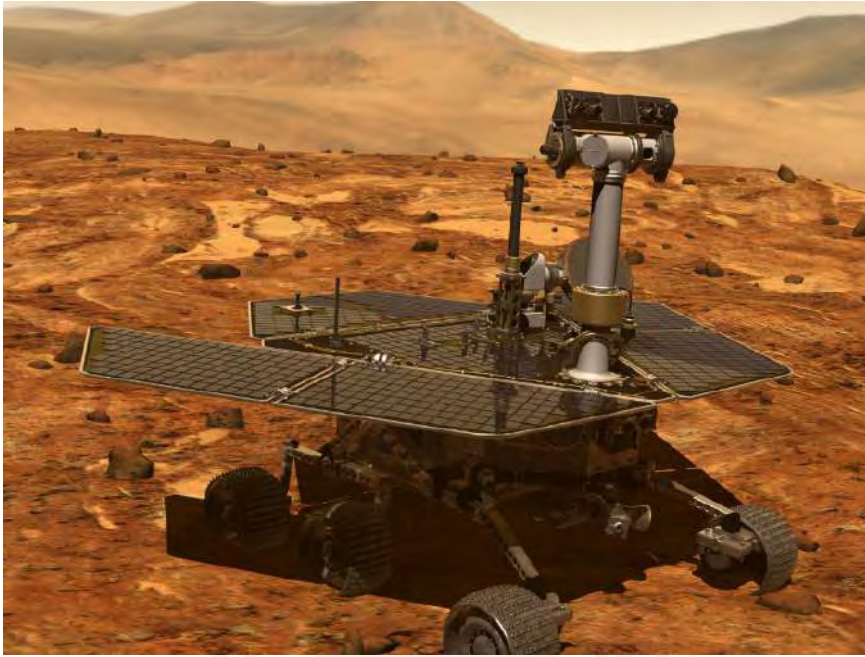


Figura A4.9: Recreación de la NASA del Opportunity en Marte [12]

Respecto a los otros medios mediante los cuales se espera que el rover soporte durante años la condición extrema de la temperatura marciana, se cuenta con un complejo sistema de calentamiento. Los componentes que no están diseñados para soportar por tanto tiempo la temperatura bajo cero como las baterías están alojados en una caja de dispositivos denominada WEB (Warm Electronic box). La temperatura de las baterías no debe estar por debajo de -20°C . Para esto, se cuenta con tres fuentes de calor: calentadores eléctricos resistivos, Radioisotope Thermoelectric Generator (RTG) y con el calor dado por los componentes electrónicos debido a la ley de Joule) [13]. Un RTG es una unidad de calentamiento que funciona en base a 2.7 gramos de isótopos de plutonio-238 de grado bajo) y a diferencia de los calentador eléctricos que pueden prenderse o apagarse, los RHU pueden durar años sin apagarse, otorgando 1 Watt de calor constante [14]. Además, se cuenta con un sistema mecánico de expulsión de calor conocido como HRS que garantiza que el interior de la WEB no alcance temperaturas muy altas [7].

A continuación, se muestra la tabla A4.4 la que contiene las principales características de este dispositivo:

Tabla A4.4: Principales características del rover Opportunity

Velocidad promedio	200 m/h; 100 m/h en terreno difícil
Servomotor de cada rueda	35 Nm
Ruedas	6 ruedas, cada una de diámetro
Masa	174 kg
IMU Litton	LN-200, compuesto de giroscopios y acelerómetros de 3 ejes
Radio de giro	0.9 m a 1.9 m



ANEXO A5

**Análisis del Sistema de Nivelación de
Altura**

Antes de describir el sistema de nivelación de altura, se presentarán algunos aspectos importantes. Primero, se definirán dos procesos de nivelación que serán denominados como principal y secundario.

El proceso de nivelación principal será el proceso mediante el cual se nivelará la superficie donde va a descansar el paciente; esta superficie será denominada cama. La nivelación sobre la cama se denominará principal; porque, de esta dependerá la orientación que finalmente sentirá el paciente. Esta nivelación será automática; es decir, será realizada mediante el trabajo conjunto de motores eléctricos y de sensores. En este proceso, se deseará que la cama se mantenga siempre paralela al suelo para garantizar la estabilidad del paciente; sin embargo, la orientación del suelo variará debido a la forma irregular del terreno. Por esta razón, se deberá definir un suelo de referencia al encender la máquina en base al cual se calibrarán los sensores. Luego de definir un suelo de referencia, la nivelación principal deberá ocurrir siempre respecto a este suelo, independientemente de la irregularidad o inclinación del terreno sobre el cual estarán las llantas.

El proceso de nivelación secundario ocurrirá para facilitar la carga, el transporte y la descarga del paciente. En las camillas convencionales, este es el único mecanismo presente de variación de altura. Este proceso existe para disminuir la altura de la cama hasta un nivel suficientemente cómodo para el personal que deberá colocar al paciente en la cama de la camilla; asimismo, luego de colocar al paciente, este mismo mecanismo permite aumentar la altura lo suficiente para que el personal pueda empujar la camilla de manera ergonómica; finalmente, luego permite disminuir la altura de la cama para permitir que el personal pueda retirar fácilmente al paciente. Este proceso de nivelación suele ser manual. Es importante mencionar también que la nivelación de este proceso no deberá ser necesariamente respecto al suelo inicial de referencia, como en el caso de la nivelación principal; sino que, podrá ocurrir respecto a la superficie real debajo de las llantas; esto debido a que el sistema de nivelación principal ya estará regulando la orientación respecto a la superficie de referencia.

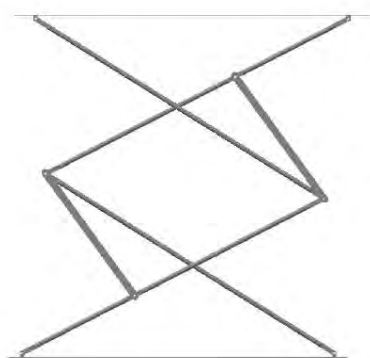
Una vez que se han distinguido estos dos procesos, se procederá a explicar las partes del sistema. El sistema de nivelación de altura se divide en tres niveles o plataformas, las cuales son: inferior, media y superior.

En el nivel inferior se ubicarán las llantas, el sistema de suspensión y la caja eléctrica. El nivel medio de la camilla contiene a los motores y sus reductores. El nivel superior será donde se ubicarán la cama y el paciente.

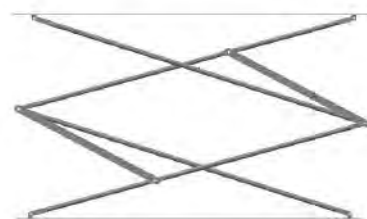
A partir de estas definiciones, se procederá a explicar los dos mecanismos del sistema de nivelación. Primero, se explicará el mecanismo para la nivelación secundaria. Luego, se explicará el mecanismo para el proceso de nivelación principal.

A5.1. Mecanismo de Nivelación Secundario

Este mecanismo unirá el nivel medio con el inferior, será manual y se encargará de cambiar la altura entre ambas plataformas; a la vez, que garantizará que estas siempre sean paralelas. Una versión simplificada se muestra en la figura A5.1 de manera ilustrativa. Es necesario indicar que, en el diseño completo y a diferencia de la figura, el mecanismo mostrado se repetirá simétricamente. Este diseño garantiza, por geometría, que el nivel medio e inferior siempre serán paralelos. Por ejemplo, en la figura A5.1a y en la figura A5.1b se pueden observar las versiones extendidas y contraídas del mecanismo; sin embargo, en ambas versiones, se puede apreciar que las plataformas media e inferior son paralelas. En la figura A5.1c se observa una vista isométrica del mecanismo.



(a) Vista de perfil del mecanismo extendido de nivelación secundario



(b) Vista de perfil del mecanismo contraído de nivelación secundario



(c) Vista isométrica del mecanismo de nivelación secundario

Figura A5.1: Mecanismo simplificado de nivelación secundario
Fuente: Elaboración propia

La razón geométrica de que ambas plataformas se mantengan siempre paralelas se demostrará a continuación.

Observe la gráfica A5.1a donde se muestra el mecanismo extendido. Se pueden apreciar 6 barras y 2 planchas; de las cuales, 4 barras tienen la misma longitud $L1$ y las otras 2 tienen otra longitud $L2$. Asimismo, la distancia inferior y superior en las planchas son iguales. Esto se ilustra de mejor manera en la gráfica A5.2.

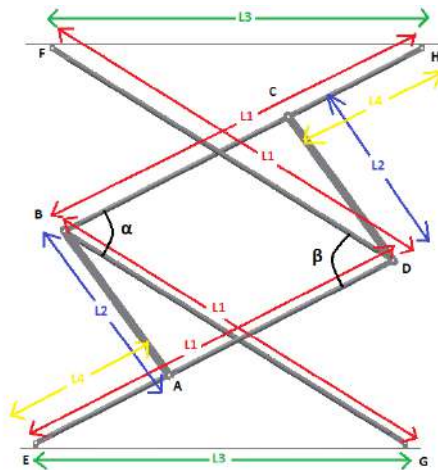


Figura A5.2: Diagrama 1 del mecanismo secundario
Fuente: Elaboración propia

De la figura A5.2, observe que las barras acotadas con rojo tienen longitud $L1$, las barras acotadas con azul tiene longitud $L2$, las distancias superior e inferior acotadas con verde tienen longitud $L3$ y las distancias \overline{CH} y \overline{AE} acotadas con amarillo tienen longitud $L4$. Identifique además los ángulos α y β y los vértices A, B, C, D, E, F, G y H. Luego, analice el cuadrilátero ABCD. La distancia \overline{BC} es igual a $L1 - L4$ y la distancia \overline{AD} también es igual $L1 - L4$. Al tener lados opuestos iguales, se deduce que el cuadrilátero ABCD es en realidad un paralelogramo; por lo tanto, los ángulos α y β son iguales. Después, observe los triángulos EDF y GBH; ambos son isósceles con lados y ángulo iguales; por lo tanto, ambos triángulos son equivalentes. Se deduce luego que las distancias \overline{EF} y \overline{GH} son iguales.

Ahora, examine el cuadrilátero EFGH, el cual, tiene las lados opuestos iguales, por lo tanto, es un paralelogramo. Luego, queda demostrado que las líneas \overline{EG} y \overline{FH} son paralelas.

Una vez que se ha demostrado que este mecanismo garantiza que las plataformas sean paralelas, se procederá a explicar el resto de las partes de la nivelación secundaria, las cuales se muestran en la figura A5.3.

En la gráfica A5.3a se puede apreciar que el mecanismo de la figura A5.3 se ha duplicado simétricamente. Además, para que ambos mecanismos se muevan al mismo tiempo, se agregó una guía transversal, tal como se aprecia en la figura A5.3b. Luego, para permitir que la altura pueda variar manualmente, se añadió un husillo entre ambas guías y al final de un extremo del husillo se instaló un timón; de esta manera, el mecanismo bajará o subirá solo cuando el husillo gire con el timón. La versión del mecanismo de nivelación secundario, con todas sus partes, se puede observar en la figura A5.3c.

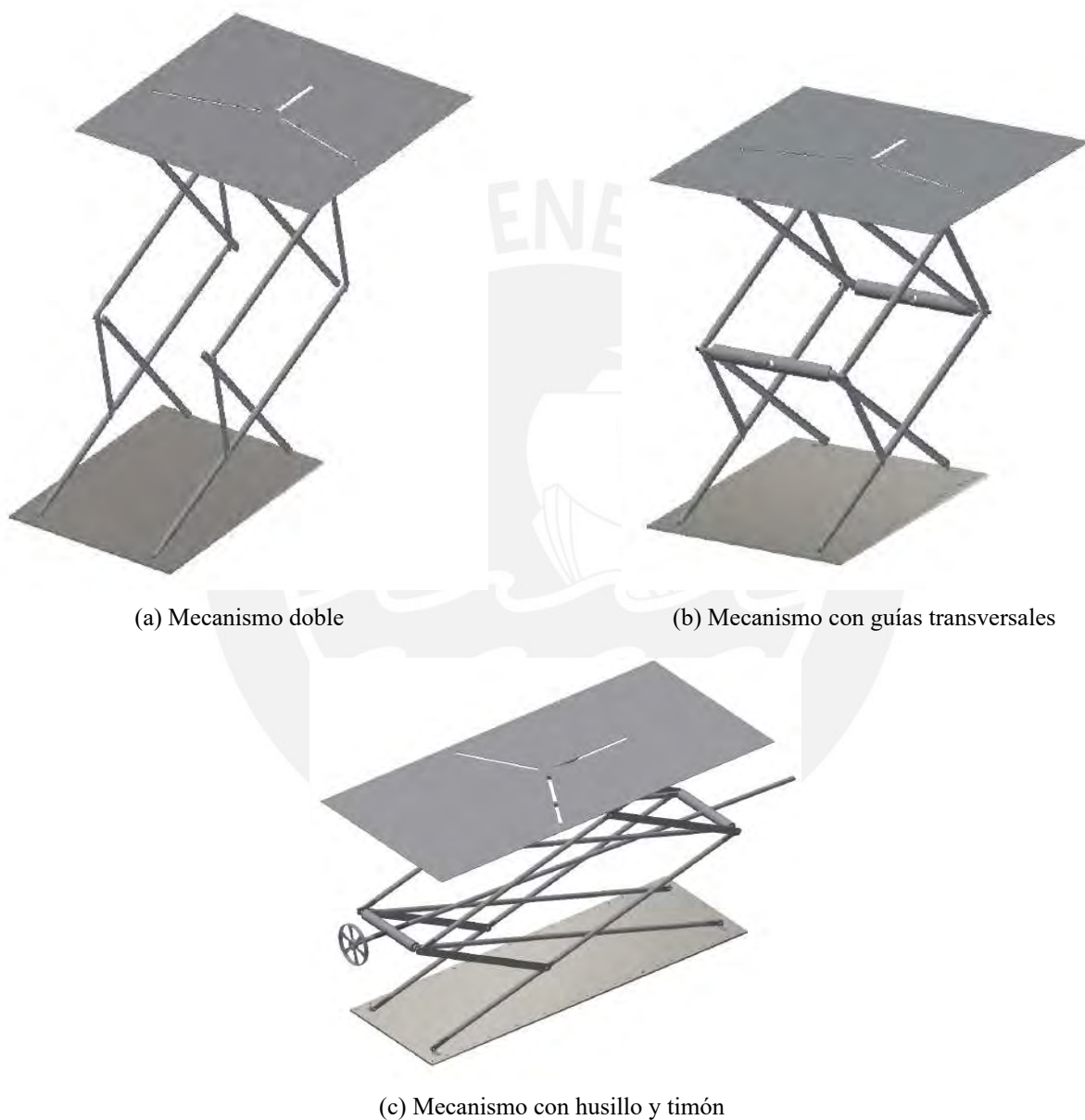


Figura A5.3: Partes del mecanismo de nivelación secundario
Fuente: Elaboración propia

A5.2. Mecanismo de Nivelación Principal

Como se mencionó anteriormente, el mecanismo de nivelación principal se encargará de posicionar la cama del paciente de forma paralela a un suelo de referencia, el cual será definido al inicio de la calibración. Para esto, se analizó el estado del arte de mecanismos que puedan mantener la horizontalidad de una superficie. Entre ellos, se analizó la plataforma Gough–Stewart. La plataforma propuesta inicialmente por Stewart contaba inicialmente con no más de 6 actuadores lineales; los cuales, estaban empotrados en su extremos fijos; y en su extremo variable, estaban unidos a la plataforma. Esta plataforma tenía 6 grados de libertad y se inventó inicialmente con el fin servir como un mecánicas flexible para simular condiciones de vuelos en entrenamientos de pilotos. Un bosquejo general de esta plataforma se puede apreciar en la figura A5.4.

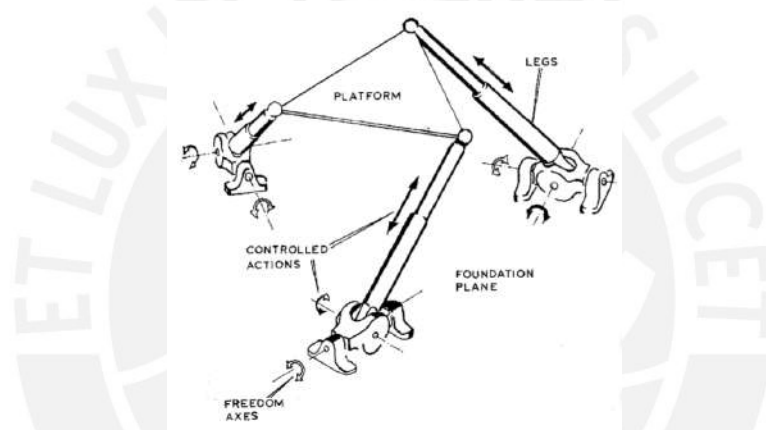


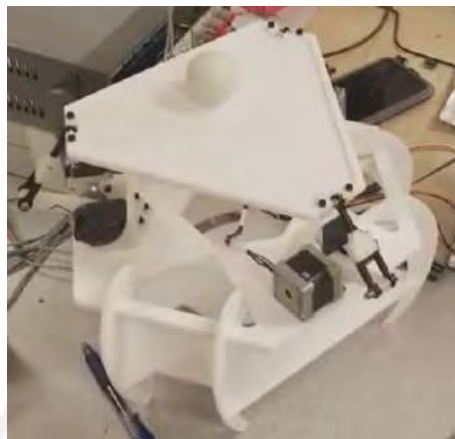
Figura A5.4: Configuración general de una plataforma Stewart [151]

Por otro lado, con el tiempo se han ido diseñando variaciones de la plataforma Stewart original para diversas aplicaciones. Por ejemplo, en la figura A5.5 se puede observar una plataforma Stewart de 3 grados de libertad que es accionada mediante motores. En la figura A5.5a se observa el diseño CAD y en la figura A5.5b se observa la versión física del diseño.

El diseño propuesto por esta camilla también se basa en la plataforma Stewart. Se propone usar 3 motores colocados en el nivel medio de la camilla. Cada motor irá su vez acoplado a un mecanismo de biela-manivela. Cada mecanismo de biela-manivela, en su otro extremo, irá unido mediante una unión esférica al nivel superior de la camilla. En la figura A5.6 se pueden observar algunas partes del mecanismo de nivelación principal. En la figura A5.6a se pueden apreciar los motores, las bielas-manivelas y la plataforma media; y en la figura A5.6b, las bielas, las uniones esféricas y el nivel superior.



(a) Diseño CAD



(b) Versión física

Figura A5.5: Plataforma Stewart de 3 grados de libertad [152]



(a) Plataforma con motores y sus mecanismos de biela-manivela



(b) Vista de las bielas, uniones esféricas y plataforma superior

Figura A5.6: Mecanismo de nivelación principal
Fuente: Elaboración propia

Una vez presentado este mecanismo, se analizará como es que mediante los motores, se manipulará la inclinación del nivel superior. Para esto, es necesario analizar los grados de libertad del mecanismo, para lo que será necesario aplicar la fórmula de Grübler. Esta fórmula se enuncia en la ecuación A5.1.

$$dof = m(N - 1) - \sum_{i=1}^J c_i \quad (A5.1)$$

Donde:

dof : Número de grados de libertad.

N : Número de links (incluyendo el bastidor).

m : Número de grados de libertad de un cuerpo rígido (3 para un plano y 6 para el espacio R^3).

i : Número de la junta o articulación.

c_i : Número de restricciones de la articulación i .

J : Número de articulaciones.

Para resolver la fórmula de Grübler, se sabe que hay 6 barras (3 bielas, 3 manivelas), la plataforma superior y la plataforma media (bastidor), por lo que $N = 8$. Además, se tienen 3 articulaciones de revolución entre las manivelas y los motores, 3 articulaciones de revolución entre las manivelas y las bielas y 3 articulaciones esféricas entre las bielas y la plataforma superior. Se sabe que las articulaciones de revolución restringen 5 grados de libertad y las esféricas 3 grados de libertad. Por último, el análisis se hará en un espacio de tres dimensiones; por lo que, finalmente, se rempazan estos datos en la ecuación A5.1.

$$dof = 6 \times (8 - 1) - \underbrace{\sum_{i=1}^6 5}_{\text{Revolute Joints}} - \underbrace{\sum_{i=1}^3 3}_{\text{Spherical Joints}}$$

$$dof = 6 \times 7 - 30 - 9$$

$$dof = 3 \quad (A5.2)$$

El resultado de la ecuación A5.2 expresa que el número de variables independientes para conocer la posición de todo el sistema es 3. En otras palabras, si se manipulan 3 variables independientes, se manipulará también cada parte del sistema. Es decir, se verifica que es posible posicionar la plataforma superior en la posición que se desee con solo modificar 3 variables. Estas variables serán las posiciones angulares de las manivelas, las que serán modificados por los motores a los que irán acopladas.

Visto que ya se verificó que es posible controlar la posición de la plataforma superior con solo tres motores acoplados a las manivelas, se procedió a buscar en la literatura una relación matemática entre la posición de la plataforma superior y la posición angular de los ejes de los motores para una plataforma Stewart de 3 grados de libertad.

En base a la investigación realizada [153], se encontró que, en un manipulador paralelo, como las plataformas Stewart, el análisis de la cinemática inversa resulta fácil a comparación del análisis por cinemática directa. Esto quiere decir, que para una posición conocida de la plataforma superior, no resulta complicado hallar la posición angular de los ejes de los motores. Sin embargo, el proceso opuesto resulta complicado; es decir, deducir la posición de la plataforma superior en base a la posición angular de los ejes de los motores no es un proceso tan directo. Esto se pudo verificar más adelante al intentar resolver la cinemática directa de este caso en particular; por lo que, finalmente solo se resolvió la cinemática inversa, cuyo algoritmo se procederá a explicar a continuación.

Para empezar, se definieron 15 marcos de referencia. Para determinar la orientación de los ejes de los marcos, se usarán las medidas del IMU instalado en la camilla; el cual, estará instalado dentro de la caja eléctrica. Este IMU constará de un giroscopio, un acelerómetro y un magnetómetro para medir los cambios de posición angular respecto a sus 3 ejes. El IMU medirá la posición angular en todo momento y la diferencia de esta posición con la posición angular inicial definida al momento de la calibración. Los ángulos que medirá el IMU servirán para definir la orientación de los ejes del marco de referencia ubicado en este IMU. A continuación, se definirán los 9 marcos referenciales que fueron útiles para resolver la cinemática inversa:

- Marco- $\{s\}$: Ubicado en el centro de los tres motores. La dirección del eje X será hacia un motor designado en el diseño, denominado motor 1. La dirección del eje Z será perpendicular al plano de la plataforma, hacia arriba. Las direcciones de sus ejes serán constantes aún si el sistema se mueva o gira en cualquier dirección. El IMU debe ser calibrado de tal manera que la posición cero de los ángulos debe coincidir con estos ejes.

- Marco- $\{b\}$: Se ubicará en el marco- $\{s\}$; su eje X apuntará hacia el motor 1 y su eje hacia arriba del plano de la plataforma; pero, a diferencia del marco- $\{s\}$, el marco marco- $\{b\}$ será solidario a la plataforma media; por lo que, la dirección de sus ejes cambiará en todo instante a la vez que gira la plataforma media. El IMU medirá constantemente los cambios de dirección de estos ejes respecto a los ejes del marco- $\{s\}$.
- Marco- $\{sv_1\}$: Será ubicado solidariamente en el motor 1. La dirección del eje X de este marco apuntará en dirección hacia el marco- $\{b\}$ y su eje Z tendrá la misma dirección y sentido que el eje Z del marco- $\{b\}$.
- Marco- $\{sv_2\}$: Será ubicado solidariamente en el motor 2. La dirección del eje X de este marco apuntará en dirección hacia el marco- $\{b\}$ y su eje Z tendrá la misma dirección y sentido que el eje Z del marco- $\{b\}$.
- Marco- $\{sv_3\}$: Será ubicado solidariamente en el motor 3. La dirección del eje X de este marco apuntará en dirección hacia el marco- $\{b\}$ y su eje Z tendrá la misma dirección y sentido que el eje Z del marco- $\{b\}$.
- Marco- $\{c\}$: Se ubicará en la plataforma superior, en el centro de las uniones esféricas. Será además solidario a la plataforma. Su eje X apuntará hacia la unión esférica correspondiente al motor 1 y su eje Z apuntará perpendicularmente al plano de la plataforma superior, hacia arriba de esta.
- Marco- $\{e_1\}$: Ubicado en la unión esférica correspondiente al motor 1. Estará posicionado en la plataforma superior, siendo solidario a esta. Su eje X apuntará al marco- $\{c\}$ y su eje Z tendrá la misma dirección y sentido que el eje Z del marco- $\{c\}$.
- Marco- $\{e_2\}$: Ubicado en la unión esférica correspondiente al motor 2. Estará posicionado en la plataforma superior, siendo solidario a esta. Su eje X apuntará al marco- $\{c\}$ y su eje Z tendrá la misma dirección y sentido que el eje Z del marco- $\{c\}$.
- Marco- $\{e_3\}$: Ubicado en la unión esférica correspondiente al motor 3. Estará posicionado en la plataforma superior, siendo solidario a esta. Su eje X apuntará al marco- $\{c\}$ y su eje Z tendrá la misma dirección y sentido que el eje Z del marco- $\{c\}$.
- Marco- $\{r_1\}$: Ubicado en el centroide de la biela 1; su eje X apunta hacia el origen del marco $\{e_1\}$; su eje Y tiene la misma dirección y sentido que el eje Y del marco $\{sv_1\}$.
- Marco- $\{r_2\}$: Ubicado en el centroide de la biela 2; su eje X apunta hacia el origen del marco $\{e_2\}$; su eje Y tiene la misma dirección y sentido que el eje Y del marco $\{sv_2\}$.

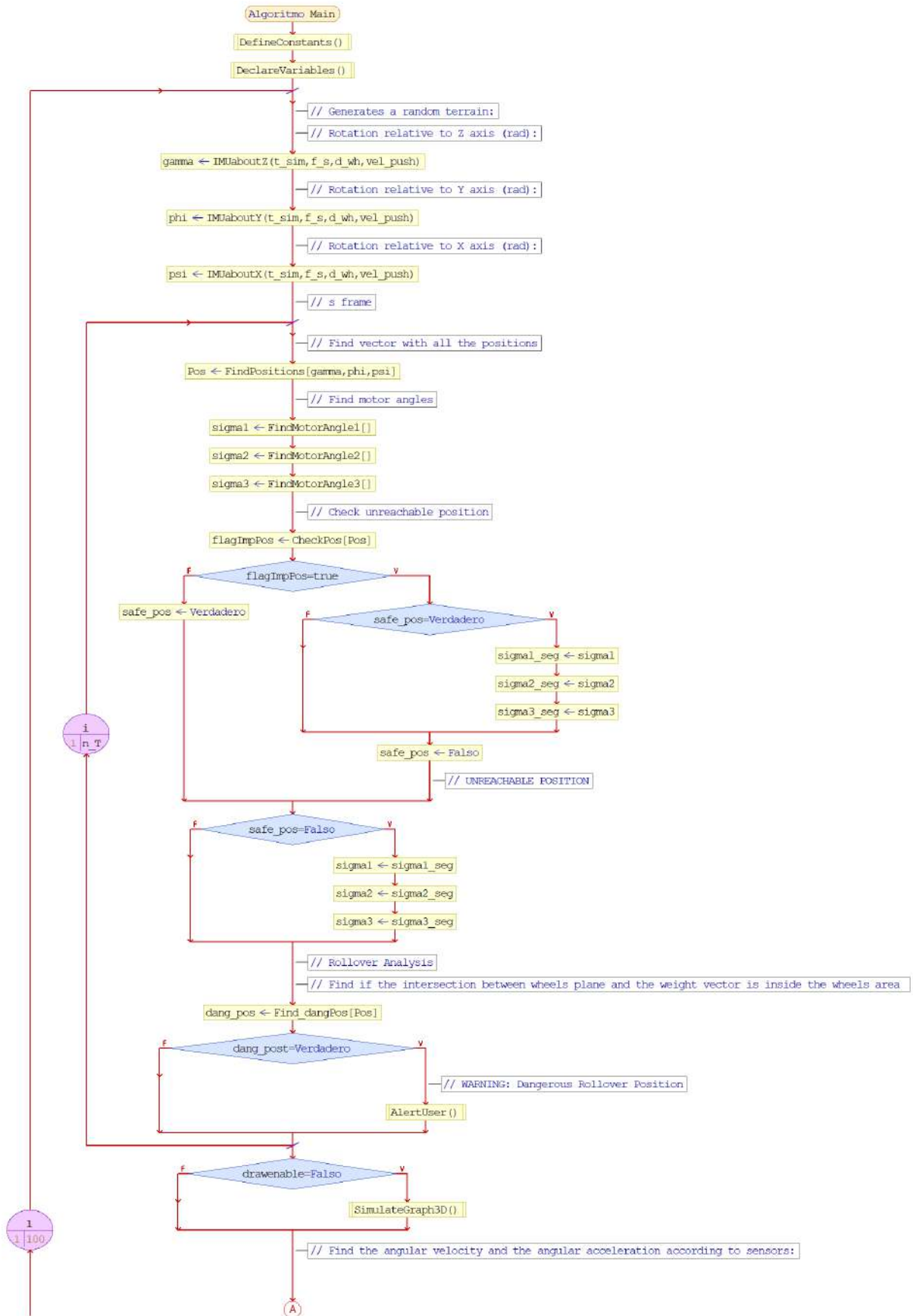
- Marco- $\{r_3\}$: Ubicado en el centroide de la biela 3; su eje X apunta hacia el origen del marco $\{e_3\}$; su eje Y tiene la misma dirección y sentido que el eje Y del marco $\{sv_3\}$.
- Marco- $\{c_1\}$: Ubicado en el centroide de la manivela 1. Su eje X apunta hacia su respectivo motor y su eje Y tendrá la misma dirección y sentido que el eje Y de marco $\{sv_1\}$.
- Marco- $\{c_2\}$: Ubicado en el centroide de la manivela 2. Su eje X apunta hacia su respectivo motor y su eje Y tendrá la misma dirección y sentido que el eje Y de marco $\{sv_1\}$.
- Marco- $\{c_3\}$: Ubicado en el centroide de la manivela 3. Su eje X apunta hacia su respectivo motor y su eje Y tendrá la misma dirección y sentido que el eje Y de marco $\{sv_1\}$.

Luego de definir estos marcos, se procedió a elaborar un algoritmo con el fin de resolver la cinemática inversa; es decir, con el objetivo de deducir el giro de cada motor para una posición deseada de la plataforma superior. El diagrama de flujo del programar principal de este algoritmo se muestra en la figura A5.7. Para este fin, era necesario tener datos procedentes del IMU; por ello, además se hicieron tres programas para simular las lecturas del IMU cuando la camilla se desplazase sobre la superficie de Marte. Debido a que se espera que la superficie de Marte sea irregular, se consideró que el IMU podría recibir lecturas de variaciones tales como piedras, huecos o pendientes. Por ello, se realizaron tres programas para simular las lecturas del IMU; los cuales se muestran en las figuras A5.8, A5.9 y A5.10. A continuación, se procederán a explicar los programas para simular las lecturas del IMU; luego, se explicará el funcionamiento del diagrama principal.

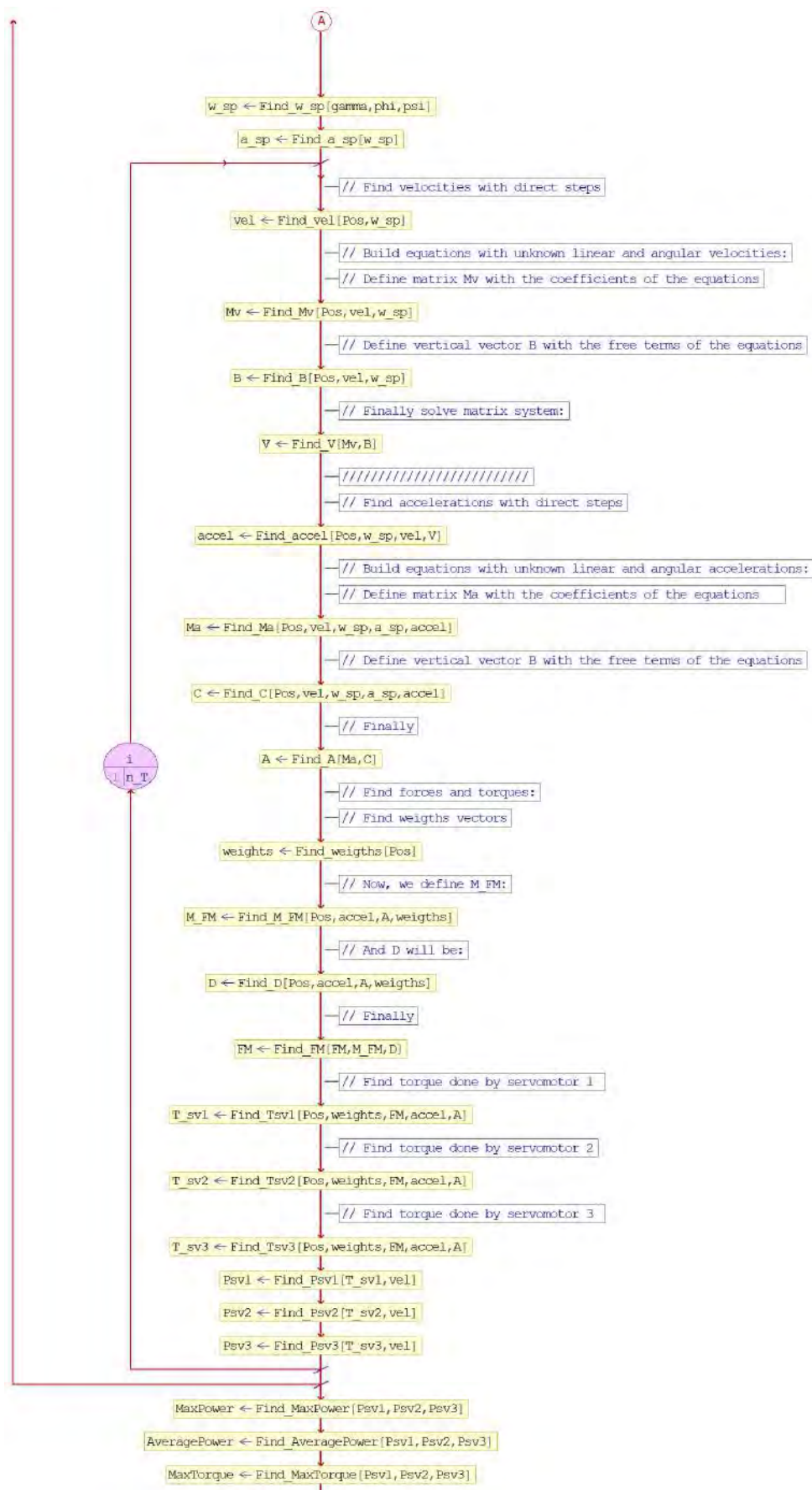
A5.2.1. Simulación del IMU.

Las lecturas realizadas por el IMU se dividieron en tres partes: las lecturas respecto al eje Z, respecto al eje Y y respecto al eje X.

En la figura A5.8 se muestra el diagrama de flujo respecto al eje Z. El objetivo de este programa es simular cambios de dirección respecto al eje Z, lo que equivale a simular un cambio de dirección al girar el timón. Para ello, se asumió que el conductor decide cambiar de dirección de la siguiente manera. Cuando han pasado 0 segundos, la probabilidad de no cambiar de dirección será del 100%; y, después de 6 segundos, la probabilidad de no haber cambiado de dirección, al menos una vez, será del 0%. Se definió que la probabilidad de no cambiar de dirección, ni una vez, dentro de ese intervalo será lineal. Con este enunciado, se halló la expresión matemática de esa probabilidad, la cual se muestra a continuación:



(a) Fragmento 1



(b) Fragmento 2

Figura A5.7: Diagrama de flujo del programa principal para simular el sistema de nivelación
Fuente: Elaboración Propia

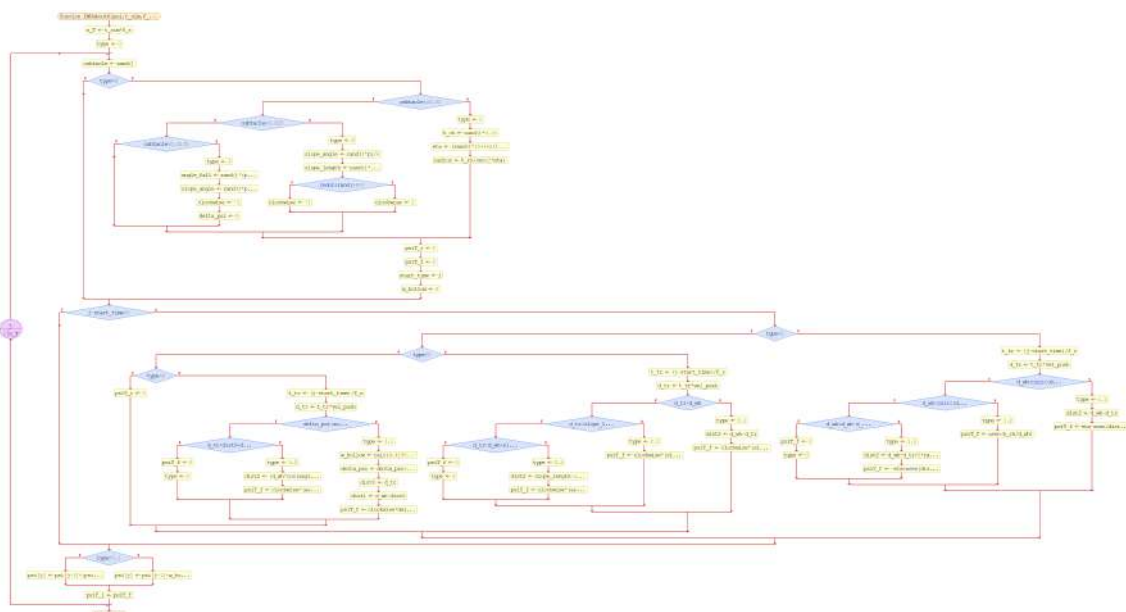


Figura A5.10: Diagrama de flujo para simular la lectura del IMU respecto al eje X

Fuente: Elaboración propia

Del enunciado:

$$P_{no}(1) = 1 = 100\%$$

$$P_{no}(1)P_{no}(2) \dots P_{no}(i) = \frac{N - i}{N - 1}$$

Donde $P(i)$ es la probabilidad 4en la iteración i y N es el número total de iteraciones.

Para hallar $P_{no}(i)$, se hará un procedimiento por inspección:

Primera iteración:

$$P_{no}(1) = 1$$

$$P_{si}(1) = 1 - P_{no}(1)$$

$$P_{si}(1) = 1 - 1$$

$$P_{si}(1) = 0$$

Segunda iteración:

$$P_{no}(1)P_{no}(2) = \frac{N - 2}{N - 1}$$

$$P_{no}(1)^{-1} \times P_{no}(2) = \frac{N - 2}{N - 1}$$

$$P_{no}(2) = \frac{N - 2}{N - 1}$$

$$P_{si}(2) = 1 - P_{no}(2)$$

$$P_{si}(2) = 1 - \frac{N - 2}{N - 1}$$

$$P_{si}(2) = \frac{1}{N - 1}$$

Tercera iteración:

$$P_{no}(1)P_{no}(2)P_{no}(3) = \frac{N - 3}{N - 1}$$

$$\cancel{P_{no}(1)}^1 \times \cancel{P_{no}(2)}^{\frac{N - 2}{N - 1}} \times P_{no}(3) = \frac{N - 3}{N - 1}$$

$$P_{no}(3) = \frac{N - 3}{N - 2}$$

$$P_{si}(3) = 1 - P_{no}(3)$$

$$P_{si}(3) = 1 - \frac{N - 3}{N - 2}$$

$$P_{si}(3) = \frac{1}{N - 2}$$

⋮

i-ésima iteración (Por inducción):

$$P_{no}(i) = \frac{N - i}{N + 1 - i}$$

$$P_{si}(i) = \frac{1}{N + 1 - i} \quad (A5.3)$$

El resultado de la ecuación A5.3, se muestra en la anotación "B1" del diagrama de flujo de la figura A5.8. Asimismo, en el algoritmo A5.1 se puede observar la implementación en código MATLAB.

Algoritmo A5.1: Probabilidad de cambiar de dirección respecto al eje Z

```

1 % Other code ...
2 % f_s is the sample frequency of the IMU
3 % Time to reach 100% of probability:
4 t_change = 6; % 6 seconds to check change of direction
5 % The number of IMU periods from 0% to 100% will be:
6 n_T_change_direction = t_change*f_s; % Total number of iterations
7 % Other code ...
8 if rand(1,1) < 1/(n_T_change_direction+1-i)
9 % Other code ...
10 end
11 % Other code ...

```

Una vez que se presenta un cambio de dirección, se deciden los parámetros como dirección o tiempo de giro; luego, se hace variar el ángulo durante ese tiempo de la siguiente manera. La velocidad angular aumentará desde 0 en el momento inicial hasta $\pi/9 \text{ rad s}^{-1}$ a la mitad del tiempo de giro; después, la velocidad angular disminuirá desde el valor de $\pi/9 \text{ rad s}^{-1}$ hasta 0 una vez que el tiempo de giro haya acabado. Esto se muestra en la anotación "B2 del diagrama A5.8 y en el algoritmo A5.2.

Algoritmo A5.2: Variación de velocidad angular en el eje Z

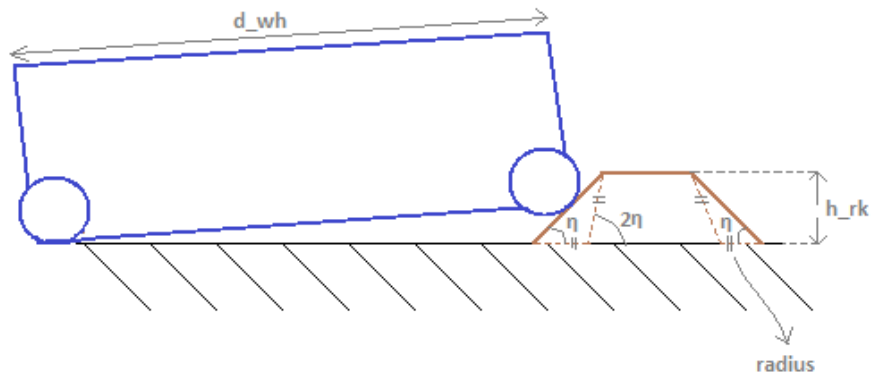
```

1 % Other code ...
2 % i_start is the iteration when the direction change starts
3 % changedTime is the time since the direction change started
4 % w_change is the angular velocity, pre-defined in pi/6
5 % type is the type of change
6 if i_start <= round(f_s*changedTime/2)
7     w_change = w_change_d*i_start/(round(f_s*changedTime/2));
8     type = 1.1; % angular velocity is increasing
9 else
10    w_change = w_change_d*(f_s*changedTime-i_start)/round(f_s*
11    changedTime/2);
12    type = 1.2; % angular velocity is decreasing
13 end
14 % Other code ...

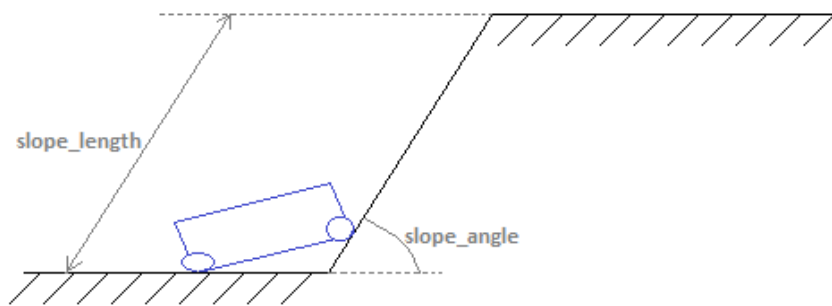
```

En el caso de la simulación respecto al eje Y, observe la figura A5.9. En síntesis, el programa consiste en simular la variación de ángulo respecto al eje Y debido a tres tipos de obstáculos: piedras, pendientes y agujeros. El programa define que la probabilidad, en cada iteración, de encontrarse una piedra es de 1%; mientras que, para una pendiente, es de 1.5%; y para un agujero, es de 1.75%. Cuando se encuentra un obstáculo, en la misma iteración, se definen aleatoriamente todas las características necesarias para ese tipo de obstáculo. Si no se encuentra ningún obstáculo, el ángulo se mantiene igual; y luego, se vuelve a analizar la siguiente iteración. En la figura A5.11 se observan las tres características simuladas por el programa. Dentro del algoritmo, las piedras fueron denominadas como obstáculo de tipo 1, las pendientes como obstáculos de 2 y los agujeros como obstáculos de tipo 3.

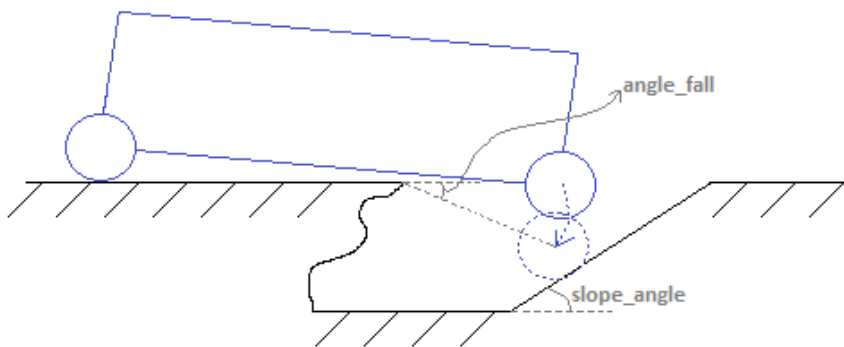
En la figura A5.11a se puede observar que las piedras fueron simuladas como si fueran trapecios isósceles



(a) Representación virtual de las piedras



(b) Representación virtual de las pendientes



(c) Representación virtual de los agujeros

Figura A5.11: Características simuladas por el IMU respecto a los ejes X y Y
Fuente: Elaboración propia

les. Las variaciones de ángulo cuando la camilla atraviesa una piedra fueron calculadas para cada uno de los tres lados de la piedra en base a la velocidad de la camilla y las longitudes de la piedra. El algoritmo calcula en que parte de la piedra debe estar la camilla en base al tiempo transcurrido; y en base a eso, luego calcula el ángulo que ha aumentado o disminuido respecto a la anterior iteración. En la anotación "B3" de la figura A5.9 se indica el bloque que corresponde al obstáculo de tipo piedra. En el algoritmo A5.3 se muestra el código implementado en Matlab para calcular la variación de ángulo debido a una piedra.

Algoritmo A5.3: Variación de ángulo para un obstáculo tipo piedra en los ejes X y Y

```

1  % Other code ...
2  type = 1; % type of obstacle
3  h_rk = rand(1,1)*0.15; % height of the rock (m)
4  eta = (rand(1,1)*15+15)/180*pi; % slope angle of polygon between 15°
   and 30°
5  radius = h_rk/sin(2*eta);
6  % Other code ...
7  if type < 2 % ROCK
8  % Find the rock part where the front wheel is located:
9  t_tr = (j-start_time)/f_s; % traveled time (s) since found rock
10 d_tr = t_tr*vel_push; % traveled distance (m) since found rock
11 if d_wh < sqrt((d_wh-d_tr+radius+radius*cos(2*eta))^2+h_rk^2)
12     % if it's in the left part
13     type = 1.1;
14     dist2 = d_wh-d_tr;
15     rotT_f = eta-asin(dist2*sin(eta)/d_wh); % Final angle
16 elseif d_wh < sqrt((d_wh-d_tr+radius+radius*cos(2*eta)+h_rk)^2+h_rk
   ^2)
17     % if it's in the central part
18     type = 1.2;
19     rotT_f = asin(h_rk/d_wh);
20 elseif d_wh < d_wh-d_tr+2*radius+2*radius*cos(2*eta)+h_rk
21     % if it's in the right part
22     type = 1.3;
23     dist2 = d_wh-d_tr+2*radius+2*radius*cos(2*eta)+h_rk;
24     rotT_f = -eta+asin(dist2*sin(eta)/d_wh);
25 else
26     % if the IMU doesn't detect the rock, then continue moving
   normally
27     rotT_f = 0;
28     type = 0;
29 end
30 % Other code ...

```

En la figura A5.11b se indica como se modeló virtualmente el obstáculo de tipo pendiente. De manera similar al caso de las piedras, el algoritmo divide esta fase en 3 partes: cuando la camilla esta entrando a la pendiente, cuando la camilla viaja por la pendiente y cuando la camilla está abandonando la pendiente para regresar a un nivel horizontal. Asimismo, el programa calcula en que fase de la pendiente está la camilla; para luego, calcular la variación del ángulo. En la anotación "B4" de la figura A5.9 se indica el bloque que corresponde al obstáculo de tipo piedra; y, en el algoritmo A5.4 se muestra el código implementado para calcular la variación de ángulo debido a una pendiente.

Algoritmo A5.4: Variación de ángulo para un obstáculo tipo pendiente en los ejes X y Y

```

1  % Other code ...
2  type = 2;
3  slope_angle = rand(1,1)*pi/6; %Random slope angle between 0° and 30
4  slope_length = rand(1,1)*(10-d_wh)+d_wh; %Random length in meters
   of slope between d_wh and 10
5  if round(rand(1,1)) == 1; %random direction
6     clockwise = 1; %upward
7  else
8     clockwise = -1; %downward
9  end
10 % Other code ...
11 elseif type < 3 %SLOPE
12     %traveled time (s) since found slope
13     t_tr = (j-start_time)/f_s;
14     d_tr = t_tr*vel_push; %traveled distance (m) since found
   slope
15     if d_tr < d_wh
16         % if the gurney is changing its orientation
17         type = 2.1;
18         dist2 = d_wh-d_tr;
19         rotT_f = clockwise*(slope_angle - asin(dist2*sin(
   slope_angle)/d_wh));
20     elseif d_tr < slope_length
21         % if the entire gurney is travelling through the
   slope
22         type = 2.2;
23         rotT_f = clockwise*(slope_angle);
24     elseif d_tr < d_wh+slope_length
25         % if the gurney is recovering its original
   orientation
26         type = 2.3;
27         dist2 = slope_length-(d_tr-d_wh);
28         rotT_f = clockwise*(asin(dist2*sin(slope_angle)/d_wh
   ));
29     else
30         % if the IMU doesn't detect the slope, then continue
   moving normally
31         rotT_f = 0;
32         type = 0;
33     end
34 % Other code ...

```

Finalmente, el último tipo de obstáculo que se simula en el IMU corresponde a un hueco. El modelo analizado corresponde al de la figura A5.11c. El programa considera dos fases: cuando la llanta delantera por el hueco y cuando la camilla recupera la orientación del suelo. El diagrama de flujo de este tipo de obstáculo se puede apreciar en la anotación "B5" de la figura A5.9. Asimismo; en el algoritmo A5.5 se muestra el código implementado para calcular la variación de ángulo debido a un agujero.

Algoritmo A5.5: Variación de ángulo para un obstáculo tipo hueco en los ejes X y Y

```

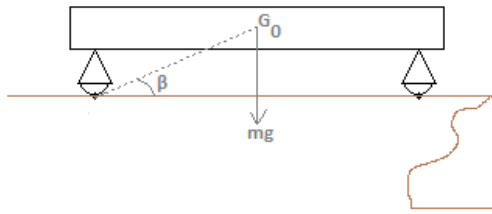
1  % Other code ...
2  type = 3;
3  angle_fall = rand(1,1)*(pi*5/180); %Random angle between 0° and 5°
4  slope_angle = rand(1,1)*pi/180*20+pi/180*5; %Random angle between 5
   ° and 25°
5  clockwise = -1;
6  delta_rot = 0;
7  % Other code ...
8  elseif type<4 %HOLLOW
9  t_tr = (j-start_time)/f_s; %traveled time (s) since found hollow
10 d_tr = t_tr*vel_push; %traveled distance (m) since found hollow
11 if delta_rot < angle_fall
12     % if the gurney is falling through the hollow
13     type = 3.1;
14     w_hollow = sqrt(3.5861*sin(t_tr-0.3628)+1.27262); % angular
   velocity
15     delta_rot = delta_rot+w_hollow/f_s; % fallen angle
16     dist0 = d_tr; %traveled distance (m) until hollow bottom
17     dist1 = d_wh-dist0; % distance from back wheel final
   position to front wheel start position
18     rotT_f = clockwise*delta_rot;
19 elseif d_tr < dist0+d_wh*cos(angle_fall)+d_wh*sin(angle_fall)/tan(
   slope_angle)-d_wh
20     % if the gurney is recovering its original orientation
21     type = 3.2;
22     dist2 = (d_wh*cos(angle_fall)+d_wh*sin(angle_fall)/tan(
   slope_angle))-(d_tr-dist0);
23     rotT_f = clockwise*(asin(dist2*sin(slope_angle)/d_wh)-
   slope_angle);
24 else
25     % if the IMU doesn't detect the hollow, then continue moving
   normally
26     rotT_f = 0;
27     type = 0;
28 end
29 % Other code ...

```

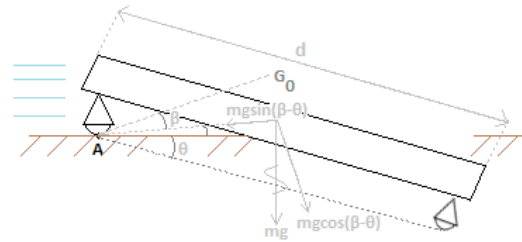
Del algoritmo A5.5, en la línea 14 del código, se observa la fórmula para calcular la velocidad angular de caída. Esta fórmula se deducirá a continuación. Para ello, observe la figura A5.12b. En la figura, se muestra el DCL de la camilla mientras cae en un agujero. Para hallar la aceleración angular, se aplicará el principio de D'Alembert para cuerpos rígidos en movimiento plano con centro de reducción en el punto A. Este principio se enuncia en la ecuación A5.4.

$$\sum \vec{M}_{A_{ext}} = (I_G + r^2_{G/A} M) \vec{\alpha} \quad (A5.4)$$

Donde:



(a) Posición de la camilla cuando antes de caer



(b) DCL de la camilla mientras cae por la llanta delantera

Figura A5.12: Diagramas de la camilla para el obstáculo tipo agujero
Fuente: Elaboración propia

$\sum \vec{M}_{A_{ext}}$: Suma de momentos externos respecto del punto A .

I_G : Momento de inercia respecto al centroide G .

$r_{G/A}$: Distancia entre el centroide G y el punto A .

M : Masa total del cuerpo rígido.

Al aplicar la ecuación A5.4 en la figura A5.12b, resulta lo siguiente:

$$mg \cos(\beta - \theta) \frac{d}{2} = (I_G + (d/2)^2 m) \times \vec{\alpha}$$

$$\alpha = \frac{mg \cos(\theta - \beta) d/2}{I_G + (d/2)^2 m}$$

De donde se conoce que la masa es 329.859 kg, β es 20.786°, d es 2.33 m, I_G es 349.736 71 kg mm² y la gravedad de Marte es 3.720 76 m s⁻² (tabla A1.1). Entonces, la expresión se reduce como sigue a continuación:

$$\alpha = 1.79305 \times \cos(\theta - 0.36278) \tag{A5.5}$$

Para resolver esta ecuación diferencial, se hará el cambio de la ecuación A5.6:

$$\alpha d\theta = \omega d\dot{\theta} \tag{A5.6}$$

Luego, se reemplaza la expresión de alfa de la ecuación A5.5 en la ecuación A5.6, con lo que queda lo siguiente:

$$1.79305 \times \cos(\theta - 0.36278) d\theta = \omega d\dot{\theta}$$

$$\int_0^\theta 1.79305 \times \cos(\theta - 0.36278) d\theta = \int_0^\omega \omega d\dot{\theta}$$

$$1.79305 \times \sin(\theta - 0.36278) - (-1.79305 \times \sin(0 - 0.36278)) = \frac{\omega^2}{2} - 0$$

$$\sqrt{2 \times (1.79305 \times \sin(\theta - 0.36278) + 0.63631)} = \omega$$

$$\omega = \sqrt{3.5861 \sin(\theta - 0.36278) + 1.27262} \quad (\text{A5.7})$$

Finalmente, la ecuación A5.7 demuestra la expresión en la línea 14 del algoritmo A5.5.

Una vez realizado el programa para simular las lecturas del IMU respecto al eje Y, se programó el mismo código para simular las lecturas respecto al eje X, tal como se observa en las figuras A5.9 y A5.10. Este código se repitió; porque, se espera que los obstáculos detectados respecto al eje Y sean del mismo tipo que los obstáculos detectados respecto al eje X.

En vista de que ya se explicó el funcionamiento de los programas para simular el IMU en la superficie de Marte, se continuará por explicar el funcionamiento del programa principal.

A5.2.2. Programa principal.

Dentro del programa principal, luego de inicializar las variables, se corren los programas para simular el IMU. Esto se muestra en el algoritmo A5.6. En este código, mediante las funciones IMUaboutZ, IMUaboutY e IMUaboutX, se generan los vectores gamma, phi y psi, respectivamente; que a su vez, contienen los ángulos detectados por el IMU en sus respectivos ejes. Luego se genera la matriz rotación R_{sb} con las expresiones [154] mostradas en las líneas 11, 12, 13 y 14. En la línea 15 se genera la matriz de transformación T_{sb} en base a R_{sb} y sabiendo además que los marcos $\{s\}$ y $\{b\}$ tienen el mismo origen.

Algoritmo A5.6: Bloque del diagrama principal para simular el IMU

```

1 % Other code...
2 % Rotation relative to Z axis (rad):
3 [gamma, typegamma] = IMUaboutZ(t_sim, f_s);
4 % Rotation relative to Y axis (rad):
5 [phi, typephi] = IMUaboutY(t_sim, f_s, d_wh, vel_push);
6 % Rotation relative to X axis (rad):
7 [psi, typepsi] = IMUaboutX(t_sim, f_s, d_wh, vel_push);
8 % Other code...
9 % Simulate an IMU by rotating gamma angles around z, y and x axes
  respectively, in that order. Then gets T_sb
10 rot_gamma_z = [cos(gamma(i)) -sin(gamma(i)) 0; sin(gamma(i)) cos(
  gamma(i)) 0; 0 0 1];
11 rot_phi_y = [cos(phi(i)) 0 sin(phi(i)); 0 1 0; -sin(phi(i)) 0 cos(
  phi(i))];
12 rot_psi_x = [1 0 0; 0 cos(psi(i)) -sin(psi(i)); 0 sin(psi(i)) cos(
  psi(i))];
13 R_sb(:, :, i) = rot_gamma_z*rot_phi_y*rot_psi_x;
14 T_sb = [R_sb(:, :, i) [0;0;0]; 0 0 0 1];
15 % Other code...

```

Luego, se generan las transformaciones desde el marco $\{s\}$ a los marcos $\{sv1\}$, $\{sv2\}$ y $\{sv3\}$ en base a la geometría del diseño, la cual se puede ver en la figura A5.13. Esto se muestra a continuación:

$$R_{bsv1} = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad p_{bsv1} = \begin{bmatrix} ir_{sp} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$T_{bsv1} = \begin{bmatrix} R_{bsv1} & p_{bsv1} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$T_{ssv1} = T_{sb} \times T_{bsv1}$$

$$R_{bsv2} = \begin{bmatrix} \sin(\pi/6) & \sin(\pi/3) & 0 \\ -\cos(\pi/6) & \cos(\pi/3) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad p_{bsv2} = \begin{bmatrix} -ir_{sp} \sin(\pi/6) \\ ir_{sp} \cos(\pi/6) \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$T_{bsv2} = \begin{bmatrix} R_{bsv2} & p_{bsv2} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$T_{ssv2} = T_{sb} \times T_{bsv2}$$

$$R_{bsv3} = \begin{bmatrix} \sin(\pi/6) & -\sin(\pi/3) & 0 \\ \cos(\pi/6) & \cos(\pi/3) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad p_{bsv3} = \begin{bmatrix} -ir_{sp} \sin(\pi/6) \\ -ir_{sp} \cos(\pi/6) \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$T_{bsv3} = \begin{bmatrix} R_{bsv3} & p_{bsv3} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$T_{ssv3} = T_{sb} \times T_{bsv3}$$

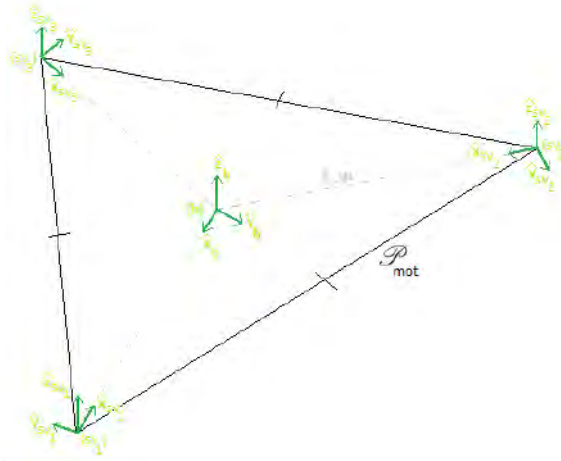


Figura A5.13: Geometría del plano de los motores
Fuente: Elaboración propia

Después, se puede hallar la transformación del marco $\{c\}$ al marco $\{e1\}$; la que, será de utilidad luego.

Esto se muestra a continuación:

$$R_{ce1} = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad p_{ce1} = \begin{bmatrix} ir_up \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$T_{ce1} = \begin{bmatrix} R_{ce1} & p_{ce1} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

Ahora, se deben hallar los orígenes de los marcos $\{e1\}$, $\{e2\}$, $\{e3\}$ y $\{c\}$. Para ello, se hará el siguiente análisis. Se sabe que cada mecanismo de biela-manivela está contenido en un plano y este contiene al motor y a la unión esférica relativos al mecanismo; en otras palabras, habrán 3 planos, llamados $\mathcal{P}1$, $\mathcal{P}2$ y $\mathcal{P}3$, que contendrán, cada uno, a un mecanismo de biela manivela y a sus respectivos motor y unión esférica. Se puede observar, por geometría, que la intersección de estos 3 planos es una recta, denominada \mathcal{L} , que siempre pasa por el origen del marco $\{s\}$. Es importante señalar además que \mathcal{L} no necesariamente contiene al origen del marco $\{c\}$. Por otro lado, se desea que el nivel superior sea siempre horizontal y además que esté ubicado a una altura de 324 mm respecto al origen del marco $\{s\}$; es decir, los orígenes de los marcos $\{e1\}$, $\{e2\}$, $\{e3\}$ y $\{c\}$ estarán contenidos en el plano $z = 0.324$ m, denominado \mathcal{P}_{sup} . Toda esta información se visualiza en la gráfica A5.14.

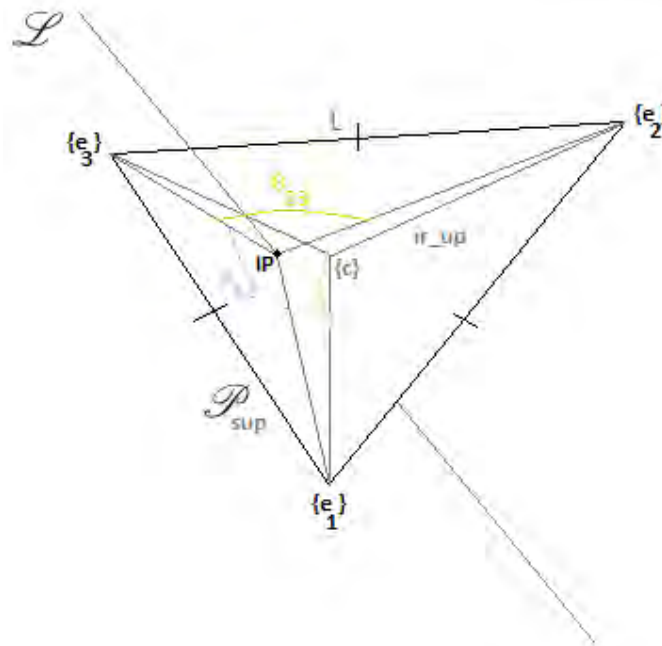


Figura A5.14: Geometría del plano superior
Fuente: Elaboración propia

Resulta necesario señalar algunas características de la figura A5.14 para ayudar a entender las deducciones posteriores. Visualice el punto IP que es la intersección de la recta \mathcal{L} con el plano \mathcal{P}_{sup} ; el cual, como se mencionó, no necesariamente coincide el origen del marco $\{c\}$. La posición del punto IP puede ser hallada fácilmente después de haber hallado \mathcal{L} . Note además los ángulos θ_{12} , θ_{13} y θ_{23} formados por el punto IP con los orígenes de los marcos $\{e_1\}$, $\{e_2\}$ y $\{e_3\}$ y note además la longitud ir_up del triángulo equilátero formado por estos orígenes.

Ahora observe la figura A5.15. En esta gráfica, se definieron segmentos de recta, paralelos a \mathcal{L} , desde cada origen de los marcos $\{sv_1\}$, $\{sv_2\}$ y $\{sv_3\}$ hasta el plano \mathcal{P}_{sup} . La intersección de estos segmentos de recta con el plano \mathcal{P}_{sup} se denominaron IP_1 , IP_2 e IP_3 . Al igual que en el punto IP , es posible hallar IP_1 , IP_2 e IP_3 si se conoce la recta \mathcal{L} . Después de hallar IP_1 , IP_2 e IP_3 , es posible hallar un vector que vaya desde cada uno de estos puntos hasta el punto IP ; estos vectores fueron denominados \vec{V}_1 , \vec{V}_2 y \vec{V}_3 y se pueden visualizar en la gráfica. Luego, es posible hallar θ_{12} , θ_{13} y θ_{23} si se aplica la fórmula de ángulos entre dos vectores para cada par de vectores. Luego de conocer estos ángulos y el lado del triángulo, se puede usar conocimientos de geometría para hallar la distancia desde el punto IP a los puntos IP_1 , IP_2 y IP_3 . Esto permitirá hallar a los orígenes de los marcos $\{e_1\}$, $\{e_2\}$ y $\{e_3\}$. A continuación, se procederá a resolver este razonamiento.

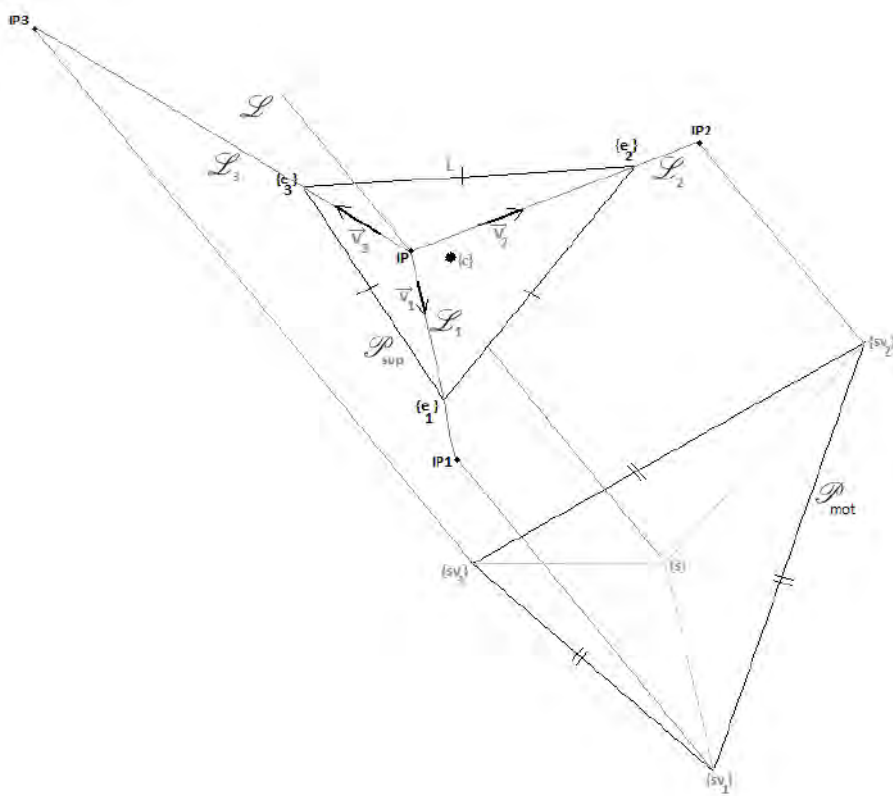


Figura A5.15: Geometría del sistema de ambos planos
Fuente: Elaboración propia

Primero, se hallará la intersección \mathcal{L} de los planos; sin embargo, solo es necesario hallar la intersección de dos planos; ya que, se sabe que los tres planos se intersectan en la misma recta. Para hallar la intersección de dos planos, primero se deben hallar sus normales; por lo que, solo se hallarán las normales de los planos \mathcal{P}_1 y \mathcal{P}_2 que contienen a los marcos $\{sv_1\}$ y $\{sv_2\}$ respectivamente. De la figura A5.13 se puede observar que las normales de los planos \mathcal{P}_1 , \mathcal{P}_2 y \mathcal{P}_3 son paralelas a los vectores unitarios de sus respectivos marcos; los cuales a su vez, están expresados en su matriz de rotación. Es decir, las normales de los planos \mathcal{P}_1 y \mathcal{P}_2 se pueden expresar de la siguiente manera:

$$normal_P1 = \hat{y}_{ssv1}$$

$$normal_P2 = \hat{y}_{ssv2}$$

Luego, al hacer el producto vectorial de estas dos vectores, resulta un vector paralelo a la recta intersección de ambos planos. Este vector se denominará \vec{V}_{int} :

$$\vec{V}_{int} = normal_P1 \times normal_P2$$

Cualquier punto dentro de la recta \mathcal{L} ahora se puede expresar de la siguiente forma:

$$\mathcal{L} : (0, 0, 0) + t (V_{int_x}, V_{int_y}, V_{int_z})$$

$$IP = t \times (V_{int_x}, V_{int_y}, V_{int_z}) \quad (A5.8)$$

Pero se desea que la altura del punto IP sea 0.324 m; luego:

$$IP_z = t_{IP} \times V_{int_z}$$

$$t_{IP} = \frac{IP_z}{V_{int_z}} \quad (A5.9)$$

Después, el resultado de la ecuación A5.9 en la ecuación A5.8:

$$IP = t_{IP} \times (V_{int_x}, V_{int_y}, V_{int_z})$$

De manera similar, se hallarán los puntos $IP1$, $IP2$ e $IP3$:

$$IP_1 = p_{ssv1} + t \times (V_{int_x}, V_{int_y}, V_{int_z})$$

$$t_{IP_1} = \frac{IP_z - p_{ssv1_z}}{V_{int_z}}$$

$$IP_1 = p_{ssv1} + t_{IP_1} \times (V_{int_x}, V_{int_y}, V_{int_z})$$

$$IP_2 = p_{ssv2} + t \times (V_{int_x}, V_{int_y}, V_{int_z})$$

$$t_{IP_2} = \frac{IP_z - p_{ssv2_z}}{V_{int_z}}$$

$$IP_2 = p_{ssv2} + t_{IP_2} \times (V_{int_x}, V_{int_y}, V_{int_z})$$

$$IP_3 = p_{ssv3} + t \times (V_{int_x}, V_{int_y}, V_{int_z})$$

$$t_{IP_3} = \frac{IP_z - p_{ssv3_z}}{V_{int_z}}$$

$$IP_3 = p_{ssv3} + t_{IP_3} \times (V_{int_x}, V_{int_y}, V_{int_z})$$

Una vez hallados estos $IP1$, $IP2$ y $IP3$, se hallarán los vectores desde el punto IP hasta estos puntos, los cuales se denominarán \vec{V}_1 , \vec{V}_2 y \vec{V}_3 :

$$\vec{V}_1 = IP_1 - IP$$

$$\vec{V}_2 = IP_2 - IP$$

$$\vec{V}_3 = IP_3 - IP$$

Luego, se hallarán los ángulos entre estos vectores con la fórmula de ángulo entre vectores, la cual se enuncia en la ecuación A5.10.

$$\cos(\theta) = \frac{A \times B}{\|A\| \times \|B\|} \quad (\text{A5.10})$$

Siendo así, los ángulos θ_{12} , θ_{13} y θ_{23} se pueden hallar como se muestra a continuación:

$$\theta_{12} = \arccos\left(\frac{\vec{V}_1 \times \vec{V}_2}{\|\vec{V}_1\| \times \|\vec{V}_2\|}\right)$$

$$\theta_{13} = \arccos\left(\frac{\vec{V}_1 \times \vec{V}_3}{\|\vec{V}_1\| \times \|\vec{V}_3\|}\right)$$

El ángulo θ_{23} se puede hallar restando θ_{12} , θ_{13} de 360° o aplicando la fórmula del ángulo entre vectores. De cualquier forma, el resultado es el mismo y puede servir para verificar el valor hallado:

$$\theta_{23} = 2 \times \pi - \theta_{12} - \theta_{13}$$

Ahora se tienen todos los datos necesarios para hallar las distancias en la figura A5.16. En esta figura, los vértices A , B y C representan los orígenes de los marcos $\{e_1\}$, $\{e_2\}$ y $\{e_3\}$ respectivamente. Por lo tanto, los ángulos $\angle A(IP)B$, $\angle B(IP)C$ y $\angle C(IP)A$ representan los ángulos θ_{12} , θ_{23} y θ_{13} respectivamente. Ahora, se procederá a explicar el proceso para hallar la distancia $\overline{(IP)C}$; luego, se podrá inferir el mismo procedimiento para hallar las distancias $\overline{(IP)A}$ e $\overline{(IP)B}$.

Primero, se expresa el enunciado: Se tiene un triángulo equilátero ABC con lado conocido L . Se traza un punto IP interior al triángulo, tal que se conocen los ángulos $\angle A(IP)B$, $\angle B(IP)C$ y $\angle C(IP)A$. Se pide hallar la distancia $\overline{(IP)C}$.

Puede ser importante recordar que es necesario hallar la distancia $\overline{(IP)C}$; porque, si se conocen el punto IP y el vector \vec{V}_1 paralelo al segmento $\overline{(IP)C}$; entonces, es posible hallar el punto C ; es decir, el origen del marco $\{e_3\}$. Para resolver el enunciado, se traza un arco capaz en el segmento \overline{AC} , siendo el punto IP un vértice de este arco. De igual manera, se traza un arco capaz en el segmento \overline{BC} con un vértice en el punto IP . Se llamará G al centro y r_{AC} al radio del arco capaz del segmento \overline{AC} ; por otro lado, se llamará H al centro y r_{BC} al radio del arco capaz del segmento \overline{BC} . Asimismo, se indicará como M al punto medio del segmento \overline{AC} y como N al punto medio del segmento \overline{BC} . Luego, se trazan los segmentos \overline{MG} , \overline{HN} , \overline{GC} , \overline{HC} , $\overline{G(IP)}$, $\overline{H(IP)}$, \overline{GH} e $\overline{(IP)C}$. Se denominará R a la intersección de los segmentos \overline{GH} e $\overline{(IP)C}$.

Por propiedad del arco capaz, se cumple lo siguiente:

$$\angle AGC = 2\pi - 2 \times \angle C(IP)A$$

$$\angle MGC = \frac{\angle AGC}{2}$$

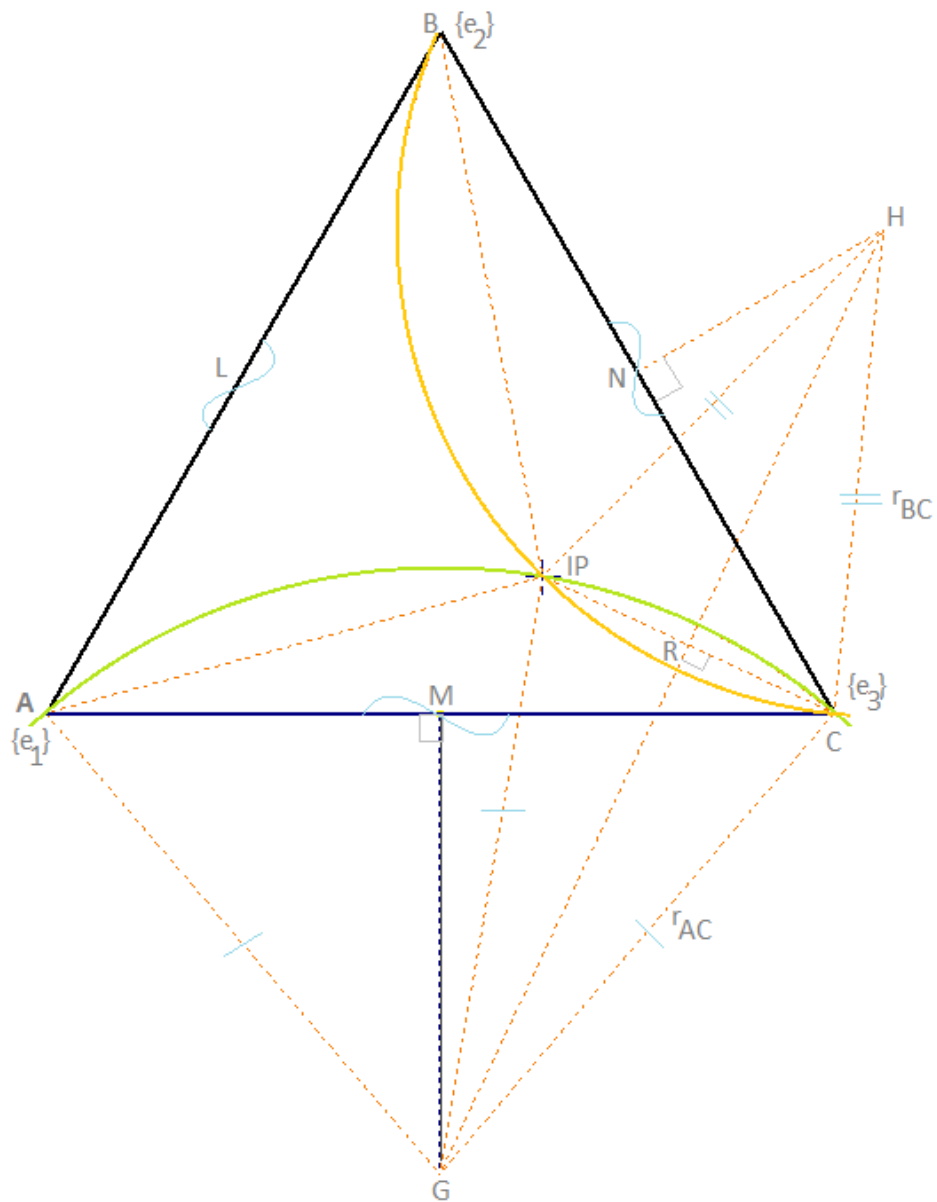


Figura A5.16: Representación del nivel superior
 Fuente: Elaboración propia

$$\angle MCG = \pi/2 - \angle MGC \quad (A5.11)$$

Una vez hallado estos ángulos, se puede calcular el segmento \overline{GC} de la siguiente manera:

$$\overline{GC} = \frac{L/2}{\sin(\angle MGC)}$$

De manera similar, por propiedad del arco capaz, se cumple lo siguiente:

$$\angle BHC = 2\pi - 2 \times \angle C(IP)B$$

$$\angle NHC = \frac{\angle BHC}{2}$$

$$\angle NCH = \pi/2 - \angle NHC \quad (A5.12)$$

De forma similar, se puede calcular el segmento \overline{HC} :

$$\overline{HC} = \frac{L/2}{\sin(\angle NHC)}$$

Luego, se halla el ángulo $\angle GCH$ en base a los resultados de las ecuaciones A5.11 y A5.12.

$$\angle GCH = \pi/3 + \angle MCG + \angle NCH$$

Ahora, se aplicará la ley de cosenos en el triángulo GCH para hallar el segmento \overline{GH} . Esta ley se enuncia en la ecuación A5.13.

$$\overline{AB}^2 + \overline{BC}^2 - 2(\overline{AB})(\overline{BC}) \cos(\angle ABC) = \overline{AC}^2 \quad (A5.13)$$

$$\overline{GC}^2 + \overline{CH}^2 - 2(\overline{GC})(\overline{CH}) \cos(\angle GCH) = \overline{GH}^2$$

$$\overline{GH} = \sqrt{\overline{GC}^2 + \overline{CH}^2 - 2(\overline{GC})(\overline{CH}) \cos(\angle GCH)}$$

Lo siguiente será aplicar el teorema de Pitágoras en el triángulo GRC :

$$\overline{GR}^2 + \overline{RC}^2 = \overline{GC}^2$$

$$\left(\frac{\overline{GH}}{2}\right)^2 + \overline{RC}^2 = \overline{GC}^2$$

$$\overline{RC} = \sqrt{GC^2 - \left(\frac{GH}{2}\right)^2}$$

Finalmente, se averigua el segmento $\overline{(IP)C}$ de la siguiente manera:

$$\overline{(IP)C} = 2 \times \overline{RC}$$

Este procedimiento se puede repetir para encontrar el valor de los segmentos $\overline{(IP)A}$ e $\overline{(IP)B}$. Lo que sigue ahora es encontrar la ubicación de los orígenes de los marcos $\{e_1\}$, $\{e_2\}$ y $\{e_3\}$:

$$p_{se_1} = IP + \frac{\vec{V}_1}{\|\vec{V}_1\|} \overline{(IP)A}, \quad p_{se_2} = IP + \frac{\vec{V}_2}{\|\vec{V}_2\|} \overline{(IP)B}, \quad p_{se_3} = IP + \frac{\vec{V}_3}{\|\vec{V}_3\|} \overline{(IP)C}$$

Para encontrar la posición del origen del marco $\{c\}$, se sabe que este punto es el centro del triángulo equilátero; por lo tanto, su posición puede ser hallada de la siguiente forma:

$$p_{sc} = \frac{p_{se_1} + p_{se_2} + p_{se_3}}{3}$$

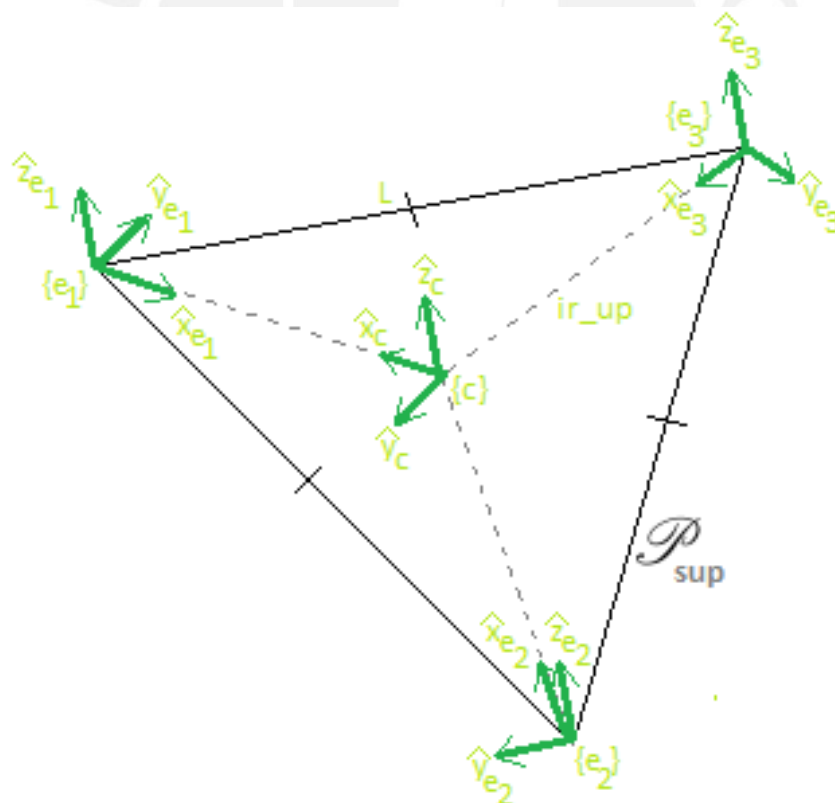


Figura A5.17: Marcos $\{e_1\}$, $\{e_2\}$, $\{e_3\}$ y $\{c\}$ del plano superior
Fuente: Elaboración propia

Una vez que se encontraron la posición de todos los marcos, se pueden hallar las matrices de transformación que serán de utilidad más adelante. Tomando como referencia a la figura A5.17, se hallan las matrices restantes:

Se halla primero la matriz de transformación desde el marco $\{s\}$ al marco $\{e_1\}$:

$$\hat{x}_{se_1} = \frac{p_{sc} - p_{se_1}}{\|p_{sc} - p_{se_1}\|}, \quad \hat{z}_{se_1} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}, \quad \hat{y}_{se_1} = \hat{z}_{se_1} \times \hat{x}_{se_1}$$

$$R_{se_1} = \begin{bmatrix} \hat{x}_{se_1} & \hat{y}_{se_1} & \hat{z}_{se_1} \end{bmatrix}$$

$$T_{se_1} = \begin{bmatrix} R_{se_1} & p_{se_1} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

De forma similar, se halla la matriz de transformación desde el marco $\{s\}$ al marco $\{e_2\}$:

$$\hat{x}_{se_2} = \frac{p_{sc} - p_{se_2}}{\|p_{sc} - p_{se_2}\|}, \quad \hat{z}_{se_2} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}, \quad \hat{y}_{se_2} = \hat{z}_{se_2} \times \hat{x}_{se_2}$$

$$R_{se_2} = \begin{bmatrix} \hat{x}_{se_2} & \hat{y}_{se_2} & \hat{z}_{se_2} \end{bmatrix}$$

$$T_{se_2} = \begin{bmatrix} R_{se_2} & p_{se_2} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

También se halla la matriz de transformación desde el marco $\{s\}$ al marco $\{e_3\}$:

$$\hat{x}_{se_3} = \frac{p_{sc} - p_{se_3}}{\|p_{sc} - p_{se_3}\|}, \quad \hat{z}_{se_3} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}, \quad \hat{y}_{se_3} = \hat{z}_{se_3} \times \hat{x}_{se_3}$$

$$R_{se_3} = \begin{bmatrix} \hat{x}_{se_3} & \hat{y}_{se_3} & \hat{z}_{se_3} \end{bmatrix}$$

$$T_{se_3} = \begin{bmatrix} R_{se_3} & p_{se_3} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

Fácilmente, se halla además la matriz de transformación desde el marco $\{s\}$ al marco $\{c\}$:

$$T_{sc} = T_{se_1} \times (T_{ce_1}^{-1})$$

Por otro lado, también será de utilidad hallar las matrices desde los marcos $\{sv_1\}$, $\{sv_2\}$ y $\{sv_3\}$ a los marcos $\{e_1\}$, $\{e_2\}$ y $\{e_3\}$, respectivamente:

$$T_{sv_1e_1} = T_{ssv_1}^{-1} \times T_{se_1}$$

$$T_{sv_2e_2} = T_{ssv_2}^{-1} \times T_{se_2}$$

$$T_{sv_3e_3} = T_{ssv_3}^{-1} \times T_{se_3}$$

Por último, será útil hallar las matrices desde el marco $\{s\}$ a los marcos $\{c_1\}$, $\{c_2\}$ y $\{c_3\}$, respectivamente:

$$\hat{x}_{sc_1} = \frac{p_{sc_1} - p_{ssv_1}}{\|p_{sc_1} - p_{ssv_1}\|}, \quad \hat{y}_{sc_1} = \hat{y}_{ssv_1}, \quad \hat{z}_{sc_1} = \hat{x}_{sc_1} \times \hat{y}_{sc_1}$$

$$R_{sc_1} = \begin{bmatrix} \hat{x}_{sc_1} & \hat{y}_{sc_1} & \hat{z}_{sc_1} \end{bmatrix}$$

$$T_{sc_1} = \begin{bmatrix} R_{sc_1} & p_{sc_1} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\hat{x}_{sc_2} = \frac{p_{sc_2} - p_{ssv_2}}{\|p_{sc_2} - p_{ssv_2}\|}, \quad \hat{y}_{sc_2} = \hat{y}_{ssv_2}, \quad \hat{z}_{sc_2} = \hat{x}_{sc_2} \times \hat{y}_{sc_2}$$

$$R_{sc_2} = \begin{bmatrix} \hat{x}_{sc_2} & \hat{y}_{sc_2} & \hat{z}_{sc_2} \end{bmatrix}$$

$$T_{sc_2} = \begin{bmatrix} R_{sc_2} & p_{sc_2} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\hat{x}_{sc_3} = \frac{p_{sc_3} - p_{ssv_3}}{\|p_{sc_3} - p_{ssv_3}\|}, \quad \hat{y}_{sc_3} = \hat{y}_{ssv_3}, \quad \hat{z}_{sc_3} = \hat{x}_{sc_3} \times \hat{y}_{sc_3}$$

$$R_{sc_3} = \begin{bmatrix} \hat{x}_{sc_3} & \hat{y}_{sc_3} & \hat{z}_{sc_3} \end{bmatrix}$$

$$T_{sc_1z} = \begin{bmatrix} R_{sc_1} & p_{sc_1} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

Ahora, observe la figura A5.18. En ella se observa el ángulo σ , el cual es el giro del motor que se desea hallar. Para ello, primero se debe hallar β y ω .

En esta ocasión, será útil usar los vectores posiciones de las matrices de transformación desde los marcos de los motores a los marcos de las uniones esféricas:

$$\beta_1 = \arctan\left(\frac{p_{zsv_1e_1}}{p_{xsv_1e_1}}\right), \quad \beta_2 = \arctan\left(\frac{p_{zsv_2e_2}}{p_{xsv_2e_2}}\right), \quad \beta_3 = \arctan\left(\frac{p_{zsv_3e_3}}{p_{xsv_3e_3}}\right)$$

$$\omega_1 = \arccos\left(\frac{l_c^2 + \|p_{sv_1e_1}\|^2 - l_r^2}{2 \times l_c \times \|p_{sv_1e_1}\|}\right) \quad (\text{A5.14})$$

$$\omega_2 = \arccos\left(\frac{l_c^2 + \|p_{sv_2e_2}\|^2 - l_r^2}{2 \times l_c \times \|p_{sv_2e_2}\|}\right) \quad (\text{A5.15})$$

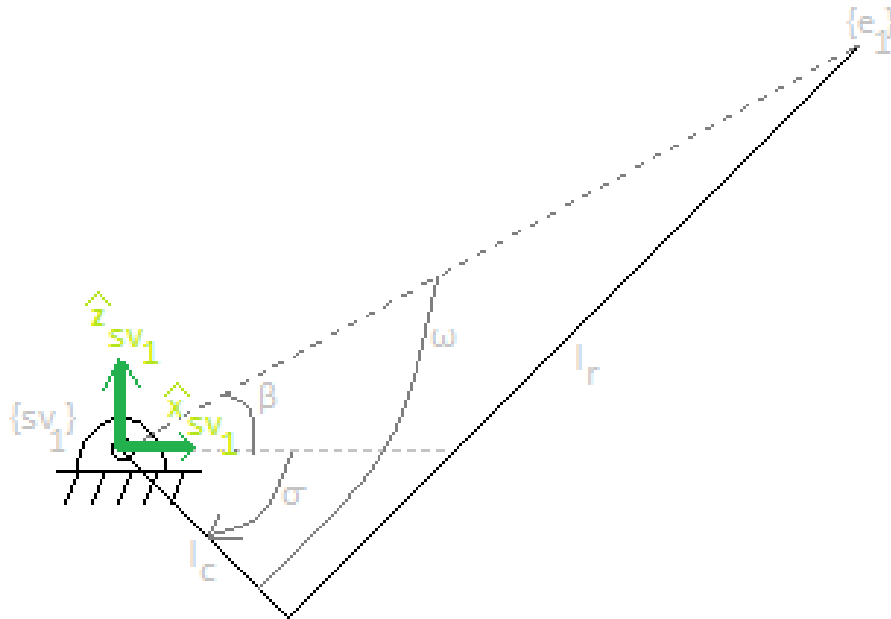


Figura A5.18: Representación del mecanismo de motor-biela-manivela-unión esférica
Fuente: Elaboración propia

$$\omega_3 = \arccos\left(\frac{l_c^2 + \|p_{sv_3e_3}\|^2 - l_r^2}{2 \times l_c \times \|p_{sv_3e_3}\|}\right) \quad (\text{A5.16})$$

Finalmente, los giros σ de los motores se hallan de la siguiente manera:

$$\sigma_1 = \beta_1 - \omega_1$$

$$\sigma_2 = \beta_2 - \omega_2$$

$$\sigma_3 = \beta_3 - \omega_3$$

Adicionalmente, más adelante, será útil conocer la posición de las juntas entre las bielas y las manivelas respecto al marco $\{s\}$:

$$p_{sv_1jbm_1} = \begin{bmatrix} l_c \times \cos(\sigma_1) \\ 0 \\ l_c \times \sin(\sigma_1) \end{bmatrix}$$

$$p_{sjbm_1} = p_{ssv_1} + R_{ssv_1} \times p_{jbm_1sv_1}$$

$$p_{sv_2jbm_2} = \begin{bmatrix} l_c \times \cos(\sigma_2) \\ 0 \\ l_c \times \sin(\sigma_2) \end{bmatrix}$$

$$p_{sjbm_2} = p_{ssv_2} + R_{ssv_2} \times p_{jbm_2sv_2}$$

$$p_{sv_3jbm_3} = \begin{bmatrix} l_c \times \cos(\sigma_3) \\ 0 \\ l_c \times \sin(\sigma_3) \end{bmatrix}$$

$$p_{sjbm_3} = p_{ssv_3} + R_{ssv_3} \times p_{jbm_3sv_3}$$

A5.2.3. Programa de posición inalcanzable.

Haber hallado los giros de los motores permite indicarles a los controladores de estos los ángulos que deben hacer girar a los ejes para que la plataforma superior se posicione a una altura determinada y en una inclinación horizontal; es decir, se ha resuelto la cinemática inversa del mecanismo de nivelación principal bajo las condiciones deseadas. Sin embargo, existen posiciones de la plataforma superior que hacen que la unión esférica quede muy alejada de su respectivo motor. Por ejemplo, observa la figura A5.19. En esta imagen, se observa un caso hipotético que se podría presentar cuando la inclinación de la plataforma media es tal que la posición de un motor queda muy alejada de la posición de la unión esférica de su mecanismo de biela-manivela; por lo que, aún extendiendo el mecanismo a su máxima longitud, no sería posible alcanzar esta configuración. En la figura, se puede notar que el punto P_{max} , que representa el punto de máximo alcance de la biela-manivela, no alcanzaría un posición posible de la unión esférica. Si se da este caso, el ángulo σ que intentaría hallar el algoritmo sería un número complejo; pues, en la ecuación A5.14, el argumento de la función arc cos sería mayor a 1; por lo que, el resultado de ω sería complejo; y luego, σ también sería complejo.

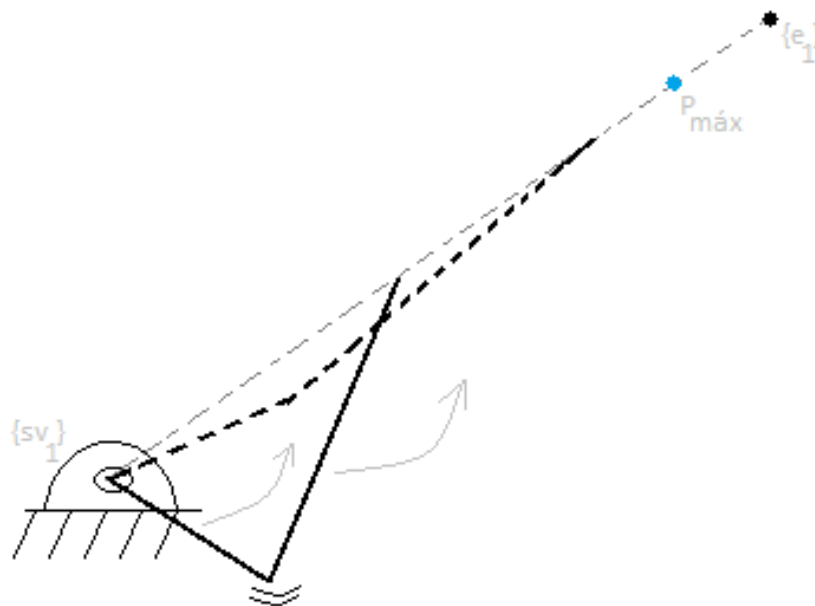


Figura A5.19: Representación del alcance máximo del mecanismo de motor-biela-manivela-unión esférica
Fuente: Elaboración propia

Es decir, existen posiciones de la plataforma media para las que inevitablemente será imposible mantener la horizontalidad de la plataforma superior. En estos casos, se optó por no intentar corregir la plataforma superior; sino, por mantener el último giro calculado de los motores donde había una posición posible. Esto provocará que la plataforma superior ya no sea paralela al suelo pero tendrá al menos una inclinación no tan desfavorable. El programa deberá entonces seguir leyendo el IMU a la espera que ocurra nuevamente una posición posible; luego de lo cual, se harán girar los motores para llegar a esa nueva configuración posible. El bloque dentro del programa principal que se encarga de esta función se muestra en el algoritmo A5.7. Observe que la condición para detectar si una posición es inalcanzable tiene un margen de seguridad de 1.1; esto fue hecho de manera preventiva.



Algoritmo A5.7: Bloque para evitar calcular una posición imposible en el mecanismo biela-manivela

```

1  % Other code ...
2  if l_c+l_r <= (1.1)*norm(p_sv1e1) || l_c+l_r <= (1.1)*norm(p_sv2e2) ||
3  l_c+l_r <= (1.1)*norm(p_sv3e3)
4      % if the position is unreachable:
5      if safe_pos == true
6          % If the previous position was reachable, save the last
7          % parameters in that previous position
8          sigma1_seg = sigma1(i-1);
9          sigma2_seg = sigma2(i-1);
10         sigma3_seg = sigma3(i-1);
11         T_sv1e1_seg = T_sv1e1(:, :, i-1);
12         T_sv2e2_seg = T_sv2e2(:, :, i-1);
13         T_sv3e3_seg = T_sv3e3(:, :, i-1);
14     end
15     safe_pos=false; % flag to run the case of an unreachable
16     % position in the next lines
17     i_unr(i) = 1;
18     %UNREACHABLE POSITION
19 else
20     safe_pos = true;
21 end
22 if safe_pos == false % If an unreachable position is detected in
23 % this iteration, load the parameters of the last reachable
24 % position
25     sigma1(i) = sigma1_seg;
26     sigma2(i) = sigma2_seg;
27     sigma3(i) = sigma3_seg;
28     T_se1 = T_ssv1*T_sv1e1_seg;
29     T_se2 = T_ssv2*T_sv2e2_seg;
30     T_se3 = T_ssv3*T_sv3e3_seg;
31     p_se1(:, i) = T_se1(1:3, 4); R_se1(:, :, i) = T_se1(1:3, 1:3);
32     p_se2(:, i) = T_se2(1:3, 4); R_se2(:, :, i) = T_se2(1:3, 1:3);
33     p_se3(:, i) = T_se3(1:3, 4); R_se3(:, :, i) = T_se3(1:3, 1:3);
34     T_sc = T_se1/T_ce1;
35     p_sc(:, i) = T_sc(1:3, 4); R_sc(:, :, i) = T_sc(1:3, 1:3);
36     N_u(:, i) = cross(p_se1(:, i)-p_se2(:, i), p_se1(:, i)-p_se3(:, i));
37     XU(i, :) = [p_se1(1, i) p_se2(1, i) p_se3(1, i)];
38     YU(i, :) = [p_se1(2, i) p_se2(2, i) p_se3(2, i)];
39     ZU(i, :) = [p_se1(3, i) p_se2(3, i) p_se3(3, i)];
40     pf_cr1_sv1 = [l_c*cos(sigma1(i)) 0 l_c*sin(sigma1(i))]';
41     pf_cr1_s(:, i) = p_ssv1(:, i)+R_ssv1(:, :, i)*pf_cr1_sv1;
42     pf_r1_s(:, i) = p_se1(:, i);
43     pf_cr2_sv2 = [l_c*cos(sigma2(i)) 0 l_c*sin(sigma2(i))]';
44     pf_cr2_s(:, i) = p_ssv2(:, i)+R_ssv2(:, :, i)*pf_cr2_sv2;
45     pf_r2_s(:, i) = p_se2(:, i);
46     pf_cr3_sv3 = [l_c*cos(sigma3(i)) 0 l_c*sin(sigma3(i))]';
47     pf_cr3_s(:, i) = p_ssv3(:, i)+R_ssv3(:, :, i)*pf_cr3_sv3;
48     pf_r3_s(:, i) = p_se3(:, i);
49     omega1 = acos((l_c^2+(norm(T_sv1e1_seg(1:3, 4)))^2-l_r^2)/(2*l_c*
50     norm(T_sv1e1_seg(1:3, 4))));
51     omega2 = acos((l_c^2+(norm(T_sv2e2_seg(1:3, 4)))^2-l_r^2)/(2*l_c*
52     norm(T_sv2e2_seg(1:3, 4))));
53     omega3 = acos((l_c^2+(norm(T_sv3e3_seg(1:3, 4)))^2-l_r^2)/(2*l_c*
54     norm(T_sv3e3_seg(1:3, 4))));
55 end
56 % Other code ...

```

A5.2.4. Programa de volcadura.

Otra función adicional que se implementó en el programa principal fue la de advertir al usuario el peligro de volcadura. Para este caso, se consideró que la camilla podría estar siendo transportada por una pendiente de manera tal que esta provoque que el sistema vuelque sobre una o un par de sus llantas. Para analizar el peligro de volcadura, se calcula el centro de gravedad de la camilla y se verifica si esta cae sobre el área dentro de las cuatro llantas. Solo si el centro de gravedad cae fuera de esta área, el sistema volcará. En el algoritmo A5.8 se muestra el código para detectar una posición de volcadura.

Algoritmo A5.8: Bloque para alertar sobre peligro de volcadura

```

1  % Other code ...
2  % Rollover Analysis
3
4  % Set positions
5  I_CG_L = [-0.228  4.102  -144.296]; % Inventor Center of Gravity of
   Lower level (mm)
6  I_FL = [-527.400  1159.980  -603.691]; % Inventor Front Left wheel
   position (mm)
7  I_FR = [527.400  1158.307  -603.728]; % Inventor Front Right wheel
   position (mm)
8  I_BL = [-527.400  -1132.520  -561.994]; % Inventor Back Left wheel
   position (mm)
9  I_BR = [ 527.400  -1132.480  -561.994]; % Inventor Back Right wheel
   position (mm)
10 % Calculates system gravity center
11 CG = (zeros(1,3)*mass_lower+p_sc(:,i) '*mass_upp)/(mass_lower+
   mass_upp);
12 % Find contact points of wheels over the road
13 FL = I_FL-I_CG_L;
14 FR = I_FR-I_CG_L;
15 BL = I_BL-I_CG_L;
16 BR = I_BR-I_CG_L;
17 % Find plane of wheels
18 ref_P = -R_sb(:,3,i)/norm(R_sb(:,3,i))*I_CG_L(3);
19 normal_PW = R_sb(:,3,i);
20 a_PW = normal_PW(1); b_PW = normal_PW(2); c_PW = normal_PW(3);
21 d_PW = -ref_P(1)*normal_PW(1)-ref_P(2)*normal_PW(2)-
   ref_P(3)*normal_PW(3);
22 % Find intersection point between plane of wheels and system weight
23 IPW=[CG(1) CG(2) (-d_PW-a_PW*CG(1)-b_PW*CG(2))/c_PW];
24 % Check if system weight passes through near the inner area made by
   the
25 % four wheels
26 if dot(IPW-FL,FR-FL) < 0.15*(norm(FR-FL))^2 || dot(IPW-FL,FR-FL) >
   0.85*(norm(FR-FL))^2 || dot(IPW-FR,BR-FR) < 0.15*(norm(BR-FR))^2
   || dot(IPW-FR,BR-FR) > 0.85*(norm(BR-FR))^2
27     %WARNING: Dangerous Rollover Position
28     i_roll(i) = 1;
29 end
30 % Other code ...
31

```

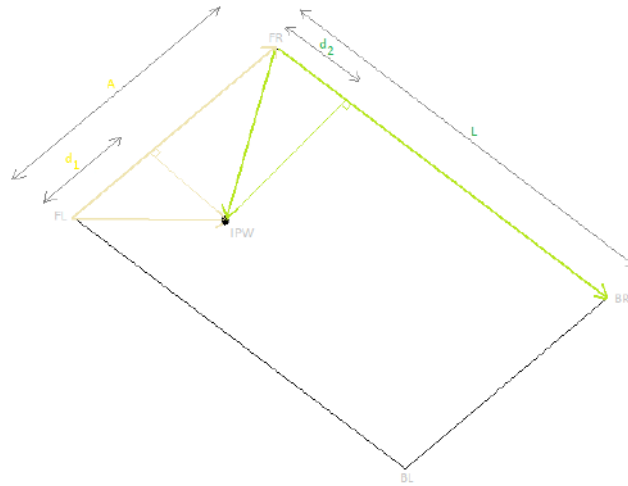


Figura A5.20: Condición de posición inalcanzable
Fuente: Elaboración propia

La condición de volcadura que se analiza en el algoritmo A5.8 se encuentra en la línea 25, cuya justificación se explica a continuación. Observe la figura A5.20. Los puntos FL , FR , BL y BR representan los puntos de contacto de las llantas frontal izquierda, frontal derecha, posterior izquierda y posterior derecha respectivamente con el suelo. El punto IPW representa la proyección del centro de gravedad sobre el nivel del suelo. El punto IPW se encontrará fuera del área del rectángulo si d_1 es negativo o es mayor que A o si d_2 es negativo o mayor a L . Esto equivale a lo siguiente:

$$A = \|\overrightarrow{FR} - \overrightarrow{FL}\|$$

$$d_1 = \text{Comp}_{\overrightarrow{FR} - \overrightarrow{FL}} \overrightarrow{IPW} - \overrightarrow{FL} = \|\text{Proy}_{\overrightarrow{FR} - \overrightarrow{FL}} \overrightarrow{IPW} - \overrightarrow{FL}\|$$

$$d_1 = \frac{\overrightarrow{IPW} - \overrightarrow{FL} \cdot \overrightarrow{FR} - \overrightarrow{FL}}{\|\overrightarrow{FR} - \overrightarrow{FL}\|}$$

$$\text{Volcadura} \iff d_1 < 0 \vee d_1 > A$$

$$\text{Volcadura(seguridad)} \iff d_1 < 0.15A \vee d_1 > 0.85A$$

$$\text{Volcadura(seguridad)} \iff \frac{\overrightarrow{IPW} - \overrightarrow{FL} \cdot \overrightarrow{FR} - \overrightarrow{FL}}{\|\overrightarrow{FR} - \overrightarrow{FL}\|} < 0.15\|\overrightarrow{FR} - \overrightarrow{FL}\| \quad \vee$$

$$\frac{\overrightarrow{IPW} - \overrightarrow{FL} \cdot \overrightarrow{FR} - \overrightarrow{FL}}{\|\overrightarrow{FR} - \overrightarrow{FL}\|} > 0.85\|\overrightarrow{FR} - \overrightarrow{FL}\|$$

$$\text{Volcadura(seguridad)} \iff \overrightarrow{IPW} - \overrightarrow{FL} \cdot \overrightarrow{FR} - \overrightarrow{FL} < 0.15\|\overrightarrow{FR} - \overrightarrow{FL}\|^2 \quad \vee$$

$$\overrightarrow{IPW} - \overrightarrow{FL} \cdot \overrightarrow{FR} - \overrightarrow{FL} > 0.85\|\overrightarrow{FR} - \overrightarrow{FL}\|^2$$

De igual manera:

$$L = \|\overrightarrow{BR - FR}\|$$

$$d_2 = \text{Comp}_{\overrightarrow{BR - FR}} \overrightarrow{IPW - FR} = \|\text{Proy}_{\overrightarrow{BR - FR}} \overrightarrow{IPW - FR}\|$$

$$d_2 = \frac{\overrightarrow{IPW - FR} \cdot \overrightarrow{BR - FR}}{\|\overrightarrow{BR - FR}\|}$$

$$\text{Volcadura} \iff d_2 < 0 \vee d_2 > L$$

$$\text{Volcadura(seguridad)} \iff d_2 < 0.15L \vee d_1 > 0.85L$$

$$\text{Volcadura(seguridad)} \iff \frac{\overrightarrow{IPW - FR} \cdot \overrightarrow{BR - FR}}{\|\overrightarrow{BR - FR}\|} < 0.15\|\overrightarrow{BR - FR}\| \quad \vee$$

$$\frac{\overrightarrow{IPW - FR} \cdot \overrightarrow{BR - FR}}{\|\overrightarrow{BR - FR}\|} > 0.85\|\overrightarrow{BR - FR}\|$$

$$\text{Volcadura(seguridad)} \iff \overrightarrow{IPW - FR} \cdot \overrightarrow{BR - FR} < 0.15\|\overrightarrow{BR - FR}\|^2 \quad \vee$$

$$\overrightarrow{IPW - FR} \cdot \overrightarrow{BR - FR} > 0.85\|\overrightarrow{BR - FR}\|^2$$

Con lo que queda demostrado la condición de la línea 25 del algoritmo A5.8.

Una vez que se ha realizado el algoritmo para calcular la posición angular de los motores así como la posición de todas las partes del sistema, se procede a analizar la cinemática y la dinámica con el fin de estimar la potencia y torque requeridos por los motores.

A5.3. Análisis cinématico

Primero, se hallará la velocidad angular y la aceleración angular de la plataforma media a través de las mediciones angulares del IMU. Para la velocidad angular, simplemente se restaron todas las mediciones del IMU en orden consecutivo y se dividió cada resta entre el período de muestreo. Luego, para la aceleración angular, se restaron todos los valores de la velocidad angular en orden consecutivo y se dividió cada resta entre el período de muestreo.

Después, se procede a hallar las velocidad de todas las partes del mecanismo. Para ello, se usará la expresión de la ecuación A5.17 que relaciona la velocidad de dos puntos en un sólido rígido en movimiento.

$$\vec{v}_B = \vec{v} + \vec{\omega} \times (\vec{r}_B - \vec{r}_A) \quad (\text{A5.17})$$

Con esta expresión, se podrá encontrar el valor de las siguientes variables:

- Velocidades de los orígenes de los marcos $\{sv_1\}$, $\{sv_2\}$ y $\{sv_3\}$:

$$\vec{v}_{sv_1} = \vec{\omega}_{IMU} \times p_{ssv_1}^T$$

$$\vec{v}_{sv_2} = \vec{\omega}_{IMU} \times p_{ssv_2}^T$$

$$\vec{v}_{sv_3} = \vec{\omega}_{IMU} \times p_{ssv_3}^T$$

- Velocidades angulares de los ejes de los motores respecto al marco $\{s\}$, conociendo que la magnitud de la velocidad angular de los ejes es de 30 rpm:

$$\omega_{eje} = 30/60 \times 2\pi$$

$$\vec{\omega}_{eje_1} = \omega_{eje} \times y_{ssv_1}^T$$

$$\vec{\omega}_{eje_2} = \omega_{eje} \times y_{ssv_2}^T$$

$$\vec{\omega}_{eje_3} = \omega_{eje} \times y_{ssv_3}^T$$

- Velocidades de la juntas que unen las bielas con las manivelas:

$$\vec{v}_{jbm_1} = \vec{v}_{sv_1} + \vec{\omega}_{eje_1} \times (p_{sjbm_1} - p_{ssv_1})^T$$

$$\vec{v}_{jbm_2} = \vec{v}_{sv_2} + \vec{\omega}_{eje_2} \times (p_{sjbm_2} - p_{ssv_2})^T$$

$$\vec{v}_{jbm_3} = \vec{v}_{sv_3} + \vec{\omega}_{eje_3} \times (p_{sjbm_3} - p_{ssv_3})^T$$

Para hallar las velocidades de los demás elementos del sistema, no será posible realizar un método tan directo como hasta ahora debido a que se desconocen algunas variables; sin embargo, el número de variables a encontrar es igual al número de ecuaciones; por lo que, en adelante, estas variables se hallarán mediante el uso de matrices. A continuación, se explicará este procedimiento.

Primero, será útil definir las siguientes variables, X_{r_1} , Y_{r_1} y Z_{r_1} , como las componentes unitarias del vector de la velocidad angular del eje del motor 1. Asimismo, se definirán variables similares para el motor 2 y 3.

$$X_{r_1} = \hat{y}_{ssv_{1x}}, \quad Y_{r_1} = \hat{y}_{ssv_{1y}}, \quad Z_{r_1} = \hat{y}_{ssv_{1z}}$$

$$X_{r_2} = \hat{y}_{ssv_{2x}}, \quad Y_{r_2} = \hat{y}_{ssv_{2y}}, \quad Z_{r_2} = \hat{y}_{ssv_{2z}}$$

$$X_{r_3} = \hat{y}_{ssv_{3x}}, \quad Y_{r_3} = \hat{y}_{ssv_{3y}}, \quad Z_{r_3} = \hat{y}_{ssv_{3z}}$$

También será necesario definir X_{e_1} , Y_{e_1} y Z_{e_1} como las componentes del vector que va desde la junta de la biela-manivela hasta su unión esférica. Similarmente, se definirán las variables de los otros dos mecanismos de biela-manivela:

$$\begin{aligned}\vec{V}_{jbm_1e_1} &= p_{se_1}^T - p_{sjbm_1}^T \\ X_{e_1} &= \vec{V}_{jbm_1e_{1x}}, \quad Y_{e_1} = \vec{V}_{jbm_1e_{1y}}, \quad Z_{e_1} = \vec{V}_{jbm_1e_{1z}} \\ \vec{V}_{jbm_2e_2} &= p_{se_2}^T - p_{sjbm_2}^T \\ X_{e_2} &= \vec{V}_{jbm_2e_{2x}}, \quad Y_{e_2} = \vec{V}_{jbm_2e_{2y}}, \quad Z_{e_2} = \vec{V}_{jbm_2e_{2z}} \\ \vec{V}_{jbm_3e_3} &= p_{se_3}^T - p_{sjbm_3}^T \\ X_{e_3} &= \vec{V}_{jbm_3e_{3x}}, \quad Y_{e_3} = \vec{V}_{jbm_3e_{3y}}, \quad Z_{e_3} = \vec{V}_{jbm_3e_{3z}}\end{aligned}$$

Además, se definirá $X_{u_{12}}$, $Y_{u_{12}}$ y $Z_{u_{12}}$ como las componentes del vector que va desde la unión esférica 1 hacia unión esférica 2; y se definirá $X_{u_{13}}$, $Y_{u_{13}}$ y $Z_{u_{13}}$ como las componentes del vector que va desde la unión esférica 1 hacia unión esférica 3:

$$\begin{aligned}\vec{V}_{e_1e_2} &= p_{se_2}^T - p_{se_1}^T \\ X_{u_{12}} &= \vec{V}_{e_1e_{2x}}, \quad Y_{u_{12}} = \vec{V}_{e_1e_{2y}}, \quad Z_{u_{12}} = \vec{V}_{e_1e_{2z}} \\ \vec{V}_{e_1e_3} &= p_{se_3}^T - p_{se_1}^T \\ X_{u_{13}} &= \vec{V}_{e_1e_{3x}}, \quad Y_{u_{13}} = \vec{V}_{e_1e_{3y}}, \quad Z_{u_{13}} = \vec{V}_{e_1e_{3z}}\end{aligned}$$

Una vez definidas estas variables, se pueden formular las ecuaciones para resolver la matriz. Primero, se enunciarán las expresiones para las velocidades angulares $\vec{\omega}_{r_1}$, $\vec{\omega}_{r_2}$ y $\vec{\omega}_{r_3}$ de las 3 manivelas:

$$\begin{aligned}\vec{\omega}_{r_1} &= \omega_{r_1}(X_{r_1}, Y_{r_1}, Z_{r_1}) \\ \vec{\omega}_{r_2} &= \omega_{r_2}(X_{r_1}, Y_{r_1}, Z_{r_1}) \\ \vec{\omega}_{r_3} &= \omega_{r_3}(X_{r_1}, Y_{r_1}, Z_{r_1})\end{aligned}$$

Después, se formulará la ecuación de la velocidad \vec{v}_{e_1} de la unión esférica 1 en base a la velocidad de su unión biela-manivela y a la velocidad angular de su manivela:

$$\begin{aligned}\vec{v}_{e_1} &= \vec{v}_{jmb_1} + \vec{\omega}_{r_1} \times (X_{e_1}, Y_{e_1}, Z_{e_1}) \\ \vec{v}_{e_1} &= \vec{v}_{jmb_1} + \omega_{r_1}(X_{r_1}, Y_{r_1}, Z_{r_1}) \times (X_{e_1}, Y_{e_1}, Z_{e_1})\end{aligned}$$

Esta expresión genera las ecuaciones A5.18, A5.19 y A5.20, que serán las primeras ecuaciones de la matriz que se resolverá más adelante. En estas ecuaciones, las variables a hallar son: $v_{e_{1x}}$, $v_{e_{1y}}$, $v_{e_{1z}}$ y ω_{r_1} :

$$v_{e_{1x}} = v_{jbm_{1x}} + \omega_{r_1} \times Y_{r_1} \times Z_{e_1} - \omega_{r_1} \times Z_{r_1} \times Y_{e_1} \quad (A5.18)$$

$$v_{e_{1y}} = v_{jbm_{1y}} + \omega_{r_1} \times Z_{r_1} \times X_{e_1} - \omega_{r_1} \times X_{r_1} \times Z_{e_1} \quad (A5.19)$$

$$v_{e1z} = v_{jbm1z} + \omega_{r1} \times X_{r1} \times Y_{e1} - \omega_{r1} \times Y_{r1} \times X_{e1} \quad (A5.20)$$

Similarmenete, se repite este proceso para las ecuaciones de la velocidad de las uniones esféricas 2 y 3; con lo que se generan las ecuaciones A5.21, A5.22, A5.23, A5.24, A5.25 y A5.26; donde las variables son: v_{e2x} , v_{e2y} , v_{e2z} , v_{e3x} , v_{e3y} , v_{e3z} , ω_{r2} y ω_{r3} :

$$v_{e2x} = v_{jbm2x} + \omega_{r2} \times Y_{r2} \times Z_{e2} - \omega_{r2} \times Z_{r2} \times Y_{e2} \quad (A5.21)$$

$$v_{e2y} = v_{jbm2y} + \omega_{r2} \times Z_{r2} \times X_{e2} - \omega_{r2} \times X_{r2} \times Z_{e2} \quad (A5.22)$$

$$v_{e2z} = v_{jbm2z} + \omega_{r2} \times X_{r2} \times Y_{e2} - \omega_{r2} \times Y_{r2} \times X_{e2} \quad (A5.23)$$

$$v_{e3x} = v_{jbm3x} + \omega_{r3} \times Y_{r3} \times Z_{e3} - \omega_{r3} \times Z_{r3} \times Y_{e3} \quad (A5.24)$$

$$v_{e3y} = v_{jbm3y} + \omega_{r3} \times Z_{r3} \times X_{e3} - \omega_{r3} \times X_{r3} \times Z_{e3} \quad (A5.25)$$

$$v_{e3z} = v_{jbm3z} + \omega_{r3} \times X_{r3} \times Y_{e3} - \omega_{r3} \times Y_{r3} \times X_{e3} \quad (A5.26)$$

Ahora, se formulará la ecuación de la velocidad \vec{v}_{e2} de la unión esférica 2 en base a la velocidad de la unión esférica 1 y a la velocidad angular de la plataforma superior.

$$\vec{v}_{e2} = \vec{v}_{e1} + \vec{\omega}_u \times (X_{u12}, Y_{u12}, Z_{u12})$$

$$\vec{v}_{e2} = \vec{v}_{e1} + (\omega_{ux}, \omega_{uy}, \omega_{uz}) \times (X_{u12}, Y_{u12}, Z_{u12})$$

Esta expresión genera las ecuaciones A5.27, A5.28 y A5.29; en donde las variables serían: v_{e2x} , v_{e2y} , v_{e2z} , v_{e1x} , v_{e1y} , v_{e1z} , ω_{ux} , ω_{uz} y ω_{uy} :

$$v_{e2x} = v_{e1x} + \omega_{uy} \times Z_{u12} - \omega_{uz} \times Y_{u12} \quad (A5.27)$$

$$v_{e2y} = v_{e1y} + \omega_{uz} \times X_{u12} - \omega_{ux} \times Z_{u12} \quad (A5.28)$$

$$v_{e2z} = v_{e1z} + \omega_{ux} \times Y_{u12} - \omega_{uy} \times X_{u12} \quad (A5.29)$$

Análogamente, se repite este proceso para formular la ecuación de la velocidad \vec{v}_{e_3} de la unión esférica 3 en base a la velocidad de la unión esférica 1 y a la velocidad angular de la plataforma superior. Esto generaría las ecuaciones A5.30, A5.31 y A5.32; en donde las variables serían: $v_{e_{3x}}, v_{e_{3y}}, v_{e_{3z}}, v_{e_{1x}}, v_{e_{1y}}, v_{e_{1z}}, \omega_{u_x}, \omega_{u_z}$ y ω_{u_y} :

$$v_{e_{3x}} = v_{e_{1x}} + \omega_{u_y} \times Z_{u_{13}} - \omega_{u_z} \times Y_{u_{13}} \quad (\text{A5.30})$$

$$v_{e_{3y}} = v_{e_{1y}} + \omega_{u_z} \times X_{u_{13}} - \omega_{u_x} \times Z_{u_{13}} \quad (\text{A5.31})$$

$$v_{e_{3z}} = v_{e_{1z}} + \omega_{u_x} \times Y_{u_{13}} - \omega_{u_y} \times X_{u_{13}} \quad (\text{A5.32})$$

Finalmente, se tienen 15 variables en las 15 ecuaciones A5.18, A5.19, A5.20, A5.21, A5.22, A5.23, A5.24, A5.25, A5.26, A5.27, A5.28, A5.29, A5.30, A5.31 y A5.32; por lo que, ahora se podrá resolver el sistema matricial. Para ello, se creó una matriz M_v con los coeficientes de las variables a hallar. El orden de las variables en la matriz M_v , desde la primera columna de la izquierda hasta la última columna de derecha es el siguiente: $\omega_{r_1}, \omega_{r_2}, \omega_{r_3}, v_{e_{1z}}, v_{e_{2x}}, v_{e_{2y}}, v_{e_{2z}}, v_{e_{3x}}, v_{e_{3y}}, v_{e_{3z}}, \omega_{u_x}, \omega_{u_y}$ y ω_{u_z} ; mientras que, el orden de las ecuaciones es desde la ecuación A5.18 en la fila de arriba hasta la ecuación A5.32 en la última fila de abajo. También se generó la respectiva matriz B con los términos independientes de las ecuaciones mencionadas.

$$B_{15,1} = \begin{bmatrix} -v_{jmb1x} \\ -v_{jmb1y} \\ -v_{jmb1z} \\ -v_{jmb2x} \\ -v_{jmb2y} \\ -v_{jmb2z} \\ -v_{jmb3x} \\ -v_{jmb3y} \\ -v_{jmb3z} \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad V_{15,1} = \begin{bmatrix} \omega_{r1} \\ \omega_{r2} \\ \omega_{r3} \\ v_{e1x} \\ v_{e1y} \\ v_{e1z} \\ v_{e2x} \\ v_{e2y} \\ v_{e2z} \\ v_{e3x} \\ v_{e3y} \\ v_{e3z} \\ \omega_{ux} \\ \omega_{uy} \\ \omega_{uz} \end{bmatrix}$$

La ecuación matricial se resuelve de la siguiente forma:

$$M_v \times V = B$$

$$V = M_v^{-1} \times B \quad (A5.33)$$

La matriz V la ecuación A5.33 contiene los valores restantes para conocer las velocidad de todos los puntos y las velocidad angulares de todas las partes del sistema.

La siguiente fase es hallar las aceleraciones de todo el sistema. Esto se hará de manera similar al cálculo de las velocidades; pero, en este caso, se aplicará la expresión de la ecuación A5.34 que relaciona la aceleración de dos puntos en un sólido rígido en movimiento.

$$\vec{a}_B = \vec{a}_A + \vec{\alpha} \times (\vec{r}_B - \vec{r}_A) + \vec{\omega} \times [\vec{\omega} \times (\vec{r}_B - \vec{r}_A)] \quad (A5.34)$$

Primero, se procederá a hallar la aceleración de los orígenes de los marcos $\{sv_1\}$, $\{sv_2\}$ y $\{sv_3\}$:

$$\vec{a}_{sv_1} = \vec{\alpha}_{IMU} \times p_{ssv_1}^T + \vec{\omega}_{IMU} \times [\vec{\omega}_{IMU} \times p_{ssv_1}^T]$$

$$\vec{a}_{sv_2} = \vec{\alpha}_{IMU} \times p_{ssv_2}^T + \vec{\omega}_{IMU} \times [\vec{\omega}_{IMU} \times p_{ssv_2}^T]$$

$$\vec{a}_{sv_3} = \vec{\alpha}_{IMU} \times p_{ssv_3}^T + \vec{\omega}_{IMU} \times [\vec{\omega}_{IMU} \times p_{ssv_3}^T]$$

Por otro lado, se hallarán las aceleraciones angulares de los ejes motores; sin embargo, dado que se desea que los motores giren a velocidad constante; entonces, se asumirán que sus aceleraciones angulares serán cero. Luego, se deberá hallar las aceleraciones de las juntas que unen a las bielas con las manivelas:

$$\vec{a}_{jbm_1} = \vec{a}_{sv_1} + \vec{\alpha}_{eje_1} \times (p_{sjbm_1} - p_{ssv_1})^T + \vec{\omega}_{eje_1} \times [\vec{\omega}_{eje_1} \times (p_{sjbm_1} - p_{ssv_1})^T]$$

$$\vec{a}_{jbm_2} = \vec{a}_{sv_2} + \vec{\alpha}_{eje_2} \times (p_{sjbm_2} - p_{ssv_2})^T + \vec{\omega}_{eje_2} \times [\vec{\omega}_{eje_2} \times (p_{sjbm_2} - p_{ssv_2})^T]$$

$$\vec{a}_{jbm_3} = \vec{a}_{sv_3} + \vec{\alpha}_{eje_3} \times (p_{sjbm_3} - p_{ssv_3})^T + \vec{\omega}_{eje_3} \times [\vec{\omega}_{eje_3} \times (p_{sjbm_3} - p_{ssv_3})^T]$$

Para hallar las aceleraciones de las demás partes del sistema, se volverá a hacer uso de un sistema matricial; puesto que, se desconocen 15 variables; pero, se cuenta además con 15 ecuaciones.

Entonces, primero se hallará la expresión de la aceleración de la unión esférica 1 en base a la aceleración de su unión biela-manivela:

$$\vec{a}_{e_1} = \vec{a}_{jbm_1} + \vec{\alpha}_{r_1} \times (X_{e_1}, Y_{e_1}, Z_{e_1}) + \vec{\omega}_{r_1} \times [\vec{\omega}_{r_1} \times (X_{e_1}, Y_{e_1}, Z_{e_1})]$$

$$\vec{a}_{e_1} = \vec{a}_{jbm_1} + \alpha_{r_1} \times (X_{r_1}, Y_{r_1}, Z_{r_1}) \times (X_{e_1}, Y_{e_1}, Z_{e_1}) + \vec{\omega}_{r_1} \times [\vec{\omega}_{r_1} \times (X_{e_1}, Y_{e_1}, Z_{e_1})]$$

Esta expresión genera las ecuaciones A5.35, A5.36, A5.37; en donde, las variables a hallar son: $a_{e_{1x}}$, $a_{e_{1y}}$, $a_{e_{1z}}$ y α_{r_1} :

$$a_{e_{1x}} = a_{jbm_{1x}} + \alpha_{r_1} \times Y_{r_1} \times Z_{e_1} - \alpha_{r_1} \times Z_{r_1} \times Y_{e_1} + [\vec{\omega}_{r_1} \times [\vec{\omega}_{r_1} \times (X_{e_1}, Y_{e_1}, Z_{e_1})]] \cdot \hat{i} \quad (A5.35)$$

$$a_{e_{1y}} = a_{jbm_{1y}} + \alpha_{r_1} \times Z_{r_1} \times X_{e_1} - \alpha_{r_1} \times X_{r_1} \times Z_{e_1} + [\vec{\omega}_{r_1} \times [\vec{\omega}_{r_1} \times (X_{e_1}, Y_{e_1}, Z_{e_1})]] \cdot \hat{j} \quad (A5.36)$$

$$a_{e_{1z}} = a_{jbm_{1z}} + \alpha_{r_1} \times X_{r_1} \times Y_{e_1} - \alpha_{r_1} \times Y_{r_1} \times X_{e_1} + [\vec{\omega}_{r_1} \times [\vec{\omega}_{r_1} \times (X_{e_1}, Y_{e_1}, Z_{e_1})]] \cdot \hat{k} \quad (A5.37)$$

De manera similar, se hallan las ecuaciones de aceleración para las otras uniones esféricas, lo que resulta en las ecuaciones A5.38, A5.39, A5.40, A5.41, A5.42 y A5.43; donde las variables son: $a_{e_{2x}}$, $a_{e_{2y}}$, $a_{e_{2z}}$, $a_{e_{3x}}$, $a_{e_{3y}}$, $a_{e_{3z}}$, α_{r_2} y α_{r_3} :

$$a_{e_{2x}} = a_{jbm_{2x}} + \alpha_{r_2} \times Y_{r_2} \times Z_{e_2} - \alpha_{r_2} \times Z_{r_2} \times Y_{e_2} + [\vec{\omega}_{r_2} \times [\vec{\omega}_{r_2} \times (X_{e_2}, Y_{e_2}, Z_{e_2})]] \cdot \hat{i} \quad (A5.38)$$

$$a_{e_{2y}} = a_{jbm_{2y}} + \alpha_{r_2} \times Z_{r_2} \times X_{e_2} - \alpha_{r_2} \times X_{r_2} \times Z_{e_2} + [\vec{\omega}_{r_2} \times [\vec{\omega}_{r_2} \times (X_{e_2}, Y_{e_2}, Z_{e_2})]] \cdot \hat{j} \quad (A5.39)$$

$$a_{e_{2z}} = a_{jbm_{2z}} + \alpha_{r_2} \times X_{r_2} \times Y_{e_2} - \alpha_{r_2} \times Y_{r_2} \times X_{e_2} + [\vec{\omega}_{r_2} \times [\vec{\omega}_{r_2} \times (X_{e_2}, Y_{e_2}, Z_{e_2})]] \cdot \hat{k} \quad (A5.40)$$

$$a_{e_{3x}} = a_{jbm_{3x}} + \alpha_{r_3} \times Y_{r_3} \times Z_{e_3} - \alpha_{r_3} \times Z_{r_3} \times Y_{e_3} + [\vec{\omega}_{r_3} \times [\vec{\omega}_{r_3} \times (X_{e_3}, Y_{e_3}, Z_{e_3})]] \cdot \hat{i} \quad (A5.41)$$

$$a_{e_{3y}} = a_{jbm_{3y}} + \alpha_{r_3} \times Z_{r_3} \times X_{e_3} - \alpha_{r_3} \times X_{r_3} \times Z_{e_3} + [\vec{\omega}_{r_3} \times [\vec{\omega}_{r_3} \times (X_{e_3}, Y_{e_3}, Z_{e_3})]] \cdot \hat{j} \quad (A5.42)$$

$$a_{e_{3z}} = a_{jbm_{3z}} + \alpha_{r_3} \times X_{r_3} \times Y_{e_3} - \alpha_{r_3} \times Y_{r_3} \times X_{e_3} + [\vec{\omega}_{r_3} \times [\vec{\omega}_{r_3} \times (X_{e_3}, Y_{e_3}, Z_{e_3})]] \cdot \hat{k} \quad (A5.43)$$

Luego, se hallará la expresión de la aceleración de la unión esférica 2 en función de la aceleración de la unión esférica 1.

$$\vec{a}_{e_2} = \vec{a}_{e_1} + \vec{\alpha}_u \times (X_{u_{12}}, Y_{u_{12}}, Z_{u_{12}}) + \vec{\omega}_u \times [\vec{\omega}_u \times (X_{u_{12}}, Y_{u_{12}}, Z_{u_{12}})]$$

$$\vec{a}_{e_2} = \vec{a}_{e_1} + (\alpha_{u_x}, \alpha_{u_y}, \alpha_{u_z}) \times (X_{u_{12}}, Y_{u_{12}}, Z_{u_{12}}) + \vec{\omega}_u \times [\vec{\omega}_u \times (X_{u_{12}}, Y_{u_{12}}, Z_{u_{12}})]$$

Esta expresión genera las ecuaciones A5.44, A5.45 y A5.46; con variables: $a_{e_{2x}}, a_{e_{2y}}, a_{e_{2z}}, a_{e_{1x}}, a_{e_{1y}}, a_{e_{1z}}, \alpha_{u_x}, \alpha_{u_y}$ y α_{u_z} .

$$a_{e_{2x}} = a_{e_{1x}} + \alpha_{u_y} \times Z_{u_{12}} - \alpha_{u_z} \times Y_{u_{12}} + [\vec{\omega}_u \times [\vec{\omega}_u \times (X_{u_{12}}, Y_{u_{12}}, Z_{u_{12}})]] \cdot \hat{i} \quad (A5.44)$$

$$a_{e_{2y}} = a_{e_{1y}} + \alpha_{u_z} \times X_{u_{12}} - \alpha_{u_x} \times Z_{u_{12}} + [\vec{\omega}_u \times [\vec{\omega}_u \times (X_{u_{12}}, Y_{u_{12}}, Z_{u_{12}})]] \cdot \hat{j} \quad (A5.45)$$

$$a_{e_{2z}} = a_{e_{1z}} + \alpha_{u_x} \times Y_{u_{12}} - \alpha_{u_y} \times X_{u_{12}} + [\vec{\omega}_u \times [\vec{\omega}_u \times (X_{u_{12}}, Y_{u_{12}}, Z_{u_{12}})]] \cdot \hat{k} \quad (A5.46)$$

Luego, se repite el proceso para hallar la aceleración de la unión esférica 3 en base a la unión esférica

1. Este proceso genera las ecuaciones A5.47, A5.48 y A5.49 con las variables a hallar: $a_{e_{3x}}, a_{e_{3y}}, a_{e_{3z}}, a_{e_{1x}}, a_{e_{1y}}, a_{e_{1z}}, \alpha_{u_x}, \alpha_{u_y}$ y α_{u_z} .

$$a_{e_{3x}} = a_{e_{1x}} + \alpha_{u_y} \times Z_{u_{13}} - \alpha_{u_z} \times Y_{u_{13}} + [\vec{\omega}_u \times [\vec{\omega}_u \times (X_{u_{13}}, Y_{u_{13}}, Z_{u_{13}})]] \cdot \hat{i} \quad (A5.47)$$

$$a_{e_{3y}} = a_{e_{1y}} + \alpha_{u_z} \times X_{u_{13}} - \alpha_{u_x} \times Z_{u_{13}} + [\vec{\omega}_u \times [\vec{\omega}_u \times (X_{u_{13}}, Y_{u_{13}}, Z_{u_{13}})]] \cdot \hat{j} \quad (A5.48)$$

$$a_{e_{3z}} = a_{e_{1z}} + \alpha_{u_x} \times Y_{u_{13}} - \alpha_{u_y} \times X_{u_{13}} + [\vec{\omega}_u \times [\vec{\omega}_u \times (X_{u_{13}}, Y_{u_{13}}, Z_{u_{13}})]] \cdot \hat{k} \quad (A5.49)$$

Una vez que se tienen las 15 ecuaciones A5.35, A5.36, A5.37, A5.38, A5.39, A5.40, A5.41, A5.42, A5.43, A5.44, A5.45, A5.46, A5.47, A5.48, A5.49, se procede a definir el siguiente sistema de matrices, de manera similar al caso de las velocidades:

$$C_{15,1} = \begin{bmatrix} -a_{jbm_{1x}} - [\vec{\omega}_{r_1} \times [\vec{\omega}_{r_1} \times (X_{e_1}, Y_{e_1}, Z_{e_1})]] \cdot \hat{i} \\ -a_{jbm_{1y}} - [\vec{\omega}_{r_1} \times [\vec{\omega}_{r_1} \times (X_{e_1}, Y_{e_1}, Z_{e_1})]] \cdot \hat{j} \\ -a_{jbm_{1z}} - [\vec{\omega}_{r_1} \times [\vec{\omega}_{r_1} \times (X_{e_1}, Y_{e_1}, Z_{e_1})]] \cdot \hat{k} \\ -a_{jbm_{2x}} - [\vec{\omega}_{r_2} \times [\vec{\omega}_{r_2} \times (X_{e_2}, Y_{e_2}, Z_{e_2})]] \cdot \hat{i} \\ -a_{jbm_{2y}} - [\vec{\omega}_{r_2} \times [\vec{\omega}_{r_2} \times (X_{e_2}, Y_{e_2}, Z_{e_2})]] \cdot \hat{j} \\ -a_{jbm_{2z}} - [\vec{\omega}_{r_2} \times [\vec{\omega}_{r_2} \times (X_{e_2}, Y_{e_2}, Z_{e_2})]] \cdot \hat{k} \\ -a_{jbm_{3x}} - [\vec{\omega}_{r_3} \times [\vec{\omega}_{r_3} \times (X_{e_3}, Y_{e_3}, Z_{e_3})]] \cdot \hat{i} \\ -a_{jbm_{3y}} - [\vec{\omega}_{r_3} \times [\vec{\omega}_{r_3} \times (X_{e_3}, Y_{e_3}, Z_{e_3})]] \cdot \hat{j} \\ -a_{jbm_{3z}} - [\vec{\omega}_{r_3} \times [\vec{\omega}_{r_3} \times (X_{e_3}, Y_{e_3}, Z_{e_3})]] \cdot \hat{k} \\ -[\vec{\omega}_u \times [\vec{\omega}_u \times (X_{u_{12}}, Y_{u_{12}}, Z_{u_{12}})]] \cdot \hat{i} \\ -[\vec{\omega}_u \times [\vec{\omega}_u \times (X_{u_{12}}, Y_{u_{12}}, Z_{u_{12}})]] \cdot \hat{j} \\ -[\vec{\omega}_u \times [\vec{\omega}_u \times (X_{u_{12}}, Y_{u_{12}}, Z_{u_{12}})]] \cdot \hat{k} \\ -[\vec{\omega}_u \times [\vec{\omega}_u \times (X_{u_{13}}, Y_{u_{13}}, Z_{u_{13}})]] \cdot \hat{i} \\ -[\vec{\omega}_u \times [\vec{\omega}_u \times (X_{u_{13}}, Y_{u_{13}}, Z_{u_{13}})]] \cdot \hat{j} \\ -[\vec{\omega}_u \times [\vec{\omega}_u \times (X_{u_{13}}, Y_{u_{13}}, Z_{u_{13}})]] \cdot \hat{k} \end{bmatrix}, \quad A_{15,1} = \begin{bmatrix} \alpha_{r_1} \\ \alpha_{r_2} \\ \alpha_{r_3} \\ a_{e_{1x}} \\ a_{e_{1y}} \\ a_{e_{1z}} \\ a_{e_{2x}} \\ a_{e_{2y}} \\ a_{e_{2z}} \\ a_{e_{3x}} \\ a_{e_{3y}} \\ a_{e_{3z}} \\ \alpha_{u_x} \\ \alpha_{u_y} \\ \alpha_{u_z} \end{bmatrix}$$

Entonces, se resuelve el sistema:

$$M_a \times A = C$$

$$A = M_a^{-1} \times C \quad (\text{A5.50})$$

A5.4. Análisis dinámico

Una vez halladas las aceleraciones del sistema, se procederá a analizar la dinámica del sistema con el fin de encontrar la potencia y el torque de los motores. En esta fase, será necesario aplicar la segunda ley de Newton para cuerpos rígidos, la cual se enuncia en la ecuación A5.51, y también, se aplicarán las ecuaciones de rotación de Euler, las cuales se enuncian en las ecuaciones A5.52, A5.53 y A5.54.

$$\sum \vec{F} = m \times \vec{a}_G \quad (\text{A5.51})$$

$$M_{a_{15,15}} = \begin{bmatrix} \begin{pmatrix} Y_{r_1} \times Z_{e_1} - \\ Z_{r_1} \times Y_{e_1} \end{pmatrix} & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \begin{pmatrix} Z_{r_1} \times X_{e_1} - \\ X_{r_1} \times Z_{e_1} \end{pmatrix} & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \begin{pmatrix} X_{r_1} \times Y_{e_1} - \\ Y_{r_1} \times X_{e_1} \end{pmatrix} & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \begin{pmatrix} Y_{r_2} \times Z_{e_2} - \\ Z_{r_2} \times Y_{e_2} \end{pmatrix} & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \begin{pmatrix} Z_{r_2} \times X_{e_2} - \\ X_{r_2} \times Z_{e_2} \end{pmatrix} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \begin{pmatrix} X_{r_2} \times Y_{e_2} - \\ Y_{r_2} \times X_{e_2} \end{pmatrix} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \begin{pmatrix} Y_{r_3} \times Z_{e_3} - \\ Z_{r_3} \times Y_{e_3} \end{pmatrix} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \begin{pmatrix} Z_{r_3} \times X_{e_3} - \\ X_{r_3} \times Z_{e_3} \end{pmatrix} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \begin{pmatrix} X_{r_3} \times Y_{e_3} - \\ Y_{r_3} \times X_{e_3} \end{pmatrix} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

Donde:

$\sum \vec{F}$: Suma de las fuerzas externas que actúan sobre el cuerpo rígido.

m : Masa total del cuerpo rígido.

\vec{a}_G : Aceleración del centro de gravedad del cuerpo.

$$\sum M_x = I_{xx} \times \alpha_x + (I_{zz} - I_{yy}) \times \omega_y \times \omega_z \quad (\text{A5.52})$$

$$\sum M_y = I_{yy} \times \alpha_y + (I_{xx} - I_{zz}) \times \omega_z \times \omega_x \quad (\text{A5.53})$$

$$\sum M_z = I_{zz} \times \alpha_z + (I_{yy} - I_{xx}) \times \omega_x \times \omega_y \quad (\text{A5.54})$$

Donde:

$\sum \vec{M}_i$: Suma de momentos externos que actúan sobre el cuerpo rígido respecto al eje i .

I_{ii} : Momento de inercia respecto al eje i .

α_i : Aceleración angular del cuerpo rígido respecto al eje i .

ω_i : Velocidad angular del cuerpo rígido respecto al eje i .

Para este análisis, se consideró que cada pieza puede generar 6 ecuaciones: 3 de equilibrio de fuerzas y 3 de equilibrio de momentos. Del conjunto formado por la plataforma superior y las 3 bielas, se tiene un total de 4 piezas, con 6 ecuaciones cada parte, lo que equivale a un total de 24 ecuaciones. Para estas 4 piezas mencionadas, también se tienen 24 variables desconocidas; por lo que, es posible resolver este sistema mediante una ecuación matricial, similar al caso de las velocidad y las aceleraciones. Primero, se analizó la plataforma superior. Para esta plataforma, se va a aplicar la ecuación A5.51 respecto a los ejes \hat{x}_s , \hat{y}_s y \hat{z}_s del marco $\{s\}$,

$$\sum \vec{F}_{u_s} = m_u \times \vec{a}_{G_{u_s}} \quad (\text{A5.55})$$

De la cual, se desprenden las siguientes ecuaciones:

$$\sum F_{u_{\hat{x}_s}} = m_u \times a_{G_{u_{\hat{x}_s}}} \quad (\text{A5.56})$$

$$\sum F_{u_{\hat{y}_s}} = m_u \times a_{G_{u_{\hat{y}_s}}} \quad (\text{A5.57})$$

$$\sum F_{u\hat{z}_s} = m_u \times a_{G_{u\hat{z}_s}} \quad (\text{A5.58})$$

Para resolver estas ecuaciones, es necesario hallar las sumas de fuerzas y las componentes de la aceleración del centroide de la plataforma superior. En el caso de las fuerzas externas que actúan sobre la plataforma superior, se sabe que estas son su propio peso \vec{W}_u y las tres reacciones \vec{F}_{e_1} , \vec{F}_{e_2} y \vec{F}_{e_3} realizadas por las uniones esféricas; por lo tanto:

$$\sum \vec{F}_{u_s} = \vec{F}_{e_1s} + \vec{F}_{e_2s} + \vec{F}_{e_3s} + \vec{W}_{u_s}$$

$$\sum \vec{F}_{u_s} = \vec{F}_{e_1s} + \vec{F}_{e_2s} + \vec{F}_{e_3s} + m_u \times g_{mars}(-\hat{z}_s)$$

Esto genera las ecuaciones A5.59, A5.60 y A5.61:

$$\sum F_{u\hat{x}_s} = F_{e_1\hat{x}_s} + F_{e_2\hat{x}_s} + F_{e_3\hat{x}_s} \quad (\text{A5.59})$$

$$\sum F_{u\hat{y}_s} = F_{e_1\hat{y}_s} + F_{e_2\hat{y}_s} + F_{e_3\hat{y}_s} \quad (\text{A5.60})$$

$$\sum F_{u\hat{z}_s} = F_{e_1\hat{z}_s} + F_{e_2\hat{z}_s} + F_{e_3\hat{z}_s} - m_u \times g_{mars} \quad (\text{A5.61})$$

Por otro lado, para hallar la aceleración $\vec{a}_{G_{u_s}}$, se usará la ecuación A5.34 en base al origen del marco $\{e_1\}$:

$$\vec{a}_{G_{u_s}} = \vec{a}_{e_1} + \vec{\alpha}_u \times (p_{sc} - p_{se1})^T + \vec{\omega}_u \times [\vec{\omega}_u \times (p_{sc} - p_{se1})^T] \quad (\text{A5.62})$$

De esta ecuación, se puede hallar la aceleración del centroide de la plataforma superior y también sus componentes $a_{G_{u\hat{x}_s}}$, $a_{G_{u\hat{y}_s}}$ y $a_{G_{u\hat{z}_s}}$.

Ahora, se remplazarán las ecuaciones A5.59, A5.60, A5.61 y las componentes de la aceleración de la ecuación A5.62 en las ecuaciones A5.56, A5.57 y A5.58. Esto genera las ecuaciones A5.63, A5.64 y A5.65, donde las fuerzas con las variables a hallar. Estas serán las primeras ecuaciones que serán utilizadas en el sistema matricial que se resolverá más adelante.

$$F_{e_1\hat{x}_s} + F_{e_2\hat{x}_s} + F_{e_3\hat{x}_s} = m_u \times a_{G_{u\hat{x}_s}} \quad (\text{A5.63})$$

$$F_{e_1\hat{y}_s} + F_{e_2\hat{y}_s} + F_{e_3\hat{y}_s} = m_u \times a_{G_{u\hat{y}_s}} \quad (\text{A5.64})$$

$$F_{e1\hat{z}_s} + F_{e2\hat{z}_s} + F_{e3\hat{z}_s} - m_u \times g_{mars} = m_u \times a_{G_{u\hat{z}_s}} \quad (A5.65)$$

Luego de haber aplicado la segunda ley de Newton en la plataforma superior, se aplicarán la ecuaciones de rotación de Euler en esta plataforma. Sin embargo, para facilitar los cálculos, esta vez el desarrollo se hará respecto al centroide de la plataforma y respecto al marco $\{c\}$.

$$\sum M_{G_{u\hat{x}_c}} = I_{G_{ucxx}} \times \alpha_{u\hat{x}_c} + (I_{G_{uczz}} - I_{G_{ucyy}}) \times \omega_{u\hat{y}_c} \times \omega_{u\hat{z}_c} \quad (A5.66)$$

$$\sum M_{G_{u\hat{y}_c}} = I_{G_{ucyy}} \times \alpha_{u\hat{y}_c} + (I_{G_{ucxx}} - I_{G_{uczz}}) \times \omega_{u\hat{z}_c} \times \omega_{u\hat{x}_c} \quad (A5.67)$$

$$\sum M_{G_{u\hat{z}_c}} = I_{G_{uczz}} \times \alpha_{u\hat{z}_c} + (I_{G_{ucyy}} - I_{G_{ucxx}}) \times \omega_{u\hat{x}_c} \times \omega_{u\hat{y}_c} \quad (A5.68)$$

De estas ecuaciones, ya se conocen los valores de los momentos de inercia; sin embargo, en el caso de los momentos, primero estos deben hallarse respecto al marco $\{s\}$ y luego deberán transformarse respecto al marco $\{c\}$. De igual manera, se deberá cambiar el marco de referencia de la aceleración y de la velocidad angular de la plataforma superior. En el caso de los momentos, las operaciones para transformar el marco de referencia $\{s\}$ al marco $\{c\}$ se muestran a continuación:

$$\begin{aligned} \sum \vec{M}_{G_{uc}} &= R_{sc}^T \times \sum \vec{M}_{G_{us}} \\ \sum \vec{M}_{G_{uc}} &= \begin{bmatrix} \hat{x}_{scx} & \hat{y}_{scx} & \hat{z}_{scx} \\ \hat{x}_{scy} & \hat{y}_{scy} & \hat{z}_{scy} \\ \hat{x}_{scz} & \hat{y}_{scz} & \hat{z}_{scz} \end{bmatrix}^T \times \sum \vec{M}_{G_{us}} \\ \sum \vec{M}_{G_{uc}} &= \begin{bmatrix} \hat{x}_{scx} & \hat{x}_{scy} & \hat{x}_{scz} \\ \hat{y}_{scx} & \hat{y}_{scy} & \hat{y}_{scz} \\ \hat{z}_{scx} & \hat{z}_{scy} & \hat{z}_{scz} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \sum M_{G_{u\hat{x}_s}} \\ \sum M_{G_{u\hat{y}_s}} \\ \sum M_{G_{u\hat{z}_s}} \end{bmatrix} \\ \sum \vec{M}_{G_{uc}} &= \begin{bmatrix} \hat{x}_{scx} \times \sum M_{G_{u\hat{x}_s}} + \hat{x}_{scy} \times \sum M_{G_{u\hat{y}_s}} + \hat{x}_{scz} \times \sum M_{G_{u\hat{z}_s}} \\ \hat{y}_{scx} \times \sum M_{G_{u\hat{x}_s}} + \hat{y}_{scy} \times \sum M_{G_{u\hat{y}_s}} + \hat{y}_{scz} \times \sum M_{G_{u\hat{z}_s}} \\ \hat{z}_{scx} \times \sum M_{G_{u\hat{x}_s}} + \hat{z}_{scy} \times \sum M_{G_{u\hat{y}_s}} + \hat{z}_{scz} \times \sum M_{G_{u\hat{z}_s}} \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} \sum M_{G_{u\hat{x}_c}} \\ \sum M_{G_{u\hat{y}_c}} \\ \sum M_{G_{u\hat{z}_c}} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \hat{x}_{scx} \times \sum M_{G_{u\hat{x}_s}} + \hat{x}_{scy} \times \sum M_{G_{u\hat{y}_s}} + \hat{x}_{scz} \times \sum M_{G_{u\hat{z}_s}} \\ \hat{y}_{scx} \times \sum M_{G_{u\hat{x}_s}} + \hat{y}_{scy} \times \sum M_{G_{u\hat{y}_s}} + \hat{y}_{scz} \times \sum M_{G_{u\hat{z}_s}} \\ \hat{z}_{scx} \times \sum M_{G_{u\hat{x}_s}} + \hat{z}_{scy} \times \sum M_{G_{u\hat{y}_s}} + \hat{z}_{scz} \times \sum M_{G_{u\hat{z}_s}} \end{bmatrix} \quad (A5.69) \end{aligned}$$

De la ecuación A5.69, previamente ya se han hallado las componentes unitarios de la matriz de rotación R_{sc} ; por lo que, solo queda hallar la suma de los momentos provocados por las fuerzas no centroidales sobre la plataforma superior respecto al marco $\{s\}$:

$$\sum \vec{M}_{G_{u_s}} = \vec{V}_{ce1} \times \vec{F}_{e1_s} + \vec{V}_{ce2} \times \vec{F}_{e2_s} + \vec{V}_{ce3} \times \vec{F}_{e3_s} \quad (A5.70)$$

De la ecuación A5.70, los vectores de fuerzas son las variables a hallar y los vectores posición \vec{V}_{ce1} , \vec{V}_{ce2} y \vec{V}_{ce3} , que se encuentran respecto al marco $\{s\}$, fueron definidos para reducir las variables y facilitar los cálculos. Las expresiones de estos vectores se muestran a continuación:

$$\vec{V}_{ce1} = (p_{se1} - p_{sc})^T$$

$$\vec{V}_{ce2} = (p_{se2} - p_{sc})^T$$

$$\vec{V}_{ce3} = (p_{se3} - p_{sc})^T$$

Con estos vectores, ya es posible hallar las formas expandidas de la suma de momentos respecto al marco $\{s\}$ de la ecuación A5.70.

$$\begin{aligned} \sum M_{G_{u_{\hat{x}_s}}} &= V_{ce1y} \times F_{e1_{\hat{z}_s}} - V_{ce1z} \times F_{e1_{\hat{y}_s}} + V_{ce2y} \times F_{e2_{\hat{z}_s}} - \\ &V_{ce2z} \times F_{e2_{\hat{y}_s}} + V_{ce3y} \times F_{e3_{\hat{z}_s}} - V_{ce3z} \times F_{e3_{\hat{y}_s}} \end{aligned} \quad (A5.71)$$

$$\begin{aligned} \sum M_{G_{u_{\hat{y}_s}}} &= V_{ce1z} \times F_{e1_{\hat{x}_s}} - V_{ce1x} \times F_{e1_{\hat{z}_s}} + V_{ce2z} \times F_{e2_{\hat{x}_s}} - \\ &V_{ce2x} \times F_{e2_{\hat{z}_s}} + V_{ce3z} \times F_{e3_{\hat{x}_s}} - V_{ce3x} \times F_{e3_{\hat{z}_s}} \end{aligned} \quad (A5.72)$$

$$\begin{aligned} \sum M_{G_{u_{\hat{z}_s}}} &= V_{ce1x} \times F_{e1_{\hat{y}_s}} - V_{ce1y} \times F_{e1_{\hat{x}_s}} + V_{ce2x} \times F_{e2_{\hat{y}_s}} - \\ &V_{ce2y} \times F_{e2_{\hat{x}_s}} + V_{ce3x} \times F_{e3_{\hat{y}_s}} - V_{ce3y} \times F_{e3_{\hat{x}_s}} \end{aligned} \quad (A5.73)$$

Una vez hallados los momentos respecto al marco $\{s\}$, se podrán hallar los momentos respecto al marco $\{c\}$. Para ello, se remplazarán las ecuaciones A5.71, A5.72, A5.73 en la ecuación A5.69; lo que resulta en lo siguiente:

$$\begin{aligned} \sum M_{G_{u_{\hat{x}_c}}} &= \hat{x}_{scx} \times (V_{ce1y} \times F_{e1_{\hat{z}_s}} - V_{ce1z} \times F_{e1_{\hat{y}_s}} + V_{ce2y} \times F_{e2_{\hat{z}_s}} - V_{ce2z} \times F_{e2_{\hat{y}_s}} + \\ &V_{ce3y} \times F_{e3_{\hat{z}_s}} - V_{ce3z} \times F_{e3_{\hat{y}_s}}) + \hat{x}_{scy} \times (V_{ce1z} \times F_{e1_{\hat{x}_s}} - V_{ce1x} \times F_{e1_{\hat{z}_s}} + V_{ce2z} \times F_{e2_{\hat{x}_s}} - \\ &V_{ce2x} \times F_{e2_{\hat{z}_s}} + V_{ce3z} \times F_{e3_{\hat{x}_s}} - V_{ce3x} \times F_{e3_{\hat{z}_s}}) + \hat{x}_{scz} \times (V_{ce1x} \times F_{e1_{\hat{y}_s}} - V_{ce1y} \times F_{e1_{\hat{x}_s}} + \\ &V_{ce2x} \times F_{e2_{\hat{y}_s}} - V_{ce2y} \times F_{e2_{\hat{x}_s}} + V_{ce3x} \times F_{e3_{\hat{y}_s}} - V_{ce3y} \times F_{e3_{\hat{x}_s}}) \end{aligned} \quad (A5.74)$$

$$\begin{aligned} \sum M_{G_{u_{\hat{y}_c}}} &= \hat{y}_{scx} \times (V_{ce1y} \times F_{e1_{\hat{z}_s}} - V_{ce1z} \times F_{e1_{\hat{y}_s}} + V_{ce2y} \times F_{e2_{\hat{z}_s}} - V_{ce2z} \times F_{e2_{\hat{y}_s}} + \\ &V_{ce3y} \times F_{e3_{\hat{z}_s}} - V_{ce3z} \times F_{e3_{\hat{y}_s}}) + \hat{y}_{scy} \times (V_{ce1z} \times F_{e1_{\hat{x}_s}} - V_{ce1x} \times F_{e1_{\hat{z}_s}} + V_{ce2z} \times F_{e2_{\hat{x}_s}} - \\ &V_{ce2x} \times F_{e2_{\hat{z}_s}} + V_{ce3z} \times F_{e3_{\hat{x}_s}} - V_{ce3x} \times F_{e3_{\hat{z}_s}}) + \hat{y}_{scz} \times (V_{ce1x} \times F_{e1_{\hat{y}_s}} - V_{ce1y} \times F_{e1_{\hat{x}_s}} + \\ &V_{ce2x} \times F_{e2_{\hat{y}_s}} - V_{ce2y} \times F_{e2_{\hat{x}_s}} + V_{ce3x} \times F_{e3_{\hat{y}_s}} - V_{ce3y} \times F_{e3_{\hat{x}_s}}) \end{aligned} \quad (A5.75)$$

$$\begin{aligned} \sum M_{G_{u_{\hat{z}_c}}} &= \hat{z}_{scx} \times (V_{ce1y} \times F_{e1_{\hat{z}_s}} - V_{ce1z} \times F_{e1_{\hat{y}_s}} + V_{ce2y} \times F_{e2_{\hat{z}_s}} - V_{ce2z} \times F_{e2_{\hat{y}_s}} + \\ &V_{ce3y} \times F_{e3_{\hat{z}_s}} - V_{ce3z} \times F_{e3_{\hat{y}_s}}) + \hat{z}_{scy} \times (V_{ce1z} \times F_{e1_{\hat{x}_s}} - V_{ce1x} \times F_{e1_{\hat{z}_s}} + V_{ce2z} \times F_{e2_{\hat{x}_s}} - \\ &V_{ce2x} \times F_{e2_{\hat{z}_s}} + V_{ce3z} \times F_{e3_{\hat{x}_s}} - V_{ce3x} \times F_{e3_{\hat{z}_s}}) + \hat{z}_{scz} \times (V_{ce1x} \times F_{e1_{\hat{y}_s}} - V_{ce1y} \times F_{e1_{\hat{x}_s}} + \\ &V_{ce2x} \times F_{e2_{\hat{y}_s}} - V_{ce2y} \times F_{e2_{\hat{x}_s}} + V_{ce3x} \times F_{e3_{\hat{y}_s}} - V_{ce3y} \times F_{e3_{\hat{x}_s}}) \end{aligned} \quad (A5.76)$$

Luego, se podrían remplazar las sumas de momento respecto al marco $\{c\}$, que se acaban de hallar en las ecuaciones A5.66, A5.67 y A5.68, pero aún faltan hallar la aceleración y la velocidad angular respecto al marco $\{c\}$. Esto se hará de la siguiente manera:

$$\vec{\alpha}_{u_c} = R_{sc}^T \times \vec{\alpha}_{u_s} \quad (A5.77)$$

$$\vec{\omega}_{u_c} = R_{sc}^T \times \vec{\omega}_{u_s} \quad (A5.78)$$

Observe que tanto la aceleración angular $\vec{\alpha}_u$ como la velocidad angular $\vec{\omega}_u$ ya fueron halladas al resolver las ecuaciones A5.50 y A5.33; pero, para hallar estas variables, se usó como marco de referencia al marco $\{s\}$. Para solucionar esto, las ecuaciones A5.77 y A5.78 se pueden expresar como:

$$\begin{aligned} \vec{\alpha}_{u_c}^T &= R_{sc}^T \times \vec{\alpha}_{u_s}^T \\ \begin{bmatrix} \alpha_{u_{\hat{x}_c}} \\ \alpha_{u_{\hat{y}_c}} \\ \alpha_{u_{\hat{z}_c}} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \hat{x}_{scx} & \hat{x}_{scy} & \hat{x}_{scz} \\ \hat{y}_{scx} & \hat{y}_{scy} & \hat{y}_{scz} \\ \hat{z}_{scx} & \hat{z}_{scy} & \hat{z}_{scz} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \alpha_{u_{\hat{x}_s}} \\ \alpha_{u_{\hat{y}_s}} \\ \alpha_{u_{\hat{z}_s}} \end{bmatrix} \end{aligned}$$

$$\alpha_{u_{\hat{x}_c}} = \hat{x}_{scx} \times \alpha_{u_{\hat{x}_s}} + \hat{x}_{scy} \times \alpha_{u_{\hat{y}_s}} + \hat{x}_{scz} \times \alpha_{u_{\hat{z}_s}} \quad (A5.79)$$

$$\alpha_{u_{\hat{y}_c}} = \hat{y}_{scx} \times \alpha_{u_{\hat{x}_s}} + \hat{y}_{scy} \times \alpha_{u_{\hat{y}_s}} + \hat{y}_{scz} \times \alpha_{u_{\hat{z}_s}} \quad (A5.80)$$

$$\alpha_{u_{\hat{z}_c}} = \hat{z}_{scx} \times \alpha_{u_{\hat{x}_s}} + \hat{z}_{scy} \times \alpha_{u_{\hat{y}_s}} + \hat{z}_{scz} \times \alpha_{u_{\hat{z}_s}} \quad (A5.81)$$

$$\vec{\omega}_{u_c}^T = R_{sc}^T \times \vec{\omega}_{u_s}^T$$

$$\begin{bmatrix} \omega_{u_{\hat{x}_c}} \\ \omega_{u_{\hat{y}_c}} \\ \omega_{u_{\hat{z}_c}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{x}_{scx} & \hat{x}_{scy} & \hat{x}_{scz} \\ \hat{y}_{scx} & \hat{y}_{scy} & \hat{y}_{scz} \\ \hat{z}_{scx} & \hat{z}_{scy} & \hat{z}_{scz} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \omega_{u_{\hat{x}_s}} \\ \omega_{u_{\hat{y}_s}} \\ \omega_{u_{\hat{z}_s}} \end{bmatrix}$$

$$\omega_{u_{\hat{x}_c}} = \hat{x}_{scx} \times \omega_{u_{\hat{x}_s}} + \hat{x}_{scy} \times \omega_{u_{\hat{y}_s}} + \hat{x}_{scz} \times \omega_{u_{\hat{z}_s}} \quad (A5.82)$$

$$\omega_{u_{\hat{y}_c}} = \hat{y}_{scx} \times \omega_{u_{\hat{x}_s}} + \hat{y}_{scy} \times \omega_{u_{\hat{y}_s}} + \hat{y}_{scz} \times \omega_{u_{\hat{z}_s}} \quad (A5.83)$$

$$\omega_{u_{\hat{z}_c}} = \hat{z}_{scx} \times \omega_{u_{\hat{x}_s}} + \hat{z}_{scy} \times \omega_{u_{\hat{y}_s}} + \hat{z}_{scz} \times \omega_{u_{\hat{z}_s}} \quad (A5.84)$$

Finalmente, ahora se pueden remplazar las ecuaciones A5.74, A5.75, A5.76, A5.79, A5.80, A5.81, A5.82, A5.83 y A5.84 en las ecuaciones A5.66, A5.67 y A5.68; con lo que, se generan las ecuaciones A5.85, A5.86 y A5.87. En estas ecuaciones, las variables a hallar son: $F_{e1_{\hat{x}_s}}, F_{e1_{\hat{y}_s}}, F_{e1_{\hat{z}_s}}, F_{e2_{\hat{x}_s}}, F_{e2_{\hat{y}_s}}, F_{e2_{\hat{z}_s}}, F_{e3_{\hat{x}_s}}, F_{e3_{\hat{y}_s}}$ y $F_{e3_{\hat{z}_s}}$:

$$\begin{aligned} & \hat{x}_{scx} \times (V_{ce1y} \times F_{e1_{\hat{z}_s}} - V_{ce1z} \times F_{e1_{\hat{y}_s}} + V_{ce2y} \times F_{e2_{\hat{z}_s}} - V_{ce2z} \times F_{e2_{\hat{y}_s}} + V_{ce3y} \times F_{e3_{\hat{z}_s}} + \\ & V_{ce3z} \times F_{e3_{\hat{y}_s}}) + \hat{x}_{scy} \times (V_{ce1z} \times F_{e1_{\hat{x}_s}} - V_{ce1x} \times F_{e1_{\hat{z}_s}} + V_{ce2z} \times F_{e2_{\hat{x}_s}} - V_{ce2x} \times F_{e2_{\hat{z}_s}} + \\ & V_{ce3z} \times F_{e3_{\hat{x}_s}} - V_{ce3x} \times F_{e3_{\hat{z}_s}}) + \hat{x}_{scz} \times (V_{ce1x} \times F_{e1_{\hat{y}_s}} - V_{ce1y} \times F_{e1_{\hat{x}_s}} + V_{ce2x} \times F_{e2_{\hat{y}_s}} - \\ & V_{ce2y} \times F_{e2_{\hat{x}_s}} + V_{ce3x} \times F_{e3_{\hat{y}_s}} - V_{ce3y} \times F_{e3_{\hat{x}_s}}) = I_{G_{ucxx}} \times \alpha_{u_{\hat{x}_c}} + \\ & (I_{G_{uczz}} - I_{G_{ucyy}}) \times \omega_{u_{\hat{y}_c}} \times \omega_{u_{\hat{z}_s}} \end{aligned} \quad (A5.85)$$

$$\begin{aligned}
& \hat{y}_{scx} \times (V_{ce1y} \times F_{e1\hat{z}_s} - V_{ce1z} \times F_{e1\hat{y}_s} + V_{ce2y} \times F_{e2\hat{z}_s} - V_{ce2z} \times F_{e2\hat{y}_s} + V_{ce3y} \times F_{e3\hat{z}_s} + \\
& V_{ce3z} \times F_{e3\hat{y}_s}) + \hat{y}_{scy} \times (V_{ce1z} \times F_{e1\hat{x}_s} - V_{ce1x} \times F_{e1\hat{z}_s} + V_{ce2z} \times F_{e2\hat{x}_s} - V_{ce2x} \times F_{e2\hat{z}_s} + \\
& V_{ce3z} \times F_{e3\hat{x}_s} - V_{ce3x} \times F_{e3\hat{z}_s}) + \hat{y}_{scz} \times (V_{ce1x} \times F_{e1\hat{y}_s} - V_{ce1y} \times F_{e1\hat{x}_s} + V_{ce2x} \times F_{e2\hat{y}_s} - \\
& V_{ce2y} \times F_{e2\hat{x}_s} + V_{ce3x} \times F_{e3\hat{y}_s} - V_{ce3y} \times F_{e3\hat{x}_s}) = I_{G_{ucyy}} \times \alpha_{u_{\hat{y}_c}} + \\
& (I_{G_{ucxx}} - I_{G_{uczz}}) \times \omega_{u_{\hat{z}_c}} \times \omega_{u_{\hat{x}_s}}
\end{aligned} \tag{A5.86}$$

$$\begin{aligned}
& \hat{z}_{scx} \times (V_{ce1y} \times F_{e1\hat{z}_s} - V_{ce1z} \times F_{e1\hat{y}_s} + V_{ce2y} \times F_{e2\hat{z}_s} - V_{ce2z} \times F_{e2\hat{y}_s} + V_{ce3y} \times F_{e3\hat{z}_s} + \\
& V_{ce3z} \times F_{e3\hat{y}_s}) + \hat{z}_{scy} \times (V_{ce1z} \times F_{e1\hat{x}_s} - V_{ce1x} \times F_{e1\hat{z}_s} + V_{ce2z} \times F_{e2\hat{x}_s} - V_{ce2x} \times F_{e2\hat{z}_s} + \\
& V_{ce3z} \times F_{e3\hat{x}_s} - V_{ce3x} \times F_{e3\hat{z}_s}) + \hat{z}_{scz} \times (V_{ce1x} \times F_{e1\hat{y}_s} - V_{ce1y} \times F_{e1\hat{x}_s} + V_{ce2x} \times F_{e2\hat{y}_s} - \\
& V_{ce2y} \times F_{e2\hat{x}_s} + V_{ce3x} \times F_{e3\hat{y}_s} - V_{ce3y} \times F_{e3\hat{x}_s}) = I_{G_{uczz}} \times \alpha_{u_{\hat{z}_c}} + \\
& (I_{G_{ucyy}} - I_{G_{ucxx}}) \times \omega_{u_{\hat{x}_c}} \times \omega_{u_{\hat{y}_s}}
\end{aligned} \tag{A5.87}$$

El siguiente paso corresponde a repetir el proceso que se ha seguido para hallar las ecuaciones de la plataforma superior pero ahora para cada una de las bielas. En el caso de la biela 1, se empezará por aplicar la segunda ley de Newton para cuerpos rígidos de la ecuación A5.51 respecto al marco $\{s\}$:

$$\sum \vec{F}_{r1s} = m_{r1} \times \vec{a}_{G_{r1s}} \tag{A5.88}$$

De la cual, se desprenden las ecuaciones A5.89, A5.90 y A5.90.

$$\sum F_{r1\hat{x}_s} = m_{r1} \times a_{G_{r1\hat{x}_s}} \tag{A5.89}$$

$$\sum F_{r1\hat{y}_s} = m_{r1} \times a_{G_{r1\hat{y}_s}} \tag{A5.90}$$

$$\sum F_{r1\hat{z}_s} = m_{r1} \times a_{G_{r1\hat{z}_s}} \tag{A5.91}$$

De estas ecuaciones, se debe hallar la suma de fuerzas y las componentes de la aceleración centroidal de la biela 1. Para hallar las sumas de fuerzas, se sabe que las fuerzas externas sobre la biela 1 son el peso de la propia biela, la reacción de su unión biela-manivela y la reacción de su unión esférica. Note que la reacción de la unión esférica sobre la biela es de igual magnitud pero de sentido opuesto a la reacción de esta unión sobre la plataforma superior, la cual se halló previamente como $\vec{F}_{r_{1s}}$. Esta información se resume a continuación:

$$\begin{aligned}\sum \vec{F}_{r_{1s}} &= \vec{F}_{jbm_{1s}} - \vec{F}_{e_{1s}} + \vec{W}_{r_{1s}} \\ \sum \vec{F}_{r_{1s}} &= \vec{F}_{jbm_{1s}} - \vec{F}_{e_{1s}} + m_{r_1} \times g_{mars}(-\hat{z}_s)\end{aligned}$$

Esta última expresión genera las ecuaciones A5.92, A5.93 y A5.94:

$$\sum F_{r_{1\hat{x}_s}} = F_{jbm_{1\hat{x}_s}} - F_{e_{1\hat{x}_s}} \quad (A5.92)$$

$$\sum F_{r_{1\hat{y}_s}} = F_{jbm_{1\hat{y}_s}} - F_{e_{1\hat{y}_s}} \quad (A5.93)$$

$$\sum F_{r_{1\hat{z}_s}} = F_{jbm_{1\hat{z}_s}} - F_{e_{1\hat{z}_s}} - m_{r_1} \times g_{mars} \quad (A5.94)$$

Por otro lado, para hallar la aceleración del centroide de la biela 1, se aplicará la ecuación A5.34:

$$\vec{a}_{G_{r_{1s}}} = \vec{a}_{jbm_1} + \vec{\alpha}_{r_1} \times \left(\frac{p_{se1} - p_{sjbm_1}}{2} \right) T + \vec{\omega}_{r_1} \times \left[\vec{\omega}_{r_1} \times \left(\frac{p_{se1} - p_{sjbm_1}}{2} \right) T \right] \quad (A5.95)$$

En la ecuación A5.95, como previamente ya se hallaron todos los elementos, se puede hallar la aceleración del centroide de la biela 1 así como sus componentes $a_{G_{r_{1\hat{x}_s}}}$, $a_{G_{r_{1\hat{y}_s}}}$ y $a_{G_{r_{1\hat{z}_s}}}$.

Luego, se rempazan las ecuaciones A5.92, A5.93, A5.94 y las componentes de la aceleración de la ecuación A5.95 en las ecuaciones A5.89, A5.90 y A5.91. Esto genera las ecuaciones A5.96, A5.97 y A5.98, donde las fuerzas con las variables a hallar:

$$F_{jbm_{1\hat{x}_s}} - F_{e_{1\hat{x}_s}} = m_{r_1} \times a_{G_{r_{1\hat{x}_s}}} \quad (A5.96)$$

$$F_{jbm_{1\hat{y}_s}} - F_{e_{1\hat{y}_s}} = m_{r_1} \times a_{G_{r_{1\hat{y}_s}}} \quad (A5.97)$$

$$F_{jbm_{1\hat{z}_s}} - F_{e_{1\hat{z}_s}} - m_{r_1} \times g_{mars} = m_{r_1} \times a_{G_{r_{1\hat{z}_s}}} \quad (A5.98)$$

Una vez halladas las ecuaciones de la suma de fuerzas, se aplicarán las ecuaciones de rotación de Euler. De manera similar al caso de la plataforma superior, se aplicarán estas ecuaciones respecto al centroide de la biela 1 y respecto al marco $\{r_1\}$; luego, se transformarán respecto al marco $\{s\}$.

$$\sum M_{G_{r_1\hat{x}_{r_1}}} = I_{G_{r_1r_{1xx}}} \times \alpha_{r_1\hat{x}_{r_1}} + (I_{G_{r_1r_{1zz}}} - I_{G_{r_1r_{1yy}}}) \times \omega_{r_1\hat{y}_{r_1}} \times \omega_{r_1\hat{z}_{r_1}} \quad (\text{A5.99})$$

$$\sum M_{G_{r_1\hat{y}_{r_1}}} = I_{G_{r_1r_{1yy}}} \times \alpha_{r_1\hat{y}_{r_1}} + (I_{G_{r_1r_{1xx}}} - I_{G_{r_1r_{1zz}}}) \times \omega_{r_1\hat{z}_{r_1}} \times \omega_{r_1\hat{x}_{r_1}} \quad (\text{A5.100})$$

$$\sum M_{G_{r_1\hat{z}_{r_1}}} = I_{G_{r_1r_{1zz}}} \times \alpha_{r_1\hat{z}_{r_1}} + (I_{G_{r_1r_{1yy}}} - I_{G_{r_1r_{1xx}}}) \times \omega_{r_1\hat{x}_{r_1}} \times \omega_{r_1\hat{y}_{r_1}} \quad (\text{A5.101})$$

En estas ecuaciones, primero se hallarán las sumas de momentos respecto al marco $\{r_1\}$. Para ello, primero se hallarán las sumas de momentos respecto al marco $\{s\}$; y luego, se cambiará la referencia al marco $\{r_1\}$. Este cambio de marco de referencia se muestra a continuación:

$$\sum \vec{M}_{G_{r_1r_1}} = R_{sr_1}^T \times \sum \vec{M}_{G_{r_1s}} \quad (\text{A5.102})$$

De la ecuación A5.102, primero se hallará $R_{sr_1}^T$. Esta matriz de transformación se puede hallar de la siguiente manera:

$$\hat{x}_{sr_1} = \frac{\vec{V}_{G_{r_1jbm_1}}}{\|\vec{V}_{G_{r_1jbm_1}}\|}, \quad \text{donde } \vec{V}_{G_{r_1jbm_1}} = \frac{p_{sjbm_1} - p_{se_1}}{2}$$

$$\hat{y}_{sr_1} = \hat{y}_{ssv_1}$$

$$\hat{z}_{sr_1} = \hat{x}_{sr_1} \times \hat{y}_{sr_1}$$

$$R_{sr_1} = \begin{bmatrix} \hat{x}_{sr_1} & \hat{y}_{sr_1} & \hat{z}_{sr_1} \end{bmatrix} \quad (\text{A5.103})$$

Después, se reemplazará la ecuación A5.103 en la ecuación A5.102:

$$\sum \vec{M}_{G_{r_1r_1}} = \begin{bmatrix} \hat{x}_{sr_{1x}} & \hat{y}_{sr_{1x}} & \hat{z}_{sr_{1x}} \\ \hat{x}_{sr_{1y}} & \hat{y}_{sr_{1y}} & \hat{z}_{sr_{1y}} \\ \hat{x}_{sr_{1z}} & \hat{y}_{sr_{1z}} & \hat{z}_{sr_{1z}} \end{bmatrix}^T \times \sum \vec{M}_{G_{r_1s}}$$

$$\begin{aligned}
\sum \vec{M}_{G_{r_1 r_1}} &= \begin{bmatrix} \hat{x}_{sr_1x} & \hat{x}_{sr_1y} & \hat{x}_{sr_1z} \\ \hat{y}_{sr_1x} & \hat{y}_{sr_1y} & \hat{y}_{sr_1z} \\ \hat{z}_{sr_1x} & \hat{z}_{sr_1y} & \hat{z}_{sr_1z} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \sum M_{G_{r_1 \hat{x}_s}} \\ \sum M_{G_{r_1 \hat{y}_s}} \\ \sum M_{G_{r_1 \hat{z}_s}} \end{bmatrix} \\
\sum \vec{M}_{G_{r_1 r_1}} &= \begin{bmatrix} \hat{x}_{sr_1x} \times \sum M_{G_{r_1 \hat{x}_s}} + \hat{x}_{sr_1y} \times \sum M_{G_{r_1 \hat{y}_s}} + \hat{x}_{sr_1z} \times \sum M_{G_{r_1 \hat{z}_s}} \\ \hat{y}_{sr_1x} \times \sum M_{G_{r_1 \hat{x}_s}} + \hat{y}_{sr_1y} \times \sum M_{G_{r_1 \hat{y}_s}} + \hat{y}_{sr_1z} \times \sum M_{G_{r_1 \hat{z}_s}} \\ \hat{z}_{sr_1x} \times \sum M_{G_{r_1 \hat{x}_s}} + \hat{z}_{sr_1y} \times \sum M_{G_{r_1 \hat{y}_s}} + \hat{z}_{sr_1z} \times \sum M_{G_{r_1 \hat{z}_s}} \end{bmatrix} \\
\begin{bmatrix} \sum M_{G_{r_1 \hat{x}_r_1}} \\ \sum M_{G_{r_1 \hat{y}_r_1}} \\ \sum M_{G_{r_1 \hat{z}_r_1}} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \hat{x}_{sr_1x} \times \sum M_{G_{r_1 \hat{x}_s}} + \hat{x}_{sr_1y} \times \sum M_{G_{r_1 \hat{y}_s}} + \hat{x}_{sr_1z} \times \sum M_{G_{r_1 \hat{z}_s}} \\ \hat{y}_{sr_1x} \times \sum M_{G_{r_1 \hat{x}_s}} + \hat{y}_{sr_1y} \times \sum M_{G_{r_1 \hat{y}_s}} + \hat{y}_{sr_1z} \times \sum M_{G_{r_1 \hat{z}_s}} \\ \hat{z}_{sr_1x} \times \sum M_{G_{r_1 \hat{x}_s}} + \hat{z}_{sr_1y} \times \sum M_{G_{r_1 \hat{y}_s}} + \hat{z}_{sr_1z} \times \sum M_{G_{r_1 \hat{z}_s}} \end{bmatrix} \quad (A5.104)
\end{aligned}$$

En la ecuación A5.104, queda establecida una relación entre la suma de momentos respecto al marco $\{r_1\}$ y la suma de momentos respecto al marco $\{s\}$. Esta última suma se puede hallar al analizar las reacciones en los extremos de la manivela, lo que resulta en la siguiente expresión:

$$\sum \vec{M}_{G_{r_1 s}} = \vec{V}_{G_{r_1 e_1}} \times -\vec{F}_{e_1 s} + \vec{V}_{G_{r_1 j b m_1}} \times \vec{F}_{j b m_1 s} + \vec{M}_{j b m_1 s}$$

Donde, en líneas arriba, se halló la expresión para $\vec{V}_{G_{r_1 j b m_1}}$; y por geometría, se sabe la expresión para $\vec{V}_{G_{r_1 e_1}}$, la cual es la siguiente:

$$\vec{V}_{G_{r_1 e_1}} = -\vec{V}_{G_{r_1 j b m_1}}$$

Luego, es posible expresar la suma de momentos respecto al centroide de la biela 1 y respecto al marco $\{s\}$ tal como se muestra a continuación:

$$\begin{aligned}
\sum M_{G_{r_1 \hat{x}_s}} &= -V_{G_{r_1 e_1 y}} \times F_{e_1 \hat{z}_s} + V_{G_{r_1 e_1 z}} \times F_{e_1 \hat{y}_s} + V_{G_{r_1 j b m_1 y}} \times F_{j b m_1 \hat{z}_s} - \\
&V_{G_{r_1 j b m_1 z}} \times F_{j b m_1 \hat{y}_s} + M_{j b m_1 \hat{x}_s} \quad (A5.105)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
\sum M_{G_{r_1 \hat{y}_s}} &= -V_{G_{r_1 e_1 z}} \times F_{e_1 \hat{x}_s} + V_{G_{r_1 e_1 x}} \times F_{e_1 \hat{z}_s} + V_{G_{r_1 j b m_1 z}} \times F_{j b m_1 \hat{x}_s} - \\
&V_{G_{r_1 j b m_1 x}} \times F_{j b m_1 \hat{z}_s} + M_{j b m_1 \hat{y}_s} \quad (A5.106)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
\sum M_{G_{r_1 \hat{z}_s}} &= -V_{G_{r_1 e_1 x}} \times F_{e_1 \hat{y}_s} + V_{G_{r_1 e_1 y}} \times F_{e_1 \hat{x}_s} + V_{G_{r_1 j b m_1 x}} \times F_{j b m_1 \hat{y}_s} - \\
&V_{G_{r_1 j b m_1 y}} \times F_{j b m_1 \hat{x}_s} + M_{j b m_1 \hat{z}_s} \quad (A5.107)
\end{aligned}$$

Ahora que se han hallado las sumas de momentos respecto al marco $\{s\}$, se pueden remplazar las ecuaciones A5.105, A5.106 y A5.107 en la ecuación A5.104:

$$\begin{aligned} \sum M_{G_{r_1\hat{x}_{r_1}}} &= \hat{x}_{sr_1x} \times (-V_{G_{r_1}e_{1y}} \times F_{e_{1\hat{z}_s}} + V_{G_{r_1}e_{1z}} \times F_{e_{1\hat{y}_s}} + V_{G_{r_1}jbm_{1y}} \times F_{jbm_{1\hat{z}_s}} - \\ &V_{G_{r_1}jbm_{1z}} \times F_{jbm_{1\hat{y}_s}} + M_{jbm_{1\hat{x}_s}}) + \hat{x}_{sr_1y} \times (-V_{G_{r_1}e_{1z}} \times F_{e_{1\hat{x}_s}} + V_{G_{r_1}e_{1x}} \times F_{e_{1\hat{z}_s}} + \\ &V_{G_{r_1}jbm_{1z}} \times F_{jbm_{1\hat{x}_s}} - V_{G_{r_1}jbm_{1x}} \times F_{jbm_{1\hat{z}_s}} + M_{jbm_{1\hat{y}_s}}) + \hat{x}_{sr_1z} \times (-V_{G_{r_1}e_{1x}} \times F_{e_{1\hat{y}_s}} + \\ &V_{G_{r_1}e_{1y}} \times F_{e_{1\hat{x}_s}} + V_{G_{r_1}jbm_{1x}} \times F_{jbm_{1\hat{y}_s}} - V_{G_{r_1}jbm_{1y}} \times F_{jbm_{1\hat{x}_s}} + M_{jbm_{1\hat{z}_s}}) \end{aligned} \quad (A5.108)$$

$$\begin{aligned} \sum M_{G_{r_1\hat{y}_{r_1}}} &= \hat{y}_{sr_1x} \times (-V_{G_{r_1}e_{1y}} \times F_{e_{1\hat{z}_s}} + V_{G_{r_1}e_{1z}} \times F_{e_{1\hat{y}_s}} + V_{G_{r_1}jbm_{1y}} \times F_{jbm_{1\hat{z}_s}} - \\ &V_{G_{r_1}jbm_{1z}} \times F_{jbm_{1\hat{y}_s}} + M_{jbm_{1\hat{x}_s}}) + \hat{y}_{sr_1y} \times (-V_{G_{r_1}e_{1z}} \times F_{e_{1\hat{x}_s}} + V_{G_{r_1}e_{1x}} \times F_{e_{1\hat{z}_s}} + \\ &V_{G_{r_1}jbm_{1z}} \times F_{jbm_{1\hat{x}_s}} - V_{G_{r_1}jbm_{1x}} \times F_{jbm_{1\hat{z}_s}} + M_{jbm_{1\hat{y}_s}}) + \hat{y}_{sr_1z} \times (-V_{G_{r_1}e_{1x}} \times F_{e_{1\hat{y}_s}} + \\ &V_{G_{r_1}e_{1y}} \times F_{e_{1\hat{x}_s}} + V_{G_{r_1}jbm_{1x}} \times F_{jbm_{1\hat{y}_s}} - V_{G_{r_1}jbm_{1y}} \times F_{jbm_{1\hat{x}_s}} + M_{jbm_{1\hat{z}_s}}) \end{aligned} \quad (A5.109)$$

$$\begin{aligned} \sum M_{G_{r_1\hat{z}_{r_1}}} &= \hat{z}_{sr_1x} \times (-V_{G_{r_1}e_{1y}} \times F_{e_{1\hat{z}_s}} + V_{G_{r_1}e_{1z}} \times F_{e_{1\hat{y}_s}} + V_{G_{r_1}jbm_{1y}} \times F_{jbm_{1\hat{z}_s}} - \\ &V_{G_{r_1}jbm_{1z}} \times F_{jbm_{1\hat{y}_s}} + M_{jbm_{1\hat{x}_s}}) + \hat{z}_{sr_1y} \times (-V_{G_{r_1}e_{1z}} \times F_{e_{1\hat{x}_s}} + V_{G_{r_1}e_{1x}} \times F_{e_{1\hat{z}_s}} + \\ &V_{G_{r_1}jbm_{1z}} \times F_{jbm_{1\hat{x}_s}} - V_{G_{r_1}jbm_{1x}} \times F_{jbm_{1\hat{z}_s}} + M_{jbm_{1\hat{y}_s}}) + \hat{z}_{sr_1z} \times (-V_{G_{r_1}e_{1x}} \times F_{e_{1\hat{y}_s}} + \\ &V_{G_{r_1}e_{1y}} \times F_{e_{1\hat{x}_s}} + V_{G_{r_1}jbm_{1x}} \times F_{jbm_{1\hat{y}_s}} - V_{G_{r_1}jbm_{1y}} \times F_{jbm_{1\hat{x}_s}} + M_{jbm_{1\hat{z}_s}}) \end{aligned} \quad (A5.110)$$

Para reducir el número de variables de las ecuaciones A5.108, A5.109 y A5.110, se hará uso de la propiedad que se enunciará a continuación:

Dado los marcos $\{A\}$ y $\{B\}$ y dada la suma de momentos respecto al centroide para cada marco; entonces, se cumple:

$$\sum \vec{M}_{G_{ext_A}} = R_{BA}^T \times \sum \vec{M}_{G_{ext_B}}$$

Donde las sumas de momentos son expresadas en forma de vectores verticales. La anterior expresión también se puede expresar de la siguiente manera:

$$\sum \vec{M}_{G_{ext_A}} = R_{BA}^T \times \left[\sum_{i=1}^N \vec{F}_{G_{B_i}} \times \vec{r}_{B_i} + \sum_{i=1}^N \vec{M}_{G_{B_i}} \right]$$

Ahora, estas sumas se dividirán en dos grupos. El primer grupo abarcará los elementos desde $i = 1$ hasta $i = M$ y el segundo grupo abarcará desde $i = M + 1$ hasta $i = N$. Esto se muestra a continuación:

$$\sum \vec{M}_{G_{ext}_A} = R_{BA}^T \times \left[\sum_{i=1}^M \vec{F}_{G_{B_i}} \times \vec{r}_{B_i} + \sum_{i=1}^M \vec{M}_{G_{B_i}} + \sum_{i=M+1}^N \vec{F}_{G_{B_i}} \times \vec{r}_{B_i} + \sum_{i=M+1}^N \vec{M}_{G_{B_i}} \right]$$

Esta expresión se puede reescribir de la siguiente forma:

$$\begin{aligned} \sum \vec{M}_{G_{ext}_A} &= R_{BA}^T \times \left[\sum_{i=1}^M \vec{F}_{G_{B_i}} \times \vec{r}_{B_i} + \sum_{i=1}^M \vec{M}_{G_{B_i}} \right] + \sum_i^N R_{BA}^T \times (\vec{F}_{G_{B_i}} \times \vec{r}_{B_i}) + \\ &\sum_i^N R_{BA}^T \times \vec{M}_{G_{B_i}} \end{aligned}$$

Asimismo, es necesario indicar que al pre-multiplicar a un vector por una matriz de rotación, este cambiará su marco de referencia; por lo tanto, es posible enunciar las siguientes expresiones:

$$\begin{aligned} R_{BA}^T \times (\vec{F}_{G_{B_i}} \times \vec{r}_{B_i}) &= \vec{F}_{G_{A_i}} \times \vec{r}_{A_i} \\ R_{BA}^T \times \vec{M}_{G_{B_i}} &= \vec{M}_{G_{A_i}} \end{aligned}$$

Con ello, se obtiene la expresión:

$$\sum \vec{M}_{G_{ext}_A} = R_{BA}^T \times \left[\sum_{i=1}^M \vec{F}_{G_{B_i}} \times \vec{r}_{B_i} + \sum_{i=1}^M \vec{M}_{G_{B_i}} \right] + \sum_{i=1}^N \vec{F}_{G_{A_i}} \times \vec{r}_{A_i} + \sum_{i=1}^N \vec{M}_{G_{A_i}} \quad (A5.111)$$

De donde:

$$\begin{aligned} R_{BA}^T \times \left[\sum_{i=1}^M \vec{F}_{G_{B_i}} \times \vec{r}_{B_i} + \sum_{i=1}^M \vec{M}_{G_{B_i}} \right] &= \left[\sum_{i=1}^M \vec{F}_{G_{A_i}} \times \vec{r}_{A_i} + \sum_{i=1}^M \vec{M}_{G_{A_i}} \right] \\ &= \begin{bmatrix} \hat{x}_{AB_x} & \hat{x}_{AB_y} & \hat{x}_{AB_z} \\ \hat{y}_{AB_x} & \hat{y}_{AB_y} & \hat{y}_{AB_z} \\ \hat{z}_{AB_x} & \hat{z}_{AB_y} & \hat{z}_{AB_z} \end{bmatrix} \times \left[\sum_{i=1}^M \vec{F}_{G_{B_i}} \times \vec{r}_{B_i} + \sum_{i=1}^M \vec{M}_{G_{B_i}} \right] \end{aligned}$$

La ecuación A5.111 indica que para hallar la suma de momentos exteriores respecto a un marco de referencia $\{A\}$, se pueden considerar las fuerzas y momentos del marco $\{A\}$ y también los que se encuentran respecto al marco $\{B\}$, pero para el caso de este último, deberán pre-multiplicarse por su respectiva matriz de rotación R_{BA}^T .

Luego, se usa esta propiedad en las ecuaciones A5.108, A5.109 y A5.110 para reducir las expresiones y el número de variables; estas reducciones se muestran en las ecuaciones A5.112, A5.113 y A5.114; de las cuales, en la ecuación A5.113, se observa que el término $M_{jbm_1\hat{y}_{r_1}}$ ha sido cancelado debido a que la junta de tipo revolución de la biela 1 con la manivela 1 no genera momento respecto al eje donde ocurre el giro.

$$\begin{aligned}
\sum M_{G_{r_1 \hat{x}_{r_1}}} &= \hat{x}_{sr_1x} \times (-V_{G_{r_1} e_{1y}} \times F_{e_{1z_s}} + V_{G_{r_1} e_{1z}} \times F_{e_{1y_s}} + V_{G_{r_1} jbm_{1y}} \times F_{jbm_{1z_s}} - \\
&V_{G_{r_1} jbm_{1z}} \times F_{jbm_{1y_s}}) + \hat{x}_{sr_1y} \times (-V_{G_{r_1} e_{1z}} \times F_{e_{1x_s}} + V_{G_{r_1} e_{1x}} \times F_{e_{1z_s}} + V_{G_{r_1} jbm_{1z}} \times F_{jbm_{1x_s}} - \\
&V_{G_{r_1} jbm_{1x}} \times F_{jbm_{1z_s}}) + \hat{x}_{sr_1z} \times (-V_{G_{r_1} e_{1x}} \times F_{e_{1y_s}} + V_{G_{r_1} e_{1y}} \times F_{e_{1x_s}} + V_{G_{r_1} jbm_{1x}} \times F_{jbm_{1y_s}} - \\
&V_{G_{r_1} jbm_{1y}} \times F_{jbm_{1x_s}}) + M_{jbm_{1\hat{x}_{r_1}}}
\end{aligned} \tag{A5.112}$$

$$\begin{aligned}
\sum M_{G_{r_1 \hat{y}_{r_1}}} &= \hat{y}_{sr_1x} \times (-V_{G_{r_1} e_{1y}} \times F_{e_{1z_s}} + V_{G_{r_1} e_{1z}} \times F_{e_{1y_s}} + V_{G_{r_1} jbm_{1y}} \times F_{jbm_{1z_s}} - \\
&V_{G_{r_1} jbm_{1z}} \times F_{jbm_{1y_s}}) + \hat{y}_{sr_1y} \times (-V_{G_{r_1} e_{1z}} \times F_{e_{1x_s}} + V_{G_{r_1} e_{1x}} \times F_{e_{1z_s}} + V_{G_{r_1} jbm_{1z}} \times F_{jbm_{1x_s}} - \\
&V_{G_{r_1} jbm_{1x}} \times F_{jbm_{1z_s}}) + \hat{y}_{sr_1z} \times (-V_{G_{r_1} e_{1x}} \times F_{e_{1y_s}} + V_{G_{r_1} e_{1y}} \times F_{e_{1x_s}} + V_{G_{r_1} jbm_{1x}} \times F_{jbm_{1y_s}} - \\
&V_{G_{r_1} jbm_{1y}} \times F_{jbm_{1x_s}}) + \cancel{M_{jbm_{1\hat{y}_{r_1}}}} \rightarrow 0
\end{aligned} \tag{A5.113}$$

$$\begin{aligned}
\sum M_{G_{r_1 \hat{z}_{r_1}}} &= \hat{z}_{sr_1x} \times (-V_{G_{r_1} e_{1y}} \times F_{e_{1z_s}} + V_{G_{r_1} e_{1z}} \times F_{e_{1y_s}} + V_{G_{r_1} jbm_{1y}} \times F_{jbm_{1z_s}} - \\
&V_{G_{r_1} jbm_{1z}} \times F_{jbm_{1y_s}}) + \hat{z}_{sr_1y} \times (-V_{G_{r_1} e_{1z}} \times F_{e_{1x_s}} + V_{G_{r_1} e_{1x}} \times F_{e_{1z_s}} + V_{G_{r_1} jbm_{1z}} \times F_{jbm_{1x_s}} - \\
&V_{G_{r_1} jbm_{1x}} \times F_{jbm_{1z_s}}) + \hat{z}_{sr_1z} \times (-V_{G_{r_1} e_{1x}} \times F_{e_{1y_s}} + V_{G_{r_1} e_{1y}} \times F_{e_{1x_s}} + V_{G_{r_1} jbm_{1x}} \times F_{jbm_{1y_s}} - \\
&V_{G_{r_1} jbm_{1y}} \times F_{jbm_{1x_s}}) + M_{jbm_{1\hat{z}_{r_1}}}
\end{aligned} \tag{A5.114}$$

Después de haber hallado estas expresiones, para resolver las ecuaciones A5.99, A5.100 y A5.101, solo quedarían encontrar la aceleración angular y la velocidad angular de la biela 1 respecto al marco $\{r_1\}$. Esto se logra de la siguiente manera:

$$\vec{\alpha}_{r_1 r_1} = R_{sr_1}^T \times \vec{\alpha}_{r_1 s} \tag{A5.115}$$

$$\vec{\omega}_{r_1 r_1} = R_{sr_1}^T \times \vec{\omega}_{r_1 s} \tag{A5.116}$$

De las ecuaciones A5.115 y A5.116, las variables $\vec{\alpha}_{r_1 s}$ y $\vec{\omega}_{r_1 s}$ ya fueron halladas al resolver las ecuaciones A5.50 y A5.33. Entonces, las ecuaciones A5.77 y A5.78 se pueden resolver de la siguiente forma:

$$\vec{\alpha}_{r_1 r_1} = R_{sr_1}^T \times \vec{\alpha}_{r_1 s}$$

$$\begin{bmatrix} \alpha_{r_1 \hat{x}_{r_1}} \\ \alpha_{r_1 \hat{y}_{r_1}} \\ \alpha_{r_1 \hat{z}_{r_1}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{x}_{sr_1x} & \hat{x}_{sr_1y} & \hat{x}_{sr_1z} \\ \hat{y}_{sr_1x} & \hat{y}_{sr_1y} & \hat{y}_{sr_1z} \\ \hat{z}_{sr_1x} & \hat{z}_{sr_1y} & \hat{z}_{sr_1z} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \alpha_{r_1 \hat{x}_s} \\ \alpha_{r_1 \hat{y}_s} \\ \alpha_{r_1 \hat{z}_s} \end{bmatrix}$$

$$\alpha_{r1\hat{x}r1} = \hat{x}_{sr1x} \times \alpha_{r1\hat{x}s} + \hat{x}_{sr1y} \times \alpha_{r1\hat{y}s} + \hat{x}_{sr1z} \times \alpha_{r1\hat{z}s} \quad (\text{A5.117})$$

$$\alpha_{r1\hat{y}r1} = \hat{y}_{sr1x} \times \alpha_{r1\hat{x}s} + \hat{y}_{sr1y} \times \alpha_{r1\hat{y}s} + \hat{y}_{sr1z} \times \alpha_{r1\hat{z}s} \quad (\text{A5.118})$$

$$\alpha_{r1\hat{z}r1} = \hat{z}_{sr1x} \times \alpha_{r1\hat{x}s} + \hat{z}_{sr1y} \times \alpha_{r1\hat{y}s} + \hat{z}_{sr1z} \times \alpha_{r1\hat{z}s} \quad (\text{A5.119})$$

$$\vec{\omega}_{r1r1} = R_{sr1}^T \times \vec{\omega}_{r1s}$$

$$\begin{bmatrix} \omega_{r1\hat{x}r1} \\ \omega_{r1\hat{y}r1} \\ \omega_{r1\hat{z}r1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{x}_{sr1x} & \hat{x}_{sr1y} & \hat{x}_{sr1z} \\ \hat{y}_{sr1x} & \hat{y}_{sr1y} & \hat{y}_{sr1z} \\ \hat{z}_{sr1x} & \hat{z}_{sr1y} & \hat{z}_{sr1z} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \omega_{r1\hat{x}s} \\ \omega_{r1\hat{y}s} \\ \omega_{r1\hat{z}s} \end{bmatrix}$$

$$\omega_{r1\hat{x}r1} = \hat{x}_{sr1x} \times \omega_{r1\hat{x}s} + \hat{x}_{sr1y} \times \omega_{r1\hat{y}s} + \hat{x}_{sr1z} \times \omega_{r1\hat{z}s} \quad (\text{A5.120})$$

$$\omega_{r1\hat{y}r1} = \hat{y}_{sr1x} \times \omega_{r1\hat{x}s} + \hat{y}_{sr1y} \times \omega_{r1\hat{y}s} + \hat{y}_{sr1z} \times \omega_{r1\hat{z}s} \quad (\text{A5.121})$$

$$\omega_{r1\hat{z}r1} = \hat{z}_{sr1x} \times \omega_{r1\hat{x}s} + \hat{z}_{sr1y} \times \omega_{r1\hat{y}s} + \hat{z}_{sr1z} \times \omega_{r1\hat{z}s} \quad (\text{A5.122})$$

Finalmente, ahora se pueden reemplazar las ecuaciones A5.112, A5.113, A5.114, A5.117, A5.118, A5.119, A5.120, A5.121 y A5.122 en las ecuaciones A5.99, A5.100 y A5.101 con lo que resultan las ecuaciones A5.123, A5.124 y A5.125. En estas ecuaciones, las variables son $F_{e1\hat{x}s}$, $F_{e1\hat{y}s}$, $F_{e1\hat{z}s}$, $F_{jbm1\hat{x}s}$, $F_{jbm1\hat{y}s}$, $F_{jbm1\hat{z}s}$, $M_{jbm1\hat{x}r1}$ y $M_{jbm1\hat{z}r1}$.

$$\begin{aligned} & \hat{x}_{sr1x} \times (-V_{Gr1e1y} \times F_{e1\hat{z}s} + V_{Gr1e1z} \times F_{e1\hat{y}s} + V_{Gr1jbm1y} \times F_{jbm1\hat{z}s} - V_{Gr1jbm1z} \times F_{jbm1\hat{y}s}) + \\ & \hat{x}_{sr1y} \times (-V_{Gr1e1z} \times F_{e1\hat{x}s} + V_{Gr1e1x} \times F_{e1\hat{z}s} + V_{Gr1jbm1z} \times F_{jbm1\hat{x}s} - V_{Gr1jbm1x} \times F_{jbm1\hat{z}s}) + \\ & \hat{x}_{sr1z} \times (-V_{Gr1e1x} \times F_{e1\hat{y}s} + V_{Gr1e1y} \times F_{e1\hat{x}s} + V_{Gr1jbm1x} \times F_{jbm1\hat{y}s} - V_{Gr1jbm1y} \times F_{jbm1\hat{x}s}) + \\ & M_{jbm1\hat{x}r1} = I_{Gr1r1xx} \times \alpha_{r1\hat{x}r1} + (I_{Gr1r1zz} - I_{Gr1r1yy}) \times \omega_{r1\hat{y}r1} \times \omega_{r1\hat{z}r1} \end{aligned} \quad (\text{A5.123})$$

$$\begin{aligned}
& \hat{y}_{sr1x} \times (-V_{G_{r1}e1y} \times F_{e1\hat{z}_s} + V_{G_{r1}e1z} \times F_{e1\hat{y}_s} + V_{G_{r1}jbm1y} \times F_{jbm1\hat{z}_s} - V_{G_{r1}jbm1z} \times F_{jbm1\hat{y}_s}) + \\
& \hat{y}_{sr1y} \times (-V_{G_{r1}e1z} \times F_{e1\hat{x}_s} + V_{G_{r1}e1x} \times F_{e1\hat{z}_s} + V_{G_{r1}jbm1z} \times F_{jbm1\hat{x}_s} - V_{G_{r1}jbm1x} \times F_{jbm1\hat{z}_s}) + \\
& \hat{y}_{sr1z} \times (-V_{G_{r1}e1x} \times F_{e1\hat{y}_s} + V_{G_{r1}e1y} \times F_{e1\hat{x}_s} + V_{G_{r1}jbm1x} \times F_{jbm1\hat{y}_s} - V_{G_{r1}jbm1y} \times F_{jbm1\hat{x}_s}) = \\
& I_{G_{r1r1yy}} \times \alpha_{r1\hat{y}r1} + (I_{G_{r1r1xx}} - I_{G_{r1r1zz}}) \times \omega_{r1\hat{z}r1} \times \omega_{r1\hat{x}r1} \quad (A5.124)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& \hat{z}_{sr1x} \times (-V_{G_{r1}e1y} \times F_{e1\hat{z}_s} + V_{G_{r1}e1z} \times F_{e1\hat{y}_s} + V_{G_{r1}jbm1y} \times F_{jbm1\hat{z}_s} - V_{G_{r1}jbm1z} \times F_{jbm1\hat{y}_s}) + \\
& \hat{z}_{sr1y} \times (-V_{G_{r1}e1z} \times F_{e1\hat{x}_s} + V_{G_{r1}e1x} \times F_{e1\hat{z}_s} + V_{G_{r1}jbm1z} \times F_{jbm1\hat{x}_s} - V_{G_{r1}jbm1x} \times F_{jbm1\hat{z}_s}) + \\
& \hat{z}_{sr1z} \times (-V_{G_{r1}e1x} \times F_{e1\hat{y}_s} + V_{G_{r1}e1y} \times F_{e1\hat{x}_s} + V_{G_{r1}jbm1x} \times F_{jbm1\hat{y}_s} - V_{G_{r1}jbm1y} \times F_{jbm1\hat{x}_s}) + \\
& M_{jbm1\hat{z}r1} = I_{G_{r1r1zz}} \times \alpha_{r1\hat{z}r1} + (I_{G_{r1r1yy}} - I_{G_{r1r1xx}}) \times \omega_{r1\hat{x}r1} \times \omega_{r1\hat{y}r1} \quad (A5.125)
\end{aligned}$$

Todo el proceso para hallar las ecuaciones de la biela 1 se repetirá para las bielas 2 y 3. Las ecuaciones finales resultantes para cada biela se enuncian a continuación:

Para la biela 2, el resultado final de aplicar la suma de fuerzas se muestra en las ecuaciones A5.126, A5.127 y A5.128:

$$F_{jbm2\hat{x}_s} - F_{e2\hat{x}_s} = m_{r2} \times a_{G_{r2}\hat{x}_s} \quad (A5.126)$$

$$F_{jbm2\hat{y}_s} - F_{e2\hat{y}_s} = m_{r2} \times a_{G_{r2}\hat{y}_s} \quad (A5.127)$$

$$F_{jbm2\hat{z}_s} - F_{e2\hat{z}_s} - m_{r2} \times g_{mars} = m_{r2} \times a_{G_{r2}\hat{z}_s} \quad (A5.128)$$

Asimismo, en el caso de la biela 2, el resultado final de aplicar la suma de momentos se muestra en las ecuaciones A5.129, A5.130 y A5.131:

$$\begin{aligned}
& \hat{x}_{sr2x} \times (-V_{G_{r2}e2y} \times F_{e2\hat{z}_s} + V_{G_{r2}e2z} \times F_{e2\hat{y}_s} + V_{G_{r2}jbm2y} \times F_{jbm2\hat{z}_s} - V_{G_{r2}jbm2z} \times F_{jbm2\hat{y}_s}) + \\
& \hat{x}_{sr2y} \times (-V_{G_{r2}e2z} \times F_{e2\hat{x}_s} + V_{G_{r2}e2x} \times F_{e2\hat{z}_s} + V_{G_{r2}jbm2z} \times F_{jbm2\hat{x}_s} - V_{G_{r2}jbm2x} \times F_{jbm2\hat{z}_s}) + \\
& \hat{x}_{sr2z} \times (-V_{G_{r2}e2x} \times F_{e2\hat{y}_s} + V_{G_{r2}e2y} \times F_{e2\hat{x}_s} + V_{G_{r2}jbm2x} \times F_{jbm2\hat{y}_s} - V_{G_{r2}jbm2y} \times F_{jbm2\hat{x}_s}) + \\
& M_{jbm2\hat{x}r2} = I_{G_{r2r2xx}} \times \alpha_{r2\hat{x}r2} + (I_{G_{r2r2zz}} - I_{G_{r2r2yy}}) \times \omega_{r2\hat{y}r2} \times \omega_{r2\hat{z}r2} \quad (A5.129)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& \hat{y}_{sr2x} \times (-V_{G_{r2}e2y} \times F_{e2\hat{z}_s} + V_{G_{r2}e2z} \times F_{e2\hat{y}_s} + V_{G_{r2}jbm2y} \times F_{jbm2\hat{z}_s} - V_{G_{r2}jbm2z} \times F_{jbm2\hat{y}_s}) + \\
& \hat{y}_{sr2y} \times (-V_{G_{r2}e2z} \times F_{e2\hat{x}_s} + V_{G_{r2}e2x} \times F_{e2\hat{z}_s} + V_{G_{r2}jbm2z} \times F_{jbm2\hat{x}_s} - V_{G_{r2}jbm2x} \times F_{jbm2\hat{z}_s}) + \\
& \hat{y}_{sr2z} \times (-V_{G_{r2}e2x} \times F_{e2\hat{y}_s} + V_{G_{r2}e2y} \times F_{e2\hat{x}_s} + V_{G_{r2}jbm2x} \times F_{jbm2\hat{y}_s} - V_{G_{r2}jbm2y} \times F_{jbm2\hat{x}_s}) = \\
& I_{G_{r2r2yy}} \times \alpha_{r2\hat{y}r2} + (I_{G_{r2r2xx}} - I_{G_{r2r2zz}}) \times \omega_{r2\hat{z}r2} \times \omega_{r2\hat{x}r2} \quad (A5.130)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& \hat{z}_{sr2x} \times (-V_{G_{r2}e2y} \times F_{e2\hat{z}_s} + V_{G_{r2}e2z} \times F_{e2\hat{y}_s} + V_{G_{r2}jbm2y} \times F_{jbm2\hat{z}_s} - V_{G_{r2}jbm2z} \times F_{jbm2\hat{y}_s}) + \\
& \hat{z}_{sr2y} \times (-V_{G_{r2}e2z} \times F_{e2\hat{x}_s} + V_{G_{r2}e2x} \times F_{e2\hat{z}_s} + V_{G_{r2}jbm2z} \times F_{jbm2\hat{x}_s} - V_{G_{r2}jbm2x} \times F_{jbm2\hat{z}_s}) + \\
& \hat{z}_{sr2z} \times (-V_{G_{r2}e2x} \times F_{e2\hat{y}_s} + V_{G_{r2}e2y} \times F_{e2\hat{x}_s} + V_{G_{r2}jbm2x} \times F_{jbm2\hat{y}_s} - V_{G_{r2}jbm2y} \times F_{jbm2\hat{x}_s}) + \\
& M_{jbm2\hat{z}r2} = I_{G_{r2r2zz}} \times \alpha_{r2\hat{z}r2} + (I_{G_{r2r2yy}} - I_{G_{r2r2xx}}) \times \omega_{r2\hat{x}r2} \times \omega_{r2\hat{y}r2} \quad (A5.131)
\end{aligned}$$

De manera idéntica, se repite el proceso para la biela 3, con los que resultan las ecuaciones

$$F_{jbm3\hat{x}_s} - F_{e3\hat{x}_s} = m_{r3} \times a_{G_{r3}\hat{x}_s} \quad (A5.132)$$

$$F_{jbm3\hat{y}_s} - F_{e3\hat{y}_s} = m_{r3} \times a_{G_{r3}\hat{y}_s} \quad (A5.133)$$

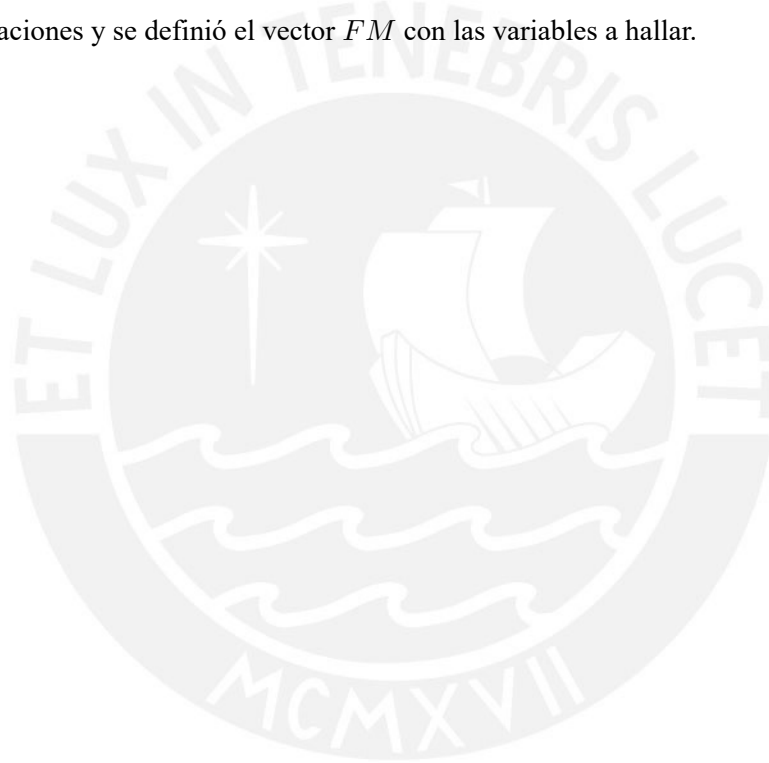
$$F_{jbm3\hat{z}_s} - F_{e3\hat{z}_s} - m_{r3} \times g_{mars} = m_{r3} \times a_{G_{r3}\hat{z}_s} \quad (A5.134)$$

$$\begin{aligned}
& \hat{x}_{sr3x} \times (-V_{G_{r3}e3y} \times F_{e3\hat{z}_s} + V_{G_{r3}e3z} \times F_{e3\hat{y}_s} + V_{G_{r3}jbm3y} \times F_{jbm3\hat{z}_s} - V_{G_{r3}jbm3z} \times F_{jbm3\hat{y}_s}) + \\
& \hat{x}_{sr3y} \times (-V_{G_{r3}e3z} \times F_{e3\hat{x}_s} + V_{G_{r3}e3x} \times F_{e3\hat{z}_s} + V_{G_{r3}jbm3z} \times F_{jbm3\hat{x}_s} - V_{G_{r3}jbm3x} \times F_{jbm3\hat{z}_s}) + \\
& \hat{x}_{sr3z} \times (-V_{G_{r3}e3x} \times F_{e3\hat{y}_s} + V_{G_{r3}e3y} \times F_{e3\hat{x}_s} + V_{G_{r3}jbm3x} \times F_{jbm3\hat{y}_s} - V_{G_{r3}jbm3y} \times F_{jbm3\hat{x}_s}) + \\
& M_{jbm3\hat{x}r3} = I_{G_{r3r3xx}} \times \alpha_{r3\hat{x}r3} + (I_{G_{r3r3zz}} - I_{G_{r3r3yy}}) \times \omega_{r3\hat{y}r3} \times \omega_{r3\hat{z}r3} \quad (A5.135)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& \hat{y}_{sr3x} \times (-V_{G_{r3}e3y} \times F_{e3\hat{z}_s} + V_{G_{r3}e3z} \times F_{e3\hat{y}_s} + V_{G_{r3}jbm3y} \times F_{jbm3\hat{z}_s} - V_{G_{r3}jbm3z} \times F_{jbm3\hat{y}_s}) + \\
& \hat{y}_{sr3y} \times (-V_{G_{r3}e3z} \times F_{e3\hat{x}_s} + V_{G_{r3}e3x} \times F_{e3\hat{z}_s} + V_{G_{r3}jbm3z} \times F_{jbm3\hat{x}_s} - V_{G_{r3}jbm3x} \times F_{jbm3\hat{z}_s}) + \\
& \hat{y}_{sr3z} \times (-V_{G_{r3}e3x} \times F_{e3\hat{y}_s} + V_{G_{r3}e3y} \times F_{e3\hat{x}_s} + V_{G_{r3}jbm3x} \times F_{jbm3\hat{y}_s} - V_{G_{r3}jbm3y} \times F_{jbm3\hat{x}_s}) = \\
& I_{G_{r3r3yy}} \times \alpha_{r3\hat{y}r3} + (I_{G_{r3r3xx}} - I_{G_{r3r3zz}}) \times \omega_{r3\hat{z}r3} \times \omega_{r3\hat{x}r3} \quad (A5.136)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& \hat{z}_{sr3x} \times (-V_{Gr3e3y} \times F_{e3z_s} + V_{Gr3e3z} \times F_{e3y_s} + V_{Gr3jbm3y} \times F_{jbm3z_s} - V_{Gr3jbm3z} \times F_{jbm3y_s}) + \\
& \hat{z}_{sr3y} \times (-V_{Gr3e3z} \times F_{e3x_s} + V_{Gr3e3x} \times F_{e3z_s} + V_{Gr3jbm3z} \times F_{jbm3x_s} - V_{Gr3jbm3x} \times F_{jbm3z_s}) + \\
& \hat{z}_{sr3z} \times (-V_{Gr3e3x} \times F_{e3y_s} + V_{Gr3e3y} \times F_{e3x_s} + V_{Gr3jbm3x} \times F_{jbm3y_s} - V_{Gr3jbm3y} \times F_{jbm3x_s}) + \\
& M_{jbm3z_{r3}} = I_{Gr3r3zz} \times \alpha_{r3z_{r3}} + (I_{Gr3r3yy} - I_{Gr3r3xx}) \times \omega_{r3x_{r3}} \times \omega_{r3y_{r3}} \quad (A5.137)
\end{aligned}$$

Una vez que se tienen las 24 ecuaciones A5.63, A5.64, A5.65, A5.85, A5.86, A5.87, A5.96, A5.97, A5.98, A5.123, A5.124, A5.125, A5.126, A5.127, A5.128, A5.129, A5.130, A5.131, A5.132, A5.133, A5.134, A5.135, A5.136 y A5.137, se puede resolver el sistema de matrices. Para ello, se creó la matriz M_{FM} con los coeficientes de cada término. Además, se generó el vector D con los términos independientes de las ecuaciones y se definió el vector FM con las variables a hallar.



$$D_{24,1} = \begin{bmatrix}
 m_u \times a_{G_{u\hat{x}s}} \\
 m_u \times a_{G_{u\hat{y}s}} \\
 m_u \times g_{mars} + m_u \times a_{G_{u\hat{z}s}} \\
 I_{G_{ucxx}} \times \alpha_{u\hat{x}c} + (I_{G_{uczz}} - I_{G_{ucyy}}) \times \omega_{u\hat{y}c} \times \omega_{u\hat{z}s} \\
 I_{G_{ucyy}} \times \alpha_{u\hat{y}c} + (I_{G_{ucxx}} - I_{G_{uczz}}) \times \omega_{u\hat{z}c} \times \omega_{u\hat{x}s} \\
 I_{G_{uczz}} \times \alpha_{u\hat{z}c} + (I_{G_{ucyy}} - I_{G_{ucxx}}) \times \omega_{u\hat{x}c} \times \omega_{u\hat{y}s} \\
 m_{r_1} \times a_{G_{r_1\hat{x}s}} \\
 m_{r_1} \times a_{G_{r_1\hat{y}s}} \\
 m_{r_1} \times g_{mars} + m_{r_1} \times a_{G_{r_1\hat{z}s}} \\
 I_{G_{r_1r_1xx}} \times \alpha_{r_1\hat{x}r_1} + (I_{G_{r_1r_1zz}} - I_{G_{r_1r_1yy}}) \times \omega_{r_1\hat{y}r_1} \times \omega_{r_1\hat{z}r_1} \\
 I_{G_{r_1r_1yy}} \times \alpha_{r_1\hat{y}r_1} + (I_{G_{r_1r_1xx}} - I_{G_{r_1r_1zz}}) \times \omega_{r_1\hat{z}r_1} \times \omega_{r_1\hat{x}r_1} \\
 I_{G_{r_1r_1zz}} \times \alpha_{r_1\hat{z}r_1} + (I_{G_{r_1r_1yy}} - I_{G_{r_1r_1xx}}) \times \omega_{r_1\hat{x}r_1} \times \omega_{r_1\hat{y}r_1} \\
 m_{r_2} \times a_{G_{r_2\hat{x}s}} \\
 m_{r_2} \times a_{G_{r_2\hat{y}s}} \\
 m_{r_2} \times g_{mars} + m_{r_2} \times a_{G_{r_2\hat{z}s}} \\
 I_{G_{r_2r_2xx}} \times \alpha_{r_2\hat{x}r_2} + (I_{G_{r_2r_2zz}} - I_{G_{r_2r_2yy}}) \times \omega_{r_2\hat{y}r_2} \times \omega_{r_2\hat{z}r_2} \\
 I_{G_{r_2r_2yy}} \times \alpha_{r_2\hat{y}r_2} + (I_{G_{r_2r_2xx}} - I_{G_{r_2r_2zz}}) \times \omega_{r_2\hat{z}r_2} \times \omega_{r_2\hat{x}r_2} \\
 I_{G_{r_2r_2zz}} \times \alpha_{r_2\hat{z}r_2} + (I_{G_{r_2r_2yy}} - I_{G_{r_2r_2xx}}) \times \omega_{r_2\hat{x}r_2} \times \omega_{r_2\hat{y}r_2} \\
 m_{r_3} \times a_{G_{r_3\hat{x}s}} \\
 m_{r_3} \times a_{G_{r_3\hat{y}s}} \\
 m_{r_3} \times g_{mars} + m_{r_3} \times a_{G_{r_3\hat{z}s}} \\
 I_{G_{r_3r_3xx}} \times \alpha_{r_3\hat{x}r_3} + (I_{G_{r_3r_3zz}} - I_{G_{r_3r_3yy}}) \times \omega_{r_3\hat{y}r_3} \times \omega_{r_3\hat{z}r_3} \\
 I_{G_{r_3r_3yy}} \times \alpha_{r_3\hat{y}r_3} + (I_{G_{r_3r_3xx}} - I_{G_{r_3r_3zz}}) \times \omega_{r_3\hat{z}r_3} \times \omega_{r_3\hat{x}r_3} \\
 I_{G_{r_3r_3zz}} \times \alpha_{r_3\hat{z}r_3} + (I_{G_{r_3r_3yy}} - I_{G_{r_3r_3xx}}) \times \omega_{r_3\hat{x}r_3} \times \omega_{r_3\hat{y}r_3}
 \end{bmatrix}, \quad FM_{24,1} = \begin{bmatrix}
 F_{e1\hat{x}s} \\
 F_{e1\hat{y}s} \\
 F_{e1\hat{z}s} \\
 F_{e2\hat{x}s} \\
 F_{e2\hat{y}s} \\
 F_{e2\hat{z}s} \\
 F_{e3\hat{x}s} \\
 F_{e3\hat{y}s} \\
 F_{e3\hat{z}s} \\
 F_{jbm1\hat{x}s} \\
 F_{jbm1\hat{y}s} \\
 F_{jbm1\hat{z}s} \\
 M_{jbm1\hat{x}r_1} \\
 M_{jbm1\hat{z}r_1} \\
 F_{jbm2\hat{x}s} \\
 F_{jbm2\hat{y}s} \\
 F_{jbm2\hat{z}s} \\
 M_{jbm2\hat{x}r_2} \\
 M_{jbm2\hat{z}r_2} \\
 F_{jbm3\hat{x}s} \\
 F_{jbm3\hat{y}s} \\
 F_{jbm3\hat{z}s} \\
 M_{jbm3\hat{x}r_3} \\
 M_{jbm3\hat{z}r_3}
 \end{bmatrix}$$

Entonces, se resuelve el sistema:

$$M_{FM} \times FM = D$$

$$FM = M_{FM}^{-1} \times D \tag{A5.138}$$

En la expresión de la ecuación A5.138, se encuentran los valores de fuerzas y momentos del sistema. Ahora, será posible hallar el torque requerido por los motores y luego la potencia requerida por estos. Para ello, se empezará por analizar la manivela 1, en la cual se aplicará la segunda ley de Newton para cuerpos rígidos, que se enunció en la ecuación A5.51.

$$\sum \vec{F}_{c1s} = m_{c1} \times \vec{a}_{G_{c1s}} \quad (A5.139)$$

En este caso, las fuerzas que actúan sobre la manivela 1 son: la provocada por su motor \vec{F}_{M1s} , la de su propio peso \vec{W}_{c1s} y la provocada por su junta de biela-manivela \vec{F}_{jbm1s} . Luego, la ecuación A5.139 se puede reescribir como:

$$\vec{F}_{M1s} + \vec{W}_{c1s} - \vec{F}_{jbm1s} = m_{c1} \times \vec{a}_{G_{c1s}} \quad (A5.140)$$

De esta ecuación, se desprende la siguiente:

$$\vec{F}_{M1s} + \vec{W}_{c1s} - \vec{F}_{jbm1s} = m_{c1} \times \vec{a}_{G_{c1s}} \quad (A5.141)$$

Se despeja \vec{F}_{M1s} :

$$\vec{F}_{M1s} = m_{c1} \times \vec{a}_{G_{c1s}} - \vec{W}_{c1s} + \vec{F}_{jbm1s} \quad (A5.142)$$

Donde se puede conocer $\vec{a}_{G_{c1}}$, a través de la siguiente expresión:

$$\vec{a}_{G_{c1}} = \vec{a}_{sv1} + \vec{\alpha}_{eje1} \times \frac{(p_{sjmb1} - p_{ssv1})^T}{2} + \vec{\omega}_{eje1} \times [\vec{\omega}_{eje1} \times \frac{(p_{sjmb1} - p_{ssv1})^T}{2}]$$

Luego que se halló \vec{F}_{M1s} , se aplicará la ecuación de rotación de Euler, que fue enunciada en la ecuación A5.53, para el eje de giro de la manivela 1 respecto a su centro de gravedad y al marco $\{c1\}$:

$$\sum M_{G_{c1}\hat{y}_{c1}} = I_{G_{c1}c_{yy}} \times \alpha_{eje1\hat{y}_{c1}} + (I_{G_{c1}c_{1xx}} - I_{G_{c1}c_{1zz}}) \times \omega_{eje1\hat{z}_{c1}} \times \omega_{eje1\hat{x}_{c1}} \quad (A5.143)$$

En la ecuación A5.143, solo falta hallar $\sum M_{G_{c1}\hat{y}_{c1}}$. Para ello, en base a las condiciones del sistema, se enuncia la siguiente ecuación:

$$\sum M_{G_{c1}c_1} = \vec{V}_{G_{c1}jbm1c_1} \times -\vec{F}_{jbm1c_1} + \vec{V}_{G_{c1}sv1c_1} \times \vec{F}_{M1c_1} + \vec{T}_{M1c_1}$$

Donde se define $\vec{T}_{M_1c_1}$ como el torque generado por el motor 1 respecto al marco $\{c_1\}$.

En esta expresión, se puede observar que algunos elementos se encuentran referidos respecto al marco $\{c_1\}$; sin embargo, estos elementos fueron hallados respecto al marco $\{s\}$; por lo tanto, deberá aplicarse una transformación de marco de referencia. Esto se muestra a continuación:

$$\sum \vec{M}_{G_{c_1c_1}} = R_{sc_1}^T \times \left(\vec{V}_{G_{c_1}jbm_1} \times -\vec{F}_{jbm_1s} + \vec{V}_{G_{c_1}sv_1} \times \vec{F}_{M_1s} \right) + \vec{T}_{M_1c_1}$$

Luego, para obtener la componente del momento respecto al eje Y, se deben multiplicar los términos necesarios por un vector $\begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$.

$$\begin{aligned} \sum M_{G_{c_1}y_{c_1}} &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \left(R_{sc_1}^T \times \left(\vec{V}_{G_{c_1}jbm_1} \times -\vec{F}_{jbm_1s} + \vec{V}_{G_{c_1}sv_1} \times \vec{F}_{M_1s} \right) + \vec{T}_{M_1c_1} \right) \\ \sum M_{G_{c_1}y_{c_1}} &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times R_{sc_1}^T \times \left(\vec{V}_{G_{c_1}jbm_1} \times -\vec{F}_{jbm_1s} + \vec{V}_{G_{c_1}sv_1} \times \vec{F}_{M_1s} \right) + T_{M_1c_1} \end{aligned}$$

Ahora es posible remplazar esta expresión en la ecuación A5.143, con lo que obtiene lo siguiente:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times R_{sc_1}^T \times \left(\vec{V}_{G_{c_1}jbm_1} \times -\vec{F}_{jbm_1s} + \vec{V}_{G_{c_1}sv_1} \times \vec{F}_{M_1s} \right) + T_{M_1c_1} &= I_{G_{c_1}c_{yy}} \times \alpha_{eje1y_{c_1}} + \\ (I_{G_{c_1}c_{xx}} - I_{G_{c_1}c_{zz}}) \times \omega_{eje1z_{c_1}} \times \omega_{eje1x_{c_1}} & \\ T_{M_1c_1} = - \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times R_{sc_1}^T \times \left(\vec{V}_{G_{c_1}jbm_1} \times -\vec{F}_{jbm_1s} + \vec{V}_{G_{c_1}sv_1} \times \vec{F}_{M_1s} \right) + I_{G_{c_1}c_{yy}} \times \alpha_{eje1y_{c_1}} + \\ (I_{G_{c_1}c_{xx}} - I_{G_{c_1}c_{zz}}) \times \omega_{eje1z_{c_1}} \times \omega_{eje1x_{c_1}} & \quad \quad \quad (A5.144) \end{aligned}$$

De manera similar, se repite este proceso para las bielas 2 y 3, lo que resulta en las ecuaciones A5.145 y A5.146:

$$\begin{aligned} T_{M_2c_2} = - \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times R_{sc_2}^T \times \left(\vec{V}_{G_{c_2}jbm_2} \times -\vec{F}_{jbm_2s} + \vec{V}_{G_{c_2}sv_2} \times \vec{F}_{M_2s} \right) + I_{G_{c_2}c_{yy}} \times \alpha_{eje2y_{c_2}} + \\ (I_{G_{c_2}c_{xx}} - I_{G_{c_2}c_{zz}}) \times \omega_{eje2z_{c_2}} \times \omega_{eje2x_{c_2}} & \quad \quad \quad (A5.145) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} T_{M_3c_3} = - \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times R_{sc_3}^T \times \left(\vec{V}_{G_{c_3}jbm_3} \times -\vec{F}_{jbm_3s} + \vec{V}_{G_{c_3}sv_3} \times \vec{F}_{M_3s} \right) + I_{G_{c_3}c_{yy}} \times \alpha_{eje3y_{c_3}} + \\ (I_{G_{c_3}c_{xx}} - I_{G_{c_3}c_{zz}}) \times \omega_{eje3z_{c_3}} \times \omega_{eje3x_{c_3}} & \quad \quad \quad (A5.146) \end{aligned}$$

Donde:

$$\begin{aligned}\vec{F}_{M_{2s}} &= m_{c_2} \times \vec{a}_{G_{c_2s}} - \vec{W}_{c_2s} + \vec{F}_{jbm_{2s}} \\ \vec{F}_{M_{3s}} &= m_{c_3} \times \vec{a}_{G_{c_3s}} - \vec{W}_{c_3s} + \vec{F}_{jbm_{3s}} \\ \vec{a}_{G_{c_2}} &= \vec{a}_{sv_2} + \vec{a}_{eje_2} \times \frac{(p_{sjmb_2} - p_{ssv_2})^T}{2} + \vec{\omega}_{eje_2} \times [\vec{\omega}_{eje_2} \times \frac{(p_{sjmb_2} - p_{ssv_2})^T}{2}] \\ \vec{a}_{G_{c_3}} &= \vec{a}_{sv_3} + \vec{a}_{eje_3} \times \frac{(p_{sjmb_3} - p_{ssv_3})^T}{2} + \vec{\omega}_{eje_3} \times [\vec{\omega}_{eje_3} \times \frac{(p_{sjmb_3} - p_{ssv_3})^T}{2}]\end{aligned}$$

Una vez que se hallaron los torques requeridos de los tres motores, se pueden hallar la potencias de estos:

$$P_{M_1} = |w_{eje} \times T_{M_{1c_1}}| \quad (A5.147)$$

$$P_{M_2} = |w_{eje} \times T_{M_{2c_2}}| \quad (A5.148)$$

$$P_{M_3} = |w_{eje} \times T_{M_{3c_3}}| \quad (A5.149)$$

Finalmente, se definió el proceso para hallar los torques y las potencias de los motores respecto a un IMU, cuyas mediciones en sus tres ejes fueron simuladas en un terreno virtual generado aleatoriamente. Es decir, si el algoritmo se corre una vez, se generarán las mediciones del IMU en un tiempo dado; y para esas lecturas, se podrán hallar los torques y las potencias.

Al usar este algoritmo, se pudo probar con diferentes velocidades angulares de los ejes de los motores hasta llegar a un valor tal que era lo suficientemente alto para que, ante los peores casos de terreno virtual, el intervalo de tiempo que le toma a la plataforma superior para mantener una orientación vertical a la altura predeterminada no fuera superior a 0.1 segundos. Esta velocidad angular se estimó en aproximadamente 29.7 RPM. En otras palabras, a esa velocidad angular, aún cuando el sistema se encuentre con los obstáculos más difíciles generados por el IMU virtual, la plataforma superior regresará a su posición y orientación requerida en tiempos no mayores a 0.1 segundos; esto con el fin de garantizar la comodidad del usuario. Cabe indicar que el terreno y la velocidad de empuje, en la realidad, podrían ser tales que le tome más tiempo a la plataforma regresar a la configuración deseada; pero, al menos mientras el terreno no sea tan complicado y la camilla no se empuje tan rápido, entonces, la posición de la plataforma superior no variará demasiado.

Por otro lado, para escoger datos lo suficientemente confiables, todo el algoritmo se corrió cien veces y se tomaron los valores máximos y promedios de los torques y las potencias. Es decir, se generaron cien terrenos aleatorios y para la velocidad angular previamente indicada como 29.7 RPM, se tomaron los valores de torque y potencia. La información recopilada se muestra en la tabla A5.1.

Tabla A5.1: Valores de la potencia, torque y velocidad angular de los motores
Fuente: Elaboración propia

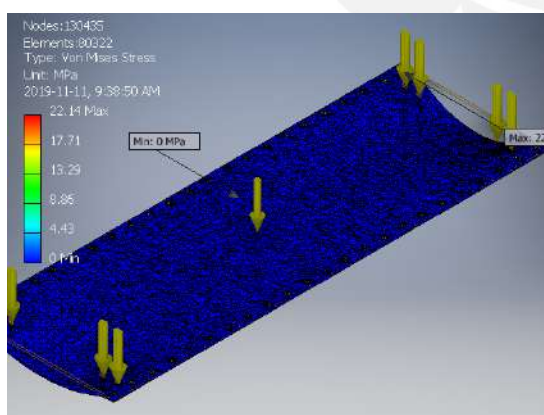
Parámetro	Valor Nominal	Valor Promedio	Valor Máximo
Potencia [W]	-	142.9420	241.2465
Torque [N m]	-	45.4999	76.7911
Velocidad Angular [RPM]	30	-	-



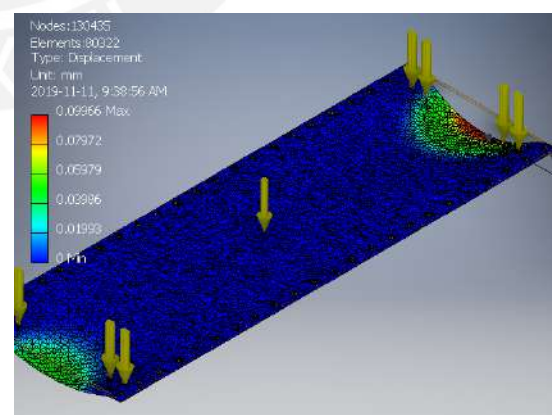
En esta sección, se expondrán los resultados de los análisis de esfuerzos de los elementos estructurales más críticos de la camilla, los cuales se definen como aquellos que estarán bajo una mayor carga de trabajo. Por la disposición de las partes, los elementos definidos como más críticos fueron la plancha base, los brazos delanteros y posteriores y los aros. El análisis de esfuerzos de estos elementos se realizó mediante un Finite Element Method (FEM) a través del software para CAD Autodesk Inventor. Se usó la herramienta Stress Analysis de este software para generar una simulación de los esfuerzos que soportan estos elementos. Para todos los elementos, se definió una gravedad de Marte de $3720.76 \text{ mm s}^{-2}$, según en la tabla A1.1 del anexo A1 y se colocaron las restricciones y fuerzas particulares de trabajo para cada elemento. A continuación, se muestran los resultados:

A6.1. Plancha Base

Esta plancha está hecha de un material de $\text{Ti}_6\text{Al}_4\text{V}$, tiene una masa de 48.47 kg, un volumen de $10\,940\,700 \text{ mm}^3$ y unas dimensiones de $1800 \text{ mm} \times 610 \text{ mm} \times 10 \text{ mm}$. Se definió una unión fija en los agujeros de los bordes y se colocó una fuerza de 1247.519 N distribuida entre sus 16 agujeros centrales. El análisis del esfuerzo de Von Mises de este elemento se muestra en la figura A6.1a; de donde, se muestra un valor de esfuerzo máximo de 22.1409 MPa el cual se muy inferior al esfuerzo de fluencia del $\text{Ti}_6\text{Al}_4\text{V}$, cuyo valor es de 882.528 MPa. Por otro lado, en la figura A6.2, se muestran los desplazamientos en la dirección más crítica. En esta imagen, se muestra un desplazamiento máximo de 0.099 66 mm, el cual es un valor muy pequeño como para interferir con los demás elementos. Del reporte de este análisis, también se obtuvo un factor de seguridad mínimo de 15. Todos estos datos revelan que la plancha base se encuentra bajo condiciones seguras de trabajo en el aspecto de esfuerzos.



(a) Esfuerzo de Von Mises en la Plancha Base
Fuente: Elaboración propia



(b) Desplazamiento en la Plancha Base
Fuente: Elaboración propia

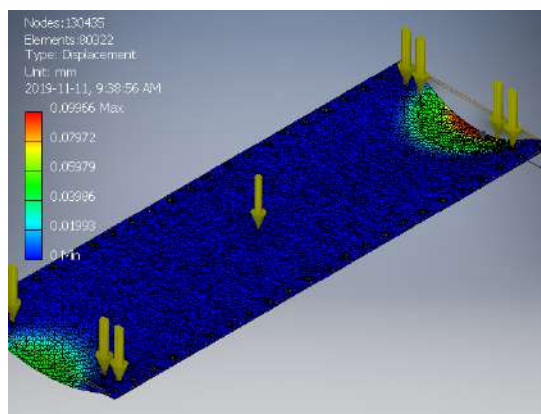
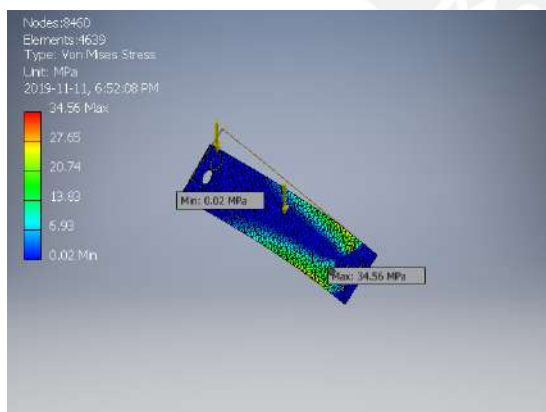


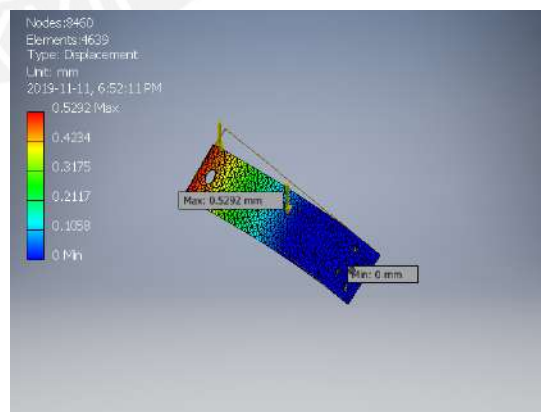
Figura A6.2: Desplazamiento en la Plancha Base
Fuente: Elaboración propia

A6.2. Brazo Delantero

Esta pieza está hecha de una plancha de material Ti_6Al_4V , tiene una masa de 0.542 kg, un volumen de $122\,450\text{ mm}^3$ y unas dimensiones de $600\text{ mm} \times 104\text{ mm} \times 2\text{ mm}$. Se definió una unión fija en los 5 agujeros de la parte inferior y se colocó una fuerza de 369.4826 N distribuida en su agujero superior. El análisis del esfuerzo de Von Mises se muestra en la figura A6.3a; de donde, se muestra un valor de esfuerzo máximo de 34.5561 MPa el cual es muy inferior al esfuerzo de fluencia del Ti_6Al_4V , cuyo valor es de 882.528 MPa. Por otro lado, en la figura A6.3b, se muestran los desplazamientos debido al esfuerzo. En esta imagen, se muestra un desplazamiento máximo de 0.5292 mm, el cual es un valor muy pequeño como para interferir con el diseño de la camilla. Asimismo, del reporte de este análisis, se obtuvo un factor de seguridad mínimo de 15. Estos datos revelan que los brazos delanteros se encuentran bajo condiciones seguras de trabajo en el aspecto de esfuerzos.



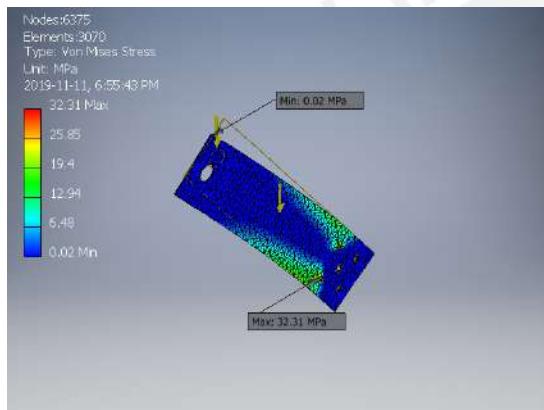
(a) Esfuerzo de Von Mises en el Brazo Delantero
Fuente: Elaboración propia



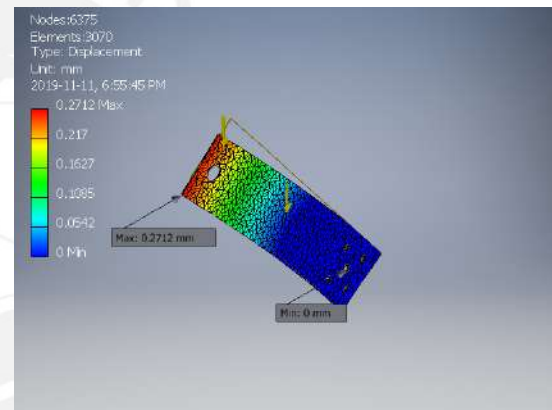
(b) Desplazamiento en el Brazo Delantero
Fuente: Elaboración propia

A6.3. Brazo Posterior

De forma similar al caso anterior, este brazo está hecho de una plancha de material Ti_6Al_4V , tiene una masa de 0.4503 kg, un volumen de 101 650 mm³ y unas dimensiones de 500 mm × 104 mm × 2 mm. Se definió una unión fija en los 5 agujeros de la parte inferior y se colocó una fuerza de 369.4826 N distribuida en su agujero superior. El análisis del esfuerzo de Von Mises se muestra en la figura A6.4a; de donde, se muestra un valor es esfuerzo máximo de 32.309 MPa el cual se muy inferior al esfuerzo de fluencia del Ti_6Al_4V , cuyo valor es de 882.528 MPa. Por otro lado, en la figura A6.4b, se muestran los desplazamientos debido al esfuerzo. En esta imagen, se muestra un desplazamiento máximo de 0.271 198 mm, el cual es un valor muy pequeño como para interferir con el diseño de la camilla. Asimismo, del reporte de este análisis, se obtuvo un factor de seguridad mínimo de 15. Estos datos revelan que los brazos posteriores se encuentra bajo condiciones seguras de trabajo en el aspecto de esfuerzos.



(a) Esfuerzo de Von Mises en el Brazo Posterior
Fuente: Elaboración propia



(b) Desplazamiento en el Brazo Posterior
Fuente: Elaboración propia

A6.4. Aro

Este pieza está hecha de aluminio 6061-T6, tiene una masa de 9.591 07 kg, un volumen de 3 552 250 mm³, un radio máximo 376.875 mm y un radio interno de 324 mm. Se definió una unión tangencial en la base inferior del aro que estará en contacto con el suelo y se colocó una fuerza de 372.28 N distribuida en sus agujeros centrales. El análisis del esfuerzo de Von Mises se muestra en la figura A6.5; de donde, se muestra un valor es esfuerzo máximo de 3.7156 MPa el cual se muy inferior al esfuerzo de fluencia del aluminio AA 6061-T6, cuyo valor es de 275 MPa. Por otro lado, en la figura A6.6, se muestran los desplazamientos debido al esfuerzo. En esta imagen, se muestra un desplazamiento máximo de 0.005 99 mm, el cual es un valor muy pequeño como para ser considerado una deformación relevante del aro. Asimismo, del reporte de este análisis, se obtuvo un factor de seguridad mínimo de 15. Todos estos datos revelan con seguridad que las condiciones de esfuerzo bajo las cuales operan los 4 aros son seguras.

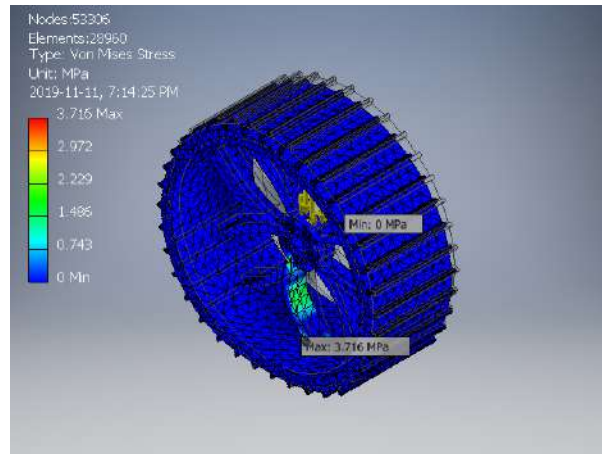


Figura A6.5: Esfuerzo de Von Mises en el Aro
Fuente: Elaboración propia

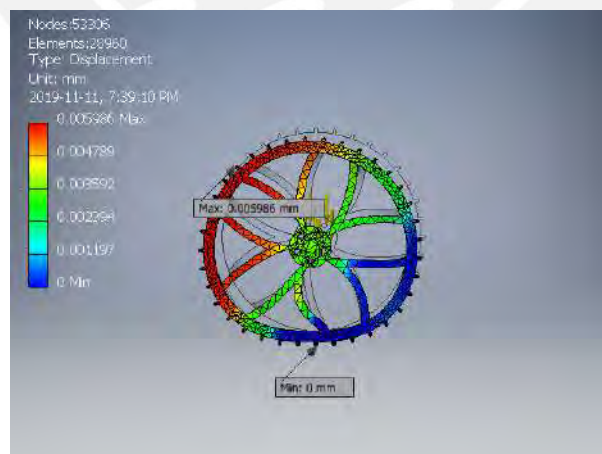


Figura A6.6: Desplazamiento en el Aro
Fuente: Elaboración propia



ANEXO A7

Cotizaciones

The screenshot shows a chat window for 'Fred Zhang' with a profile card on the right. The chat history includes a request for a quote for Ti6Al4V titanium square bars and a response with pricing and delivery details.

Chat History:

- Fred Zhang (2015-11-12 09:13): Inquiry
- ok
- Fred Zhang (2015-11-13 02:16): I will check for you now, wait for a few min
- Fred Zhang (2015-11-12 09:13): Dear Sirs, I would like a quotation for the next Ti6Al4V square bars
- Fred Zhang (2015-11-12 09:13): Dimension (dimensions in mm) Quantity [Length x Length x Large] (unit) 20 x 20 x 250 5x
- Fred Zhang (2015-11-12 09:13): Best regards,
- Fred Zhang (2015-11-12 09:13): Haini Design Miacia
- Fred Zhang (2015-11-12 09:13): USD 13.95/PC
- Fred Zhang (2015-11-12 09:13): Delivery time 10-15 days

Profile Card (Mr. Fred Zhang):

- Company Information:** Baoji Lihua Non-Ferrous Metals Co., Ltd.
- Basic Information:** Country/Region: China; Business type: Manufacturer, Trading Company; Year established: 2006; Main products: Titanium Bar, Titanium Flange, Titanium Fasteners, Titanium Pipe Fitting; Location: Shaanxi, China; Employee Count: 11 - 50 People; Annual revenue: confidential; Year established: 2006; Main markets: Titanium; Transaction Count: 97; Transaction amount: \$70,000+
- Contact Information:** Tel: Hidden; Email: Hidden; Fax: Hidden; Mobile: Hidden; Address: Tai Cheng road, Wei Bin Region; Request to view

Figura A7.1: Cotización de barra cuadrada de Ti6Al4V de la empresa Baoji Lihua Non-Ferrous Metals Co., Ltd. [155]

The screenshot shows a chat window for 'zed wang' with a profile card on the right. The chat history includes a request for a quote for Ti6Al4V titanium plates and a response with pricing and delivery details.

Chat History:

- zed wang (2015-11-14 23:58): Dear Haini Design Miacia
- Glad get your message
- The quotation about the Ti6Al4V plates as follow:
- 450 x 750 x 8 1x
- 2500 x 900 x 10 1x
- 1700 x 550 x 11 1x
- FOB CHINA Price: USD\$7.15/KG
- Delivery time: about 25 days
- Thanks & Best Regards
- zed

Profile Card (Mr. zed wang):

- Company Information:** Rare City Rare Metals Ltd.
- Basic Information:** Country/Region: China; Business type: Manufacturer, Trading Company; Year established: 2004; Main products: Titanium, Nickel, Tantalum, Molybdenum, Niobium; Location: Shaanxi, China; Employee Count: 101 - 200 People; Annual revenue: US\$1 Million - US\$2.5 Million; Year established: 2004; Main markets: Titanium; Transaction Count: 2; Transaction amount: \$10,000+
- Contact Information:** Tel: Hidden; Email: Hidden; Fax: Hidden; Mobile: Hidden; Address: weibing district baotai road; Request to view

Figura A7.2: Cotización de plancha de titanio Ti6Al4V de la empresa Rare Metals Ltd. [156]



Shaanxi Titanium Aviation New Material Technology Co., Ltd

Quotation

To: Italo Denegri Miasta
Eemail: italo.denegri@gmail.com

Date: 2019/11/24
Email: echo@titaniumyu.com

Item	Product Name	Specification	Quantity (Pcs)	Unit Price (USD/PC)	Total USD
1	titanium plate Gr5(Ti 6Al4V)	Length 2000mm Width 1000mm Thickness 1mm	1	US\$469.04	US\$469.04
2		Length 2000mm Width 1000mm Thickness 2mm	2	US\$757.68	US\$1,515.36
Total EXW Baoji, China:					\$1,984.40

Remark:

1. Validity: 7 days
2. Delivery time: in the stock
3. Payment terms: 100% Alipay or T/T in advance
4. Package: Plywood case to package
5. Transportation Method: by TNT or as your way

Figura A7.3: Cotización de plancha de titanio Ti6Al4V de la empresa Shaanxi Titanium Aviation New Material Technology Co., Ltd [157]

The screenshot shows a WhatsApp chat interface. On the left, the contact is identified as 'Mandy Lee'. The chat history includes a message from the user: 'Hello dear sirs, I would like a quotation for a Ti6Al4V of 3mm x 2100mm x 1300mm dimensions. Best regards.' Mandy Lee's response reads: 'Dear Mr Italo Denegri, Thanks for your inquiry. Could u pls advise us the plate quantity?we will quote you our best price terms accordingly. Best regards.' A subsequent message from Mandy Lee states: 'hello sir, if you need 1 pcs, we must out to you USD4100/PC, pls kindly noted.' The user replies: 'standard seaworthy packing.' At the bottom of the chat, there is a 'Start Order' button. On the right side of the chat, a 'Profile' card for Mandy Lee is visible, showing company information for Jiangsu Cunrui Metal Products Co., Ltd., including location in China, business type, and contact details.

Figura A7.4: Cotización de plancha de titanio Ti6Al4V de la empresa Jiangsu Cunrui Metal Products Co., Ltd. [158]



ANEXO A8

Hojas de Datos

Xcelion® 56V-P

Rechargeable lithium-ion battery system

Super lithium-iron phosphate high performance battery

The Xcelion® 56V battery provides operating voltage from 40-60V and is useful for 48V applications such as electric mobility and stationary power.

This ruggedized battery uses Saft's proprietary Super-Phosphate® chemistry which is ideally suited for high performance applications requiring high levels of safety.



Benefits

- Significant weight savings and life cycle costs compared to lead-acid chemistries
- Maintenance free
- Commercial off-the-shelf solution
- Communicates over J1939 CAN Bus protocol
- Compatible with MIL-STD-1275E power bus

Features

- Built-in self-balancing
- Fast charging under varying conditions*
- Self shut-down in unsafe conditions
- Internal battery management system

Applications

- Silent watch
- Applications requiring a balance of power and energy
- Electric mobility applications

Electrical characteristics

Nominal capacity	30 Ah
Nominal voltage	52.8 V
Voltage at full state of charge	60.8 VDC
Voltage at zero state of charge	40.0 VDC
Energy	1.6 kWh

Maximum discharge current

Continuous	200 A
Pulse (25 ms)	1,500 A

Maximum charge current

Continuous	125 A
Pulse (20 s)	200 A

Mechanical characteristics

Weight	20.7 kg	46 lb
Height	230 mm	9.2 in
Width	256 mm	10.1 in
Length	269 mm	10.6 in

Operating Conditions

Operating temperature	
Discharge	-40 °C to +60 °C
Charge*	

Storage and transportation temperature** -46 °C to +71 °C

*Battery manages charge energy to ensure maximum battery life. At low temperature, the battery will automatically engage built-in heaters for optimum charging.

** Sustained high temperature storage will reduce life.



Figura A8.1: Hoja de datos de batería Xcelion 56V del fabricante Saft, página 1

The screenshot shows the DC Thermal website interface. At the top left is the DC Thermal logo. The navigation menu includes Home, Contact, Products, Information, Shopping cart, and My Account. A shopping cart icon shows a total of \$0.00. Below the navigation is a category header for 'Heaters'. On the left side, there are four product cards, each with a small image of the heater and its price range:

- SA12-4000 12 Volt Brushless Cap Heaters: \$208.00 - \$347.00
- SA12-5000 12 Volt Brushless Cap Heaters: \$229.00 - \$368.00
- SA24-2500 24 Volt Brushless Cap Heaters: \$205.00 - \$344.00

The main content area is titled 'Description' and contains the following text:

This is our smallest 12 volt heater. Designed for small equipment or systems that can not handle over 30 amps on the electrical system.

- Heater Dimensions: 6" x 5" x 4"
- 12 Volt, 360 Watts
- 6012 BTU's
- Brushless 50,000 Hour Ball Bearing Fan
- 10,000 Hour DC Thermal ©RuCar Vacuum Sealed Elements.
- Case Construction: T5052 Aluminum.
- Wired Entirely with GXL Wire
- Thermally Protected.
- HIGH, OFF, and LOW setting.
- Comes complete with mounting hardware, mounting bracket, fuse, fuse holder, electrical connector ends, and detailed instructions
- ONE YEAR Parts AND Labor Warranty

Below the list is a section titled 'Brushless Fan Measurements:' followed by a table:

Bearing	Voltage	Current	Power	RPM	CFM	Pressure	*Noise/ftb
Ball	12	.30	3.60	3900	52	6.731	40

*Noise is measured at a distance of one meter from the heaters intake.

© Copyright: 2016 DC Thermal LLC. All Rights Reserved. DC Thermal LLC, RuCar and DC Thermal Logo are Trademarks or service marks of DC Thermal LLC.

Figura A8.2: Hoja de datos de calentador eléctrico SA12-3000 del fabricante DC Thermal



HOSE

PROJET® 3000 3000 PSI Pressure Wash

Tube: Seamless, black synthetic rubber
 Reinforcement: One braid of high tensile steel wire
 Cover: Smooth abrasion & weather resistant synthetic rubber, Blue
 Temperature: -40°C to +121°C/149°C Intermittent (-40°F to +250°F/300° Intermittent)
 Packaging: 50' 100' 150' 200' Bulk Reels
 Application: Pressure wash equipment



PART NUMBER	COVER	HOSE I.D.		HOSE O.D.		MAXIMUM WORKING PRESSURE (psi)	MINIMUM BEND RADIUS		WEIGHT (lbs/ft)	ONE PIECE COUPLINGS
		(in)	(mm)	(in)	(mm)		(in)	(mm)		
PJ3-08BLM	Smooth	1/2	12.7	0.75	19.0	3,000	5.5	140	0.32	E

*Not For Steam Service

PROJET® 4000 4000 PSI Pressure Wash

Tube: Seamless, black synthetic rubber
 Reinforcement: One braid of high tensile steel wire
 Cover: Wrapped abrasion & weather resistant synthetic rubber, Black, Blue or Gray
 Temperature: -40°C to +121°C/149°C Intermittent (-40°F to +250°F/300° Intermittent)
 Packaging: 50' 100' 150' 200' Bulk Reels
 Application: Pressure wash equipment



PART NUMBER	COVER	HOSE I.D.		HOSE O.D.		MAXIMUM WORKING PRESSURE (psi)	MINIMUM BEND RADIUS		WEIGHT (lbs/ft)	ONE PIECE COUPLINGS
		(in)	(mm)	(in)	(mm)		(in)	(mm)		
PJ4-06BK	Wrapped	3/8	9.5	0.61	15.5	4,000	3.5	90	0.17	E
PJ4-06BL	Wrapped	3/8	9.5	0.61	15.5	4,000	3.5	90	0.17	E
PJ4-06GY	Wrapped	3/8	9.5	0.61	15.5	4,000	3.5	90	0.17	E

*Not For Steam Service

PROJET® 4000 4000 PSI Pressure Wash

Tube: Seamless, black synthetic rubber
 Reinforcement: One braid of high tensile steel wire
 Cover: Smooth abrasion & weather resistant synthetic rubber, Blue
 Temperature: -40°C to +121°C/149°C Intermittent (-40°F to +250°F/300° Intermittent)
 Packaging: 50' 100' 150' 200' Bulk Reels
 Application: Pressure wash equipment



PART NUMBER	COVER	HOSE I.D.		HOSE O.D.		MAXIMUM WORKING PRESSURE (psi)	MINIMUM BEND RADIUS		WEIGHT (lbs/ft)	ONE PIECE COUPLINGS
		(in)	(mm)	(in)	(mm)		(in)	(mm)		
PJ4-04BLM	Smooth	1/4	6.35	0.48	12.2	4,000	2.9	75	0.19	E
PJ4-06BLM	Smooth	3/8	9.5	0.61	15.5	4,000	3.5	90	0.24	E

*Not For Steam Service

Figura A8.3: Hoja de datos de manguera hidráulica de teflón recubierta de acero inoxidable 304 del fabricante FLEXTRAL, página 37

SW:FD-1909

FD series

Double icon illuminated pushbuttons •
bushing Ø 24 or 26 mm • momentary or latching



DISTINCTIVE FEATURES

- Double icon actuator
- Snap-in and threaded bushing models
- Large but lightweight
- Sealed to IP69K (threaded bushing version)



ENVIRONMENTAL SPECIFICATIONS

- Front panel sealing :
 - Threaded bushing version : IP69K according to DIN 40050-9
 - Snap-in version : IP54 according to IEC 60529 with panel gasket and 2 mm panel thickness
- Operating temperature : -40 °C to +75 °C (40 °F to +167 °F)



ELECTRICAL SPECIFICATIONS

- Max. current/voltage rating with resistive load :
 - silver contacts (code 2) : 4 A 12 VDC
 - gold plated contacts (code 4) : 200 mA 12 VDC
- Initial contact resistance : 50 mΩ max.
- Insulation resistance : 1 GΩ min. at 500 VDC
- Dielectric strength : 1,000 Vrms 50 Hz min.
- Electrical life at full load :
 - Momentary models : 1 million cycles (gold plated contacts)
400,000 cycles (silver contacts)
 - Latching models : 200,000 cycles

LED COMPONENT SPECIFICATIONS

LED color	Forward current	Typ. forward voltage	Max. forward voltage
Red/Green	20 mA / 20 mA	2.2 V / 3.2V	2.8 V / 4 V

A resistor must be series-connected by the user

$$\text{Resistor value} = \frac{\text{supply voltage} - \text{LED forward voltage}}{\text{LED forward current}}$$

The company reserves the right to change specifications without notice.



PANEL SWITCHES

APEM

Figura A8.4: Hoja de datos de pulsadores switch serie FD del fabricante APEM Inc., página 1

For more information, please visit the [product page](#).



date 05/17/2019
page 1 of 4

MODEL: CMI-9655S-SMT-TR | **DESCRIPTION:** MAGNETIC BUZZER INDICATOR

FEATURES

- includes driving circuit
- SMT
- washable



SPECIFICATIONS

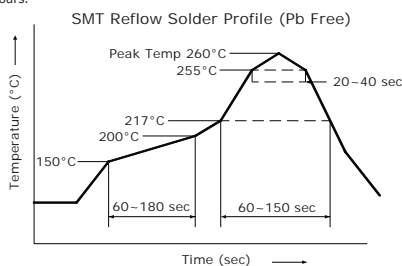
parameter	conditions/description	min	typ	max	units
rated voltage			5.0		Vdc
operating voltage		4.0		7.0	Vdc
current consumption				30	mA
rated frequency		2,400	2,700	3,000	Hz
sound pressure level	at 10 cm (A-weight), rated voltage	80	85		dBA
dimensions	9.6 x 9.6 x 5.0				mm
weight			1.5		g
material	PPS				
terminal	SMT type (Sn plating)				
operating temperature		-40		85	°C
storage temperature		-40		85	°C
RoHS	2011/65/EU				

Notes: 1. All specifications measured at 5~35°C, humidity at 45~85%, under 86~106 kPa pressure, unless otherwise noted.

SOLDERABILITY

parameter	conditions/description	min	typ	max	units
reel storage	at relative humidity <40%			25	°C
reflow soldering ²	see recommended reflow soldering profile			260	°C
drying conditions ³	bake at 40°C for 24 hours				

Note: 2. It is recommended to reflow solder within 48 hours from opening vacuum packaging at a temperature <30°C & relative humidity <60%.
3. When out of packaging for more than 48 hours.



cui.com


Figura A8.5: Hoja de datos de buzzer magnético CMI-9655S-SMT-TR del fabricante CUI Devices, página 1


COSEL DC-DC Converters Bus Converter - Power Module Type

CES

Ordering information

CE S 48 018 -30 -□





① Series name
 ② Single output
 ③ Input voltage
 24: DC18 - 36V
 48: DC36 - 76V
 ④ Output voltage
 015: 1.5V
 018: 1.8V
 025: 2.5V
 033: 3.3V
 050: 5V
 060: 6V
 120: 12V
 150: 15V
 ⑤ Output current
 ⑥ Optional
 S: SMD
 R: with Remote ON/OFF
 Positive logic control
 V: Output voltage setting ±1%
 N: Auto restart from thermal
 protection

MODEL	CES24033-25	CES24050-16	CES24120-6	CES24150-4
MAX OUTPUT WATTAGE[W]	82.5	80.0	72.0	60.0
DC OUTPUT	3.3V 25A	5V 16A	12V 6A	15V 4A

SPECIFICATIONS					
MODEL	CES24033-25	CES24050-16	CES24120-6	CES24150-4	
INPUT	VOLTAGE[V]	DC18 - 36		DC20 - 33	
	CURRENT[A]	3.78typ	3.67typ	3.30typ	
	EFFICIENCY[%]	91typ	91typ	91typ	
	START-UP VOLTAGE[V]	DC16 - 18		DC18 - 20	
	HYSTERESIS VOLTAGE[V]	DC1 min			
OUTPUT	VOLTAGE[V]	3.3	5	12	
	CURRENT[A]	25	16	6	
	LINE REGULATION[mV]	10max	10max	24max	
	LOAD REGULATION[mV]	10max	10max	24max	
	RIPPLE	[mVrms]	20max	20max	40max
		[mVp-p]	60max	80max	120max
	RIPPLE NOISE[mVp-p]	100max	120max	150max	
	TEMPERATURE REGULATION[mV]	66max	100max	240max	
	DRIFT[mV]	16max	20max	40max	
	START-UP TIME[ms]	200max (DCIN 24V, Io=100%)			
OUTPUT VOLTAGE ADJUSTMENT RANGE	Fixed (TRM pin open), adjustable by external resistor				
PROTECTION CIRCUIT AND OTHERS	OVERCURRENT PROTECTION	Works over 105% of rating, low voltage protection (shut down) function is built-in.			
	OVERVOLTAGE PROTECTION	125% - 135%	125% - 135%	117% - 127%	
	REMOTE SENSING	Provided			
	REMOTE ON/OFF	Provided (Negative logic L : ON, H : OFF)			
		Standard type		High wattage type	

MODEL	CES48015-30	CES48018-30	CES48025-25	CES48033-25	CES48050-16	CES48120-6	CES48150-4	CES48033-30	CES48050-20	CES48060-17
MAX OUTPUT WATTAGE[W]	45.0	54.0	62.5	82.5	80.0	72.0	60.0	99.0	100.0	102.0
DC OUTPUT	1.5V 30A	1.8V 30A	2.5V 25A	3.3V 25A	5V 16A	12V 6A	15V 4A	3.3V 30A	5V 20A	6V 17A

SPECIFICATIONS											
MODEL	CES48015-30	CES48018-30	CES48025-25	CES48033-25	CES48050-16	CES48120-6	CES48150-4	CES48033-30	CES48050-20	CES48060-17	
INPUT	VOLTAGE[V]	DC36 - 76						DC40 - 60	DC36 - 76		
	CURRENT[A]	1.1typ	1.3typ	1.45typ	1.89typ	1.84typ	1.65typ	1.37typ	2.29typ	2.32typ	
	EFFICIENCY[%]	86typ	87typ	90typ	91typ	91typ	91typ	91typ	90typ	92typ	
	START-UP VOLTAGE[V]	DC32 - 36						DC36 - 40	DC32 - 36		
	HYSTERESIS VOLTAGE[V]	DC2 min									
OUTPUT	VOLTAGE[V]	1.5	1.8	2.5	3.3	5	12	15	3.3	5	
	CURRENT[A]	30	30	25	25	16	6	4	30	20	
	LINE REGULATION[mV]	10max	10max	10max	10max	10max	24max	30max	10max	10max	
	LOAD REGULATION[mV]	10max	10max	10max	10max	10max	24max	30max	10max	10max	
	RIPPLE	[mVrms]	20max	20max	20max	20max	25max	40max	40max	25max	25max
		[mVp-p]	60max	60max	60max	60max	80max	120max	120max	60max	100max
	RIPPLE NOISE[mVp-p]	100max	100max	100max	100max	120max	150max	150max	100max	150max	
	TEMPERATURE REGULATION[mV]	66max	66max	66max	66max	100max	240max	300max	66max	100max	
	DRIFT[mV]	16max	16max	16max	16max	20max	40max	50max	16max	20max	
	START-UP TIME[ms]	200max (DCIN 48V, Io=100%)									
OUTPUT VOLTAGE ADJUSTMENT RANGE	-20% / +10%			-15% / +15%	-20% / +10%	-20% / +5%	-15% / +15%	-20% / +10%			
OUTPUT VOLTAGE SETTING	±1.6%										
PROTECTION CIRCUIT AND OTHERS	OVERCURRENT PROTECTION	Works over 105% of rating, low voltage protection (shut down) function is built-in.									
	OVERVOLTAGE PROTECTION	117% - 127%			125% - 135%	117% - 127%			125% - 135%	117% - 127%	
	REMOTE SENSING	Provided									
	REMOTE ON/OFF	Provided (Negative logic L : ON, H : OFF)									

CE/CQ-2

Figura A8.6: Hoja de datos de convertidor DC-DC CES48150-4-S del fabricante Cosel USA, Inc., página 1

Additional Resources: [Product Page](#)



date 11/07/2014

page 1 of 36

SERIES: NQB-D | **DESCRIPTION:** FULLY REGULATED ADVANCED BUS CONVERTERS

GENERAL CHARACTERISTICS

- configurable soft start/stop
- precision delay and ramp-up
- voltage margining
- voltage/current/temperature monitoring
- configurable output voltage
- configurable fault response
- power good

FEATURES

- pin and function compatible with Architects of Modern Power™ product standards
- quarter-brick with digital PMBus interface 57.9 x 36.8 x 11.3 mm (2.28 x 1.45 x 0.445 in)
- industry standard 5-pins for intermediate bus architectures
- industry-leading power density for telecom and datacom 127~141W / sq. in
- high efficiency, typ. 96.4% at half load, 12 Vout
- fully regulated advanced bus converter from 36~75Vin
- 2,250 Vdc input to output isolation
- fast feed forward regulation to manage line transients
- optional baseplate for high temperature applications
- droop load sharing with 10% current share accuracy
- PMBus Revision 1.2 compliant
- 2.9 million hours MTBF
- ISO 9001/14001 certified supplier



MODEL	input voltage	output voltage	output current	output wattage
	(Vdc)	(Vdc)	max (A)	max (W)
NQB-420DWA-AN	36~75	12	35	420
NQB-468DMA-AN	40~60	12	39	468
NQB-415DWB-AN	36~75	12.45	35	415
NQB-462DMB-AN	40~60	12.45	39	462

cui.com

Figura A8.7: Hoja de datos de convertidor DC-DC NQB-468DMA-AN del fabricante CUI Inc., página 1



Half Brick, DC-DC Converters

VI-J00
VE-J00



25 to 100 Watts

Features & Benefits

- Isolated output
- Up to 50W/in³
- cURus, cTÜVus
- CE Marked
- Up to 90% efficiency
- Size: 2.28" x 2.4" x 0.5"
(57,9 x 61,0 x 12,7mm)
- Remote sense and current limit
- Logic disable
- Wide range output adjust
- ZCS power architecture
- Low noise FM control
- RoHS compliant (VE versions)

Product Highlights

The VI-J00 MiniMod family established a new standard in component-level DC-DC converters. This "junior" size complement to the higher power VI-200 family offers up to 100W of isolated and regulated power in a board mounted package. With thousands of input/output/power combinations, and with a maximum operating temperature rating of 100°C, the MiniMod provides nearly unlimited flexibility for power system designers to meet demanding time to market requirements.

Utilizing Vicor's "zero-current-switching" forward converter technology, proven by an installed base of over 8 million units, the MiniMod family combines state of the art power density with the efficiency, low noise and reliability required by next generation power systems.

Part Numbering

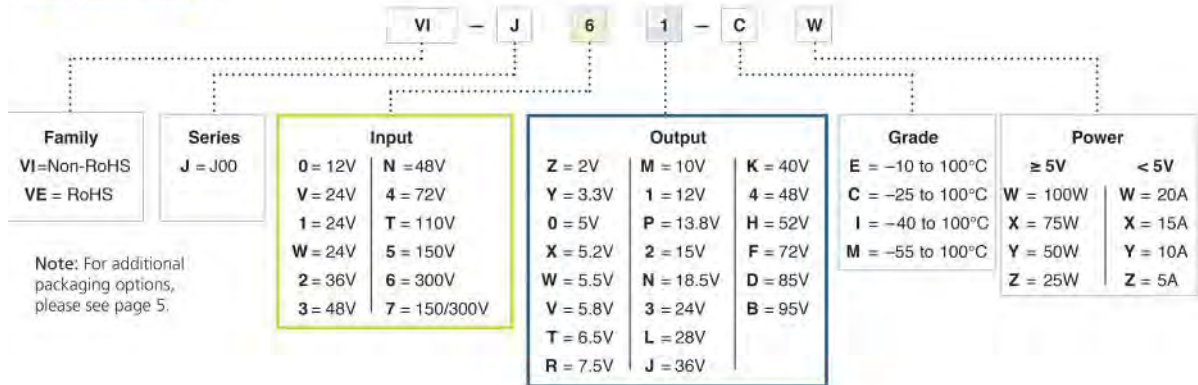


Figura A8.8: Hoja de datos de convertidores DC-DC VI-J3T-MZ y VI-J30-MZ del fabricante Vicor Corporation, página 1

1N4001, 1N4002, 1N4003, 1N4004, 1N4005, 1N4006, 1N4007

MAXIMUM RATINGS

Rating	Symbol	1N4001	1N4002	1N4003	1N4004	1N4005	1N4006	1N4007	Unit
†Peak Repetitive Reverse Voltage Working Peak Reverse Voltage DC Blocking Voltage	V_{RRM} V_{RWM} V_R	50	100	200	400	600	800	1000	V
†Non-Repetitive Peak Reverse Voltage (halfwave, single phase, 60 Hz)	V_{RSM}	60	120	240	480	720	1000	1200	V
†RMS Reverse Voltage	$V_{R(RMS)}$	35	70	140	280	420	560	700	V
†Average Rectified Forward Current (single phase, resistive load, 60 Hz, $T_A = 75^\circ\text{C}$)	I_O	1.0							A
†Non-Repetitive Peak Surge Current (surge applied at rated load conditions)	I_{FSM}	30 (for 1 cycle)							A
Operating and Storage Junction Temperature Range	T_J T_{stg}	-65 to +175							$^\circ\text{C}$

Maximum ratings are those values beyond which device damage can occur. Maximum ratings applied to the device are individual stress limit values (not normal operating conditions) and are not valid simultaneously. If these limits are exceeded, device functional operation is not implied, damage may occur and reliability may be affected.

ELECTRICAL CHARACTERISTICS†

Rating	Symbol	Typ	Max	Unit
Maximum Instantaneous Forward Voltage Drop, ($i_F = 1.0$ Amp, $T_J = 25^\circ\text{C}$)	v_F	0.93	1.1	V
Maximum Full-Cycle Average Forward Voltage Drop, ($I_O = 1.0$ Amp, $T_L = 75^\circ\text{C}$, 1 inch leads)	$V_{F(AV)}$	–	0.8	V
Maximum Reverse Current (rated DC voltage) ($T_J = 25^\circ\text{C}$) ($T_J = 100^\circ\text{C}$)	I_R	0.05 1.0	10 50	μA
Maximum Full-Cycle Average Reverse Current, ($I_O = 1.0$ Amp, $T_L = 75^\circ\text{C}$, 1 inch leads)	$I_{R(AV)}$	–	30	μA

†Indicates JEDEC Registered Data

IND-Q12-1907R2

Q12 series

Ø12 mm panel mount LED indicators



DISTINCTIVE FEATURES

8 mm colored diffused epoxy lens or 8 mm water clear super bright LEDs
2VDC - 220VAC
(2.8 x 0.8) solder lug/faston terminals, pins or (200 mm long) wire terminations



ENVIRONMENTAL SPECIFICATIONS

- IP67 sealing option (EN60529)
- Operating & Storage Temperature Range:
Rear plastic body: -30 °C to +65° C (-22 °F to +149 °F)
Rear epoxy body: -40 °C to +85° C (-40 °F to +185 °F)



GENERAL SPECIFICATIONS

- Max Reverse Voltage: 5 V
- Viewing Angle: 30–100° (dependant on model)
- Life Expectancy: 100,000 hours
- Torque: 75 cNm
- Maximum panel thickness 7 mm

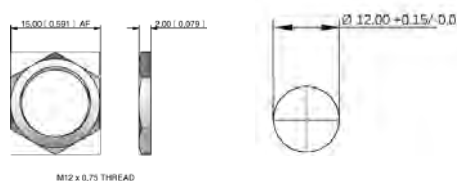


MATERIALS

- Plated brass bezel finished in bright chrome, black or satin grey and moulded polycarbonate rear body



MOUNTING



The company reserves the right to change specifications without notice.

All LED characteristics are dependent upon environmental conditions. Therefore published data should be considered nominal and subject to variations.



LED INDICATORS

APEM

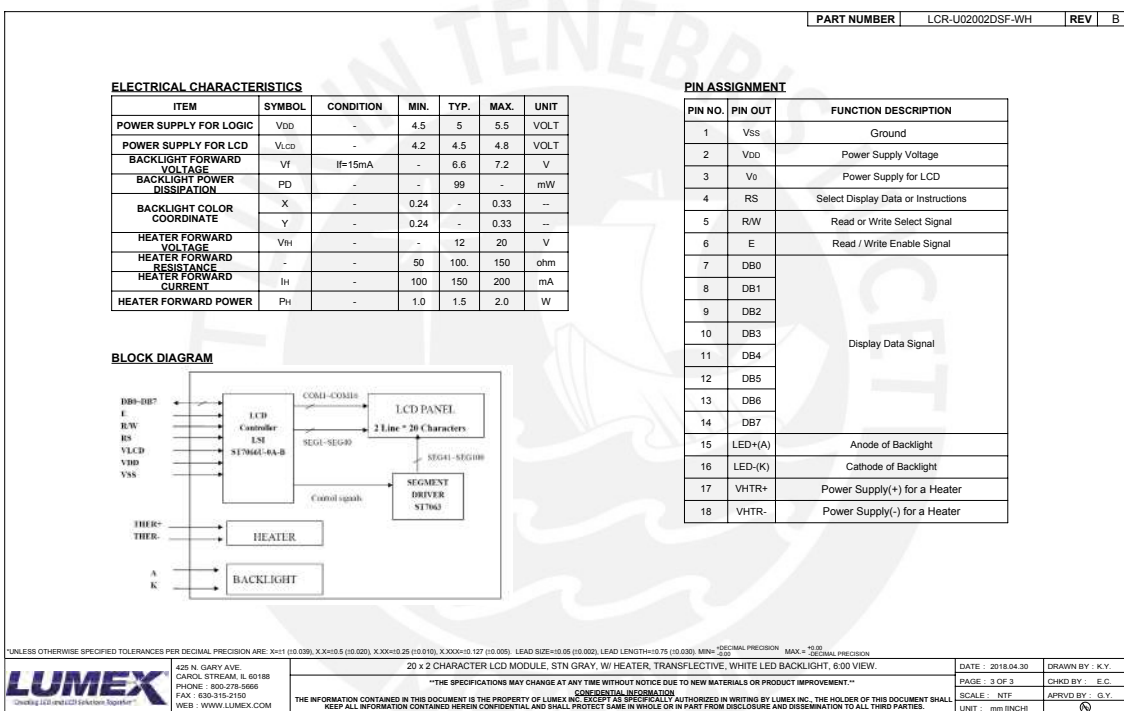





Figura A8.11: Hoja de datos de display LCD LCR-U02002DSF-WH del fabricante Lumex, página 3

EPOS4 Positioning Controllers Data



NEW





(optional)
EtherCAT

CANopen

USB

RS232

GUI

EPOS4 50/5
Positioning controller in a robust housing, designed for use with brushed DC motors with encoders or brushless EC motors with Hall sensors and encoders up to 250/750 Watt.

EPOS4 Module 50/5
OEM position control module, designed for use with brushed DC motors with encoders or brushless EC motors with Hall sensors and encoders up to 250/750 Watt.

EPOS4 Compact 50/5 CAN
Ready-to-install compact solution, designed for use with brushed DC motors with encoders or brushless EC motors with Hall sensors and encoders up to 250/750 Watt.

Controller version
CANopen Slave with EtherCAT option

Controller version
CANopen Slave with EtherCAT option

Controller version
CANopen Slave

Electrical data	Electrical data	Electrical data
10 - 50 VDC	10 - 50 VDC	10 - 50 VDC
10 - 50 VDC	10 - 50 VDC	10 - 50 VDC
0.9 x V _{CC}	0.9 x V _{CC}	0.9 x V _{CC}
15 A (<3 s)	15 A (<3 s)	15 A (<3 s)
5 A	5 A	5 A
50 kHz	50 kHz	50 kHz
25 kHz (40 µs)	25 kHz (40 µs)	25 kHz (40 µs)
2.5 kHz (400 µs)	2.5 kHz (400 µs)	2.5 kHz (400 µs)
2.5 kHz (400 µs)	2.5 kHz (400 µs)	2.5 kHz (400 µs)
50 000 rpm (sinusoidal), 100 000 rpm (block)	50 000 rpm (sinusoidal), 100 000 rpm (block)	50 000 rpm (sinusoidal), 100 000 rpm (block)
15 µH / 5 A	-	9.4 µH / 5 A
Inputs		
H1, H2, H3	H1, H2, H3	H1, H2, H3
A, A\, B, B\, I, I\ (max. 6.25 MHz)	A, A\, B, B\, I, I\ (max. 6.25 MHz)	A, A\, B, B\, I, I\ (max. 6.25 MHz)
A, A\, B, B\, I, I\, Clock, Clock\, Data, Data\	A, A\, B, B\, I, I\, Clock, Clock\, Data, Data\	A, A\, B, B\, I, I\, Clock, Clock\, Data, Data\
4 (level switchable: logic/PLC)	4 (logic level)	4 (level switchable: logic/PLC)
4, differential	4, differential	4, differential
2 (12-bit resolution, -10...+10 V) configurable with DIP switch 1...5	2 (12-bit resolution, -10...+10 V) configurable with external wiring	2 (12-bit resolution, -10...+10 V) configurable with DIP switch 1...5
Outputs		
2	2	2
1, differential	1, differential	1, differential
2 (12-bit resolution, -4...+4 V, max. 1 mA)	2 (12-bit resolution, -4...+4 V, max. 1 mA)	2 (12-bit resolution, -4...+4 V, max. 1 mA)
+5 VDC, max. 70 mA	+5 VDC, max. 70 mA	+5 VDC, max. 70 mA
+5 VDC, max. 30 mA	+5 VDC, max. 30 mA	+5 VDC, max. 30 mA
+5 VDC, max. 150 mA	+5 VDC, max. 150 mA	+5 VDC, max. 150 mA
Interfaces		
RxD; TxD (max. 115200 bit/s)	RxD; TxD (max. 115200 bit/s)	RxD; TxD (max. 115200 bit/s)
high; low (max. 1 Mbit/s)	high; low (max. 1 Mbit/s)	high; low (max. 1 Mbit/s)
Data+; Data- (Full Speed)	Data+; Data- (Full Speed)	Data+; Data- (Full Speed)
Optional EtherCAT Card Available	Optional EtherCAT Card Available	-
Indicator		
Green LED, red LED	Green LED, red LED	Green LED, red LED
Environmental conditions		
-30...+50 °C	-30...+45 °C	-30...+25 °C
+50...+80 °C; Derating: -0.167 A/°C	+45...+75 °C; Derating: -0.167 A/°C	+25...+70 °C; Derating: -0.111 A/°C
-40...+85 °C	-40...+85 °C	-40...+85 °C
5...90%	5...90%	5...90%
Mechanical data		
approx. 206 g	approx. 17 g	approx. 58 g
105.0 x 83.0 x 38.7 mm	53.8 x 38.8 x 11.1 mm	55.0 x 40.0 x 26.9 mm
Flange for M4-screws	Socket header 1.27 mm or M2.5 screws	M2.5 screws
Part numbers		
546047 EPOS4 50/5	534130 EPOS4 Module 50/5	541718 EPOS4 Compact 50/5 CAN
Accessories		
309687 DSR 50/5 Shunt regulator	309687 DSR 50/5 Shunt regulator	309687 DSR 50/5 Shunt regulator
Order accessories separately, see page 470	Order accessories separately, see page 470	Order accessories separately, see page 470

May 2018 edition / subject to change

maxon motor control 453

Figura A8.12: Hoja de datos de Driver EPOS4 50/5 Digital Positioning Controller del fabricante Maxon Group, página 3

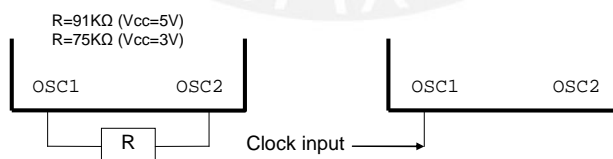
ST7066U

■ Pin Function

Name	Number	I/O	Interfaced with	Function
RS	1	I	MPU	Select registers. 0: Instruction register (for write) Busy flag: address counter (for read) 1: Data register (for write and read)
R/W	1	I	MPU	Select read or write. 0: Write 1: Read
E	1	I	MPU	Starts data read/write.
DB4 to DB7	4	I/O	MPU	Four high order bi-directional tristate data bus pins. Used for data transfer and receive between the MPU and the ST7066U. DB7 can be used as a busy flag.
DB0 to DB3	4	I/O	MPU	Four low order bi-directional tristate data bus pins. Used for data transfer and receive between the MPU and the ST7066U. These pins are not used during 4-bit operation.
CL1	1	O	Extension driver	Clock to latch serial data D sent to the extension driver
CL2	1	O	Extension driver	Clock to shift serial data D
M	1	O	Extension driver	Switch signal for converting the liquid crystal drive waveform to AC
D	1	O	Extension driver	Character pattern data corresponding to each segment signal
COM1 to COM16	16	O	LCD	Common signals that are not used are changed to non-selection waveform. COM9 to COM16 are non-selection waveforms at 1/8 duty factor and COM12 to COM16 are non-selection waveforms at 1/11 duty factor.
SEG1 to SEG40	40	O	LCD	Segment signals
V1 to V5	5	-	Power supply	Power supply for LCD drive $V_{cc} - V5 = 10\text{ V (Max)}$
V_{cc} , GND	2	-	Power supply	V_{cc} : 2.7V to 5.5V, GND: 0V
OSC1, OSC2	2		Oscillation resistor clock	When crystal oscillation is performed, a resistor must be connected externally. When the pin input is an external clock, it must be input to OSC1.

Note:

1. $V_{cc} \geq V1 \geq V2 \geq V3 \geq V4 \geq V5$ must be maintained
2. Two clock options:



ST7066U

Table 4 Correspondence between Character Codes and Character Patterns (ROM Code: 0A)

NO.7066-0A

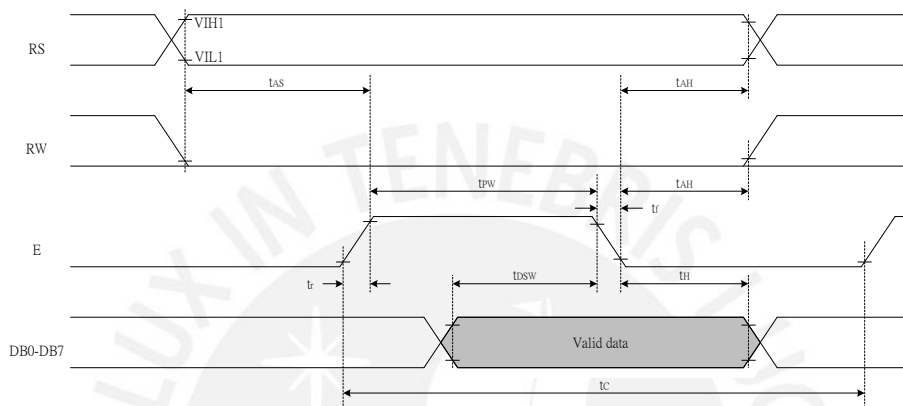
b7-b4 b3-b0	0000	0001	0010	0011	0100	0101	0110	0111	1000	1001	1010	1011	1100	1101	1110	1111
0000	CG RAM (1)			0	1	P	\	P				-	9	E	o	p
0001	(2)		!	1	Q	a	q			.	7	7	4	a	q	
0010	(3)		"	2	R	b	r			"	4	9	x	p	o	
0011	(4)		#	3	S	c	s			!	7	f	E	E	*	
0100	(5)		\$	4	T	d	t			\	I	t	f	u	o	
0101	(6)		%	5	U	e	u			.	7	7	1	o	o	
0110	(7)		&	6	V	f	v			7	7	2	o	p	z	
0111	(8)		^	7	W	g	w			7	7	x	7	g	7	
1000	(1)		<	8	X	h	x			4	o	*	u	r	x	
1001	(2)		>	9	Y	i	y			o	7	7	u	7	y	
1010	(3)		*	:	J	z	j	z		E	o	h	v	j	7	
1011	(4)		+	;	K	l	k	l		*	7	E	o	x	7	
1100	(5)		,	<	L	#	l	l		f	o	7	7	o	7	
1101	(6)		-	=	M	n	m	n		u	x	^	7	l	7	
1110	(7)		.	>	N	^	n	7		E	E	o	7	n		
1111	(8)		/	?	O	_	o	+		o	7	7	"	o		

Figura A8.14: Hoja de datos del circuito integrado ST7066 del fabricante Sitronix, página 13

ST7066U

■ Timing Characteristics

● Writing data from MPU to ST7066U



● Reading data from ST7066U to MPU

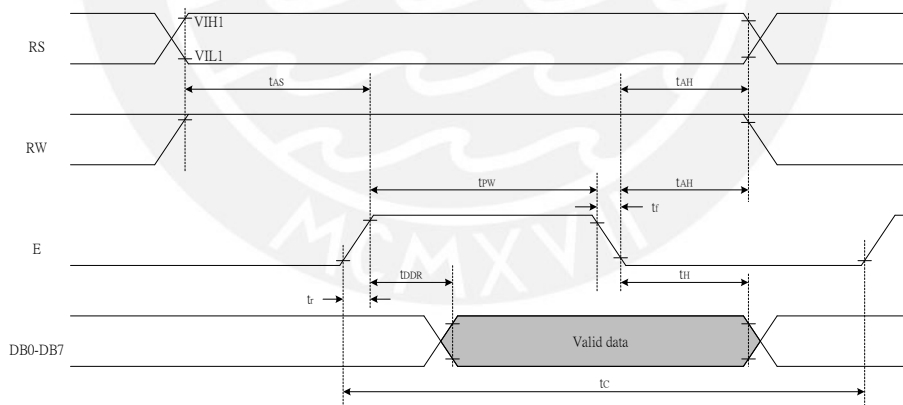


Figura A8.15: Hoja de datos del circuito integrado ST7066 del fabricante Sitronix, página 30

ST7066U**■ DC Characteristics**(TA = 25°C, V_{CC} = 4.5 V - 5.5 V)

Symbol	Characteristics	Test Condition	Min.	Typ.	Max.	Unit
V _{CC}	Operating Voltage	-	4.5	-	5.5	V
V _{LCD}	LCD Voltage	V _{CC} -V5	3.0	-	10.0	V
I _{CC}	Power Supply Current	f _{OSC} = 270KHZ V _{CC} =5.0V	-	0.2	0.5	mA
V _{IH1}	Input High Voltage (Except OSC1)	-	0.7V _{CC}	-	V _{CC}	V
V _{IL1}	Input Low Voltage (Except OSC1)	-	-0.3	-	0.6	V
V _{IH2}	Input High Voltage (OSC1)	-	V _{CC} -1	-	V _{CC}	V
V _{IL2}	Input Low Voltage (OSC1)	-	-	-	1.0	V
V _{OH1}	Output High Voltage (DB0 - DB7)	I _{OH} = -0.1mA	3.9	-	V _{CC}	V
V _{OL1}	Output Low Voltage (DB0 - DB7)	I _{OL} = 0.1mA	-	-	0.4	V
V _{OH2}	Output High Voltage (Except DB0 - DB7)	I _{OH} = -0.04mA	0.9V _{CC}	-	V _{CC}	V
V _{OL2}	Output Low Voltage (Except DB0 - DB7)	I _{OL} = 0.04mA	-	-	0.1V _{CC}	V
R _{COM}	Common Resistance	V _{LCD} = 4V, I _d = 0.05mA	-	2	20	KΩ
R _{SEG}	Segment Resistance	V _{LCD} = 4V, I _d = 0.05mA	-	2	30	KΩ
I _{LEAK}	Input Leakage Current	V _{IN} = 0V to V _{CC}	-1	-	1	μA
I _{PUP}	Pull Up MOS Current	V _{CC} = 5V	-50	-110	-180	μA



ZXTR2012K

Absolute Maximum Ratings (Voltage relative to GND, @ $T_A = +25^\circ\text{C}$, unless otherwise specified.)

Characteristic	Symbol	Value	Unit
Input Supply Voltage	V_{IN}	-0.3 to 100	V
Continuous Input & Output Current	I_{IN}, I_{OUT}	750	mA
Peak Pulsed Input & Output Current	I_{IM}, I_{OM}	2	A
Maximum Voltage applied to V_{OUT}	$V_{OUT(max)}$	Smaller of $V_{IN}+12\text{V}$ or 18V	V

Maximum Current at $V_{IN} = 48\text{V}$ (@ $T_A = +25^\circ\text{C}$, unless otherwise specified.)

Characteristic	Symbol	Value	Unit
Continuous Output Current	I_{OUT} (Note 7)	60	mA
Pulsed Output Current	I_{OM} (Note 8)	960	mA
	(Note 9)	200	

Thermal Characteristics

Characteristic	Symbol	Value	Unit
Power Dissipation	P_D	(Note 5)	2.3
		(Note 6)	1.1
Thermal Resistance, Junction to Ambient	$R_{\theta JA}$	(Note 5)	44
		(Note 6)	90
Thermal Resistance, Junction to Lead	$R_{\theta JL}$	8.4	$^\circ\text{C/W}$
Thermal Resistance, Junction to Case	$R_{\theta JC}$	14.6	
Recommended Operating Junction Temperature Range	T_J	-40 to +125	$^\circ\text{C}$
Maximum Operating Junction and Storage Temperature Range	T_J, T_{STG}	-65 to +150	

ESD Ratings (Note 11)

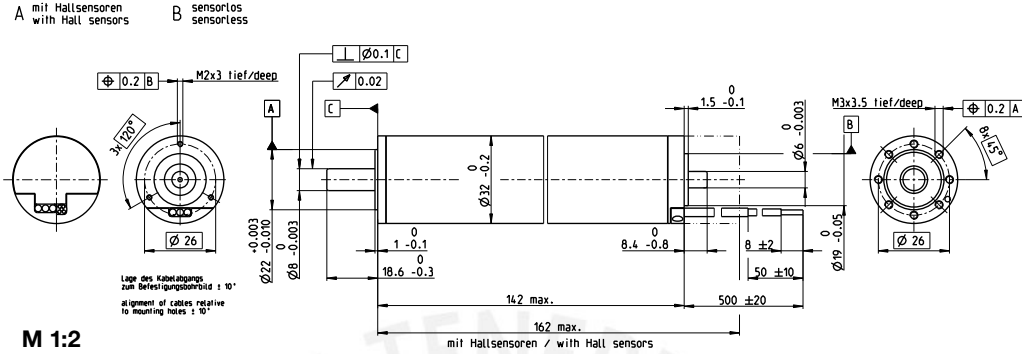
Characteristics	Symbols	Value	Unit	JEDEC Class
Electrostatic Discharge – Human Body Model	ESD HBM	4000	V	3A
Electrostatic Discharge – Machine Model	ESD MM	400	V	C

- Notes:
- For a device mounted with the exposed V_{IN} pad on 50mm x 50mm 1oz copper that is on a single-sided 1.6mm FR4 PCB; device is measured under still air conditions whilst operating in steady-state.
 - Same as note 5, except mounted on 15mm x 15mm 1oz copper.
 - Same as note 5, whilst operating at $V_{IN} = 48\text{V}$. Refer to Safe Operating Area for other Input Voltages.
 - Same as note 5, except measured with a single pulse width = 100 μs and $V_{IN} = 48\text{V}$.
 - Same as note 5, except measured with a single pulse width = 10ms and $V_{IN} = 48\text{V}$.
 - $R_{\theta JL}$ = Thermal resistance from junction to solder-point (on the exposed V_{IN} pad).
 - $R_{\theta JC}$ = Thermal resistance from junction to the top of case.
 - Refer to JEDEC specification JESD22-A114 and JESD22-A115.

maxon EC-4pole

EC-4pole 32 Ø32 mm, Conmutación electrónica (Brushless), 220 W

Heavy Duty – para aplicaciones en aire



M 1:2

- Programa Stock
- Programa Estándar
- Programa Especial (previo encargo)

Referencia

A con sensores Hall	397798
B sin sensores	393879

Datos del motor (provisionales)					
Valores con tensión nominal y temperatura ambiente °C					
1 Tensión nominal	V	25	100	150	200
2 Velocidad en vacío	rpm	6470	6650	6770	6890
3 Corriente en vacío	mA	149	113	109	107
4 Velocidad nominal ¹⁾	rpm	5710	5870	6080	6470
5 Par nominal (máx. par en continuo) ¹⁾	mNm	339	261	196	104
6 Corriente nominal (máx. corriente en continuo)	A	4.87	3.85	2.98	1.67
7 Par de arranque	mNm	3350	2520	2150	1860
8 Corriente de arranque	A	47.5	36.7	31.9	28.1
9 Máx. rendimiento	%	89	89	89	88
Características					
10 Resistencia en bornes fase-fase	Ω	1.01	1.31	1.51	1.71
11 Inductancia en bornes fase-fase	mH	0.298	0.298	0.298	0.298
12 Constante de par	mNm/A	70.5	68.7	67.4	66.2
13 Constante de velocidad	rpm/V	135	139	142	144
14 Relación velocidad/par	rpm/mNm	1.94	2.65	3.16	3.71
15 Constante de tiempo mecánica	ms	2.6	3.55	4.24	4.98
16 Inercia del rotor	gcm ²	128	128	128	128

¹⁾ Valores para el funcionamiento con equilibrio térmico.

Especificaciones

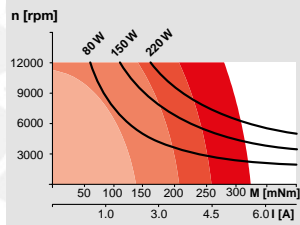
Datos térmicos	
17 Resistencia térmica carcasa/ambiente	4 K/W
18 Resistencia térmica bobinado/carcasa	0.53 K/W
19 Constante de tiempo térmica del bobinado	17 s
20 Constante de tiempo térmica del motor	1460 s
21 Temperatura ambiente	-55...+200°C
22 Máx. temperatura del bobinado	+240°C
Datos mecánicos (rodamiento a bolas pretensado)	
23 Máx. velocidad permitida	12000 rpm
24 Juego axial con carga axial	< 20 N: 0 mm > 20 N: 0.14 mm
25 Juego radial	pretensado
26 Carga axial máx. (dinámica)	18 N
27 Máx. fuerza de empuje a presión (estática) (idem, con eje sostenido)	80 N
28 Carga radial máx. a 5 mm de la brida	3000 N
	75 N

Otras especificaciones	
29 Número de pares de polos	2
30 Número de fases	3
31 Peso del motor	860 g

Conexiones A, motor cables PTFE azul (AWG 14)	
rojo	Bobinado 1 motor
negro	Bobinado 2 motor
blanco	Bobinado 3 motor
Conexiones A, sensores cables PTFE verde (AWG 24)	
verde	V _{cc} 4.5...24 V
azul	GND
rojo	Sensor Hall 1
negro	Sensor Hall 2
blanco	Sensor Hall 3
Conexiones B, motor cables PTFE azul (AWG 14)	
rojo	Bobinado 1 motor
negro	Bobinado 2 motor
blanco	Bobinado 3 motor

Esquema de conexionado para los sensores Hall ver página 41

Rango de funcionamiento



Leyenda

- TA = 25°C **Funcionamiento en continuo**
Teniendo en cuenta los valores de resistencia térmica antes mencionados (líneas 17 y 18). El rotor alcanzará la máxima temperatura durante funcionamiento en continuo a 25°C de temperatura ambiente = límite térmico.
- TA = 100°C
- TA = 150°C
- TA = 200°C
- **Funcionamiento intermitente**
El motor puede ser sobrecargado durante cortos periodos (cíclicamente).
- **Potencia nominal asignada**

Aplicación

- Generalidades**
- Aplicaciones bajo temperaturas extremas
 - Aplicaciones con vibraciones (conforme a MIL-STD810F/En2000 Fig. 514.5C-10)
 - Aplicaciones en vacío extremo (requiere modificaciones). Escasa liberación de gases, puede tratarse a 240°C.
 - Arrancadores para turbinas de gas/generadores para propulsores
 - Regulación de motores de combustión
- Industria del petróleo y del gas**
- Yacimientos petrolíferos, de gas y geotérmicos
- Robótica**
- Vehículos de exploración robotizados
- Industria**
- Bombas y válvulas para refrigeración de metales líquidos/combustibles de aviación y regulación de vapor
 - Regulación de válvulas en centrales térmicas y a gas

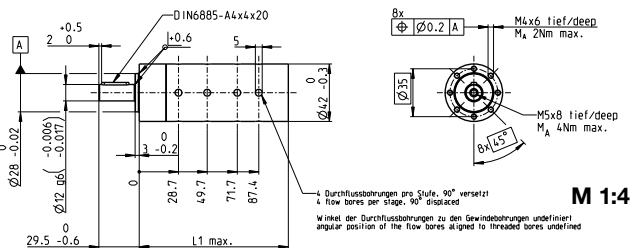
Notas

Las soldaduras de este motor contienen plomo. Por lo tanto, no cumple los requisitos de máxima concentración admisible de sustancias peligrosas, según la Directiva Europea 2011/65/CE (RoHS). El motor solamente podrá usarse con dispositivos que no recaigan dentro del ámbito de validez de dicha Directiva.

Figura A8.18: Hoja de datos de Motor EC-4 pole 32 del fabricante Maxon Group, página 236

Reductor planetario GP 42 HD Ø42 mm, 10.0–50.0 Nm

Heavy Duty – para aplicaciones en baño de aceite



Datos técnicos

Reductor planetario	diente recto
Eje de salida	acero inoxidable
Rodamiento de salida	rodamiento a bolas
Juego radial a 12 mm de la brida	máx. 0.05 mm
Juego axial	máx. 0.2 mm
Máx. carga axial admisible	250 N
Máx. fuerza adm. en acoplamientos a presión	450 N
Sentido de giro, entrada/salida	=
Máx. velocidad de entrada en continuo	< 8000 rpm
Rango de temperatura aconsejado	-55...+200°C
Rango de temp. extendido opcional	-55...+260°C
Número de etapas	1 2 3 4
Máx. carga radial adm. a 12 mm de la brida	250 N 480 N 720 N 720 N

maxon gear

	Referencia							
	454742	454744	454745	476936	454280	476945	476949	
Datos del Reductor (provisionales)								
1 Reducción	3.5:1	12:1	43:1	81:1	150:1	285:1	441:1	
2 Reducción absoluta	7/2	49/4	343/8	2197/27	2401/16	15379/64	441/1	
10 Momento de inercia gcm ²	17.5	29	35.5	23.9	41.3	33.1	30.6	
3 Diámetro máx. del eje del motor mm	10	10	10	8	10	8	10	
Referencia								
1 Reducción	4.3:1	15:1	53:1	91:1	186:1	319:1	488:1	
2 Reducción absoluta	19/3	91/6	637/12	91/1	4459/24	637/2	4394/3	
10 Momento de inercia gcm ²	11.1	23.3	31.8	25.4	37.6	34.2	26.3	
3 Diámetro máx. del eje del motor mm	8	8	10	8	10	10	8	
Referencia								
1 Reducción	19:1	66:1	113:1	230:1	353:1	546:1	769:1	
2 Reducción absoluta	169/3	1183/18	338/3	8281/36	28561/61	546/1	441/1	
10 Momento de inercia gcm ²	19.1	28.1	21.2	36.6	28.9	28.1	28.1	
3 Diámetro máx. del eje del motor mm	8	8	8	10	8	8	8	
Referencia								
1 Reducción		74:1	257:1	394:1	676:1			
2 Reducción absoluta		147/2	1029/4	1183/3	676/1			
10 Momento de inercia gcm ²		28.2	37.6	30.4	23.9			
3 Diámetro máx. del eje del motor mm		10	10	8	8			
4 Número de etapas	1	2	3	3	4	4	4	
5 Máx. par en continuo Nm	10	20	40	40	50	50	50	
6 Máx. par admisible de forma intermitente Nm	15	30	60	60	75	75	75	
15 Par de sobrecarga máx. ¹⁾ Nm	20	40	80	80	100	100	100	
7 Máx. rendimiento %	95	87	78	78	65	65	65	
8 Peso g	430	600	710	710	780	780	780	
9 Holgura media en vacío °	0.6	0.8	0.8	1.0	1.0	1.0	1.0	
11 Longitud reductor L1 mm	57.7	79.9	102.2	102.2	116.9	116.9	116.9	
13 Máx. potencia transmisible de forma continua W	2000	880	300	300	62	62	62	
14 Máx. potencia transmisible de forma intermitente W	3000	1320	450	450	93	93	93	

1) reducción de vida útil



Sistema Modular maxon							
+ Motor	Página	+ Sensor/Freno	Página	Longitud total [mm] = Longitud motor + longitud reductor + (sensor/freno) + piezas de montaje			
EC 32 HD aceite, A	237			221.3	243.5	265.8	280.5
EC 32 HD aceite, B	237			201.3	223.5	245.8	260.5

Aplicación	Nota importante
Generalidades	Este reductor se ha concebido para aplicaciones en aceite y solo ha sido mínimamente engrasado. Por ello no se permite su utilización en condiciones normales de aire ambiente.
- Aplicaciones bajo temperaturas extremas	
- Aplicaciones con vibraciones (conforme a MIL-STD810F/Ene2000 Fig. 514.5C-10)	
- Funcionamiento en aceite y alta presión	
Industria del petróleo y del gas	
- Yacimientos petrolíferos, de gas y geotérmicos	

Figura A8.19: Hoja de datos del reductor planetario GP 42 HD del fabricante Maxon Group, página 357

Electrónicas de control de posición EPOS4, datos

(opcional) EtherCAT → CANopen → USB → RS232 → GUI



NEW



EPOS4 50/5

Electrónica de control de posición en carcasa robusta, adecuada para motores DC con escobillas y encoder, así como para motores EC brushless con sensores Hall y encoder hasta 250/750 W.

EPOS4 Module 50/5

Módulo de control de posición OEM, adaptado a motores DC con escobillas y encoder, así como para motores EC brushless con sensores Hall y encoder hasta 250/750 W.

EPOS4 Compact 50/5 CAN

Solución compacta lista para su conexión, adecuada para motores DC con escobillas y encoder, así como para motores EC brushless con sensores Hall y encoder hasta 250/750 W.

Tipos de controlador		
CANopen Slave con opción EtherCAT	CANopen Slave con opción EtherCAT	CANopen Slave
Datos eléctricos		
10 - 50 VDC	10 - 50 VDC	10 - 50 VDC
10 - 50 VDC	10 - 50 VDC	10 - 50 VDC
0.9 x V _{CC}	0.9 x V _{CC}	0.9 x V _{CC}
15 A (<15 s)	15 A (<3 s)	15 A (<3 s)
5 A	5 A	5 A
50 kHz	50 kHz	50 kHz
25 kHz (40 µs)	25 kHz (40 µs)	25 kHz (40 µs)
2.5 kHz (400 µs)	2.5 kHz (400 µs)	2.5 kHz (400 µs)
2.5 kHz (400 µs)	2.5 kHz (400 µs)	2.5 kHz (400 µs)
50000 rpm (sinusoidal), 100000 rpm (en bloque)	50000 rpm (sinusoidal), 100000 rpm (en bloque)	50000 rpm (sinusoidal), 100000 rpm (en bloque)
15 µH / 5 A	-	9.4 µH / 5 A
Entradas		
H1, H2, H3	H1, H2, H3	H1, H2, H3
A, A\, B, B\, I, I\ (máx. 6.25 MHz)	A, A\, B, B\, I, I\ (máx. 6.25 MHz)	A, A\, B, B\, I, I\ (máx. 6.25 MHz)
A, A\, B, B\, I, I\, Clock, Clock\, Data, Data\	A, A\, B, B\, I, I\, Clock, Clock\, Data, Data\	A, A\, B, B\, I, I\, Clock, Clock\, Data, Data\
4 (nivel conmutable: Logic/PLC)	4 (nivel lógico)	4 (nivel conmutable: Logic/PLC)
4, diferencial		
2 (resolución de 12 bits, -10...+10 V)	2 (resolución de 12 bits, -10...+10 V)	2 (resolución de 12 bits, -10...+10 V)
configurable con microinterruptores 1...5	configurable con conexión externa	configurable con microinterruptores 1...5
Salidas		
2	2	2
1, diferencial		
2 (resolución de 12 bits, -4...+4 V, máx. 1 mA)	2 (resolución de 12 bits, -4...+4 V, máx. 1 mA)	2 (resolución de 12 bits, -4...+4 V, máx. 1 mA)
+5 VDC, máx. 70 mA	+5 VDC, máx. 70 mA	+5 VDC, máx. 70 mA
+5 VDC, máx. 30 mA	+5 VDC, máx. 30 mA	+5 VDC, máx. 30 mA
+5 VDC, máx. 150 mA	+5 VDC, máx. 150 mA	+5 VDC, máx. 150 mA
Interfaces		
RxD; TxD (máx. 115200 bit/s)	RxD; TxD (máx. 115200 bit/s)	RxD; TxD (máx. 115200 bit/s)
high; low (máx. 1 Mbit/s)	high; low (máx. 1 Mbit/s)	high; low (máx. 1 Mbit/s)
Data+; Data- (Full Speed)	Data+; Data- (Full Speed)	Data+; Data- (Full Speed)
Opcionalmente con tarjeta EtherCAT	Opcionalmente con tarjeta EtherCAT	-
Indicador		
LED verde, LED rojo	LED verde, LED rojo	LED verde, LED rojo
Condiciones ambientales		
-30...+50 °C	-30...+45 °C	-30...+25 °C
+50...+80 °C; Derating: -0.167 A/°C	+45...+75 °C; Derating: -0.167 A/°C	+25...+70 °C; Derating: -0.111 A/°C
-40...+85 °C	-40...+85 °C	-40...+85 °C
5...90%	5...90%	5...90%
Datos mecánicos		
aprox. 206 g	aprox. 17 g	aprox. 58 g
105.0 x 83.0 x 38.7 mm	53.8 x 38.8 x 11.1 mm	55.0 x 40.0 x 26.9 mm
Para tornillos M4	Regleta hembra 1.27 mm o tornillos M2.5	Tornillo M2.5
Números de artículo		
546047 EPOS4 50/5	534130 EPOS4 Module 50/5	541718 EPOS4 Compact 50/5 CAN
Accesorios		
309687 Disipador de frenado DSR 50/5	309687 Disipador de frenado DSR 50/5	309687 Disipador de frenado DSR 50/5
Pedir los accesorios por separado, ver pág. 470	Pedir los accesorios por separado, ver pág. 470	Pedir los accesorios por separado, ver pág. 470

Edición noviembre 2018 / Sujeto a modificaciones

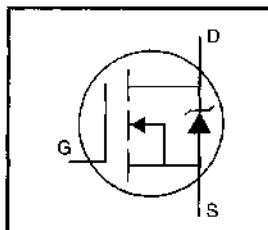
maxon motor control 453

maxon motor control

Figura A8.20: Hoja de datos del Driver EPOS4 50/5 Digital Positioning Controller del fabricante Maxon Group, página 453

HEXFET® Power MOSFET

- Dynamic dv/dt Rating
- Repetitive Avalanche Rated
- Logic-Level Gate Drive
- R_{DS(on)} Specified at V_{GS}=4V & 5V
- 175°C Operating Temperature
- Fast Switching
- Ease of Paralleling



$$V_{DSS} = 100V$$

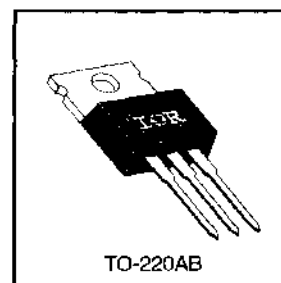
$$R_{DS(on)} = 0.27\Omega$$

$$I_D = 9.2A$$

Description

Third Generation HEXFETs from International Rectifier provide the designer with the best combination of fast switching, ruggedized device design, low on-resistance and cost-effectiveness.

The TO-220 package is universally preferred for all commercial-industrial applications at power dissipation levels to approximately 50 watts. The low thermal resistance and low package cost of the TO-220 contribute to its wide acceptance throughout the industry.



TO-220AB

 DATA
 SHEETS

Absolute Maximum Ratings

	Parameter	Max.	Units
$I_D @ T_C = 25^\circ\text{C}$	Continuous Drain Current, V _{GS} @ 5.0 V	9.2	A
$i_D @ T_C = 100^\circ\text{C}$	Continuous Drain Current, V _{GS} @ 5.0 V	6.5	
I_{DM}	Pulsed Drain Current ①	36	
$P_D @ T_C = 25^\circ\text{C}$	Power Dissipation	60	W
	Linear Derating Factor	0.40	W/°C
V _{GS}	Gate-to-Source Voltage	±10	V
E _{AS}	Single Pulse Avalanche Energy ②	170	mJ
I _{AR}	Avalanche Current ①	9.2	A
E _{AR}	Repetitive Avalanche Energy ①	6.0	mJ
dv/dt	Peak Diode Recovery dv/dt ③	5.5	V/ns
T _J T _{STG}	Operating Junction and Storage Temperature Range	-55 to +175	°C
	Soldering Temperature, for 10 seconds	300 (1.6mm from case)	
	Mounting Torque, 6-32 or M3 screw	10 lbf·in (1.1 N·m)	

Thermal Resistance

	Parameter	Min.	Typ.	Max.	Units
R _{θJC}	Junction-to-Case	—	—	2.5	°C/W
R _{θCS}	Case-to-Sink, Flat, Greased Surface	—	0.50	—	
R _{θJA}	Junction-to-Ambient	—	—	62	

IRL520



Electrical Characteristics @ T_J = 25°C (unless otherwise specified)

	Parameter	Min.	Typ.	Max.	Units	Test Conditions
V _{(BR)DSS}	Drain-to-Source Breakdown Voltage	100	—	—	V	V _{GS} =0V, I _D =250μA
ΔV _{(BR)DSS} /ΔT _J	Breakdown Voltage Temp. Coefficient	—	0.12	—	V/°C	Reference to 25°C, I _D =1mA
R _{DS(on)}	Static Drain-to-Source On-Resistance	—	—	0.27	Ω	V _{GS} =5.0V, I _D =5.5A ④
		—	—	0.38		V _{GS} =4.0V, I _D =4.6A ④
V _{GS(th)}	Gate Threshold Voltage	1.0	—	2.0	V	V _{DS} =V _{GS} , I _D =250μA
g _{fs}	Forward Transconductance	3.2	—	—	S	V _{DS} =50V, I _D =5.5A ④
I _{DSS}	Drain-to-Source Leakage Current	—	—	25	μA	V _{DS} =100V, V _{GS} =0V
		—	—	250		V _{DS} =80V, V _{GS} =0V, T _J =150°C
I _{GSS}	Gate-to-Source Forward Leakage	—	—	100	nA	V _{GS} =10V
	Gate-to-Source Reverse Leakage	—	—	-100		V _{GS} =-10V
Q _g	Total Gate Charge	—	—	12	nC	I _D =9.2A
Q _{gs}	Gate-to-Source Charge	—	—	3.0		V _{DS} =80V
Q _{gd}	Gate-to-Drain ("Miller") Charge	—	—	7.1		V _{GS} =5.0V See Fig. 6 and 13 ④
t _{d(on)}	Turn-On Delay Time	—	9.8	—	ns	V _{DD} =50V
t _r	Rise Time	—	64	—		I _D =9.2A
t _{d(off)}	Turn-Off Delay Time	—	21	—		R _G =9.0Ω
t _f	Fall Time	—	27	—		R _D =5.2Ω See Figure 10 ④
L _D	Internal Drain Inductance	—	4.5	—	nH	Between lead, 6 mm (0.25in.) from package and center of die contact
L _S	Internal Source Inductance	—	7.5	—		
C _{iss}	Input Capacitance	—	490	—	pF	V _{GS} =0V
C _{oss}	Output Capacitance	—	150	—		V _{DS} =25V
C _{rss}	Reverse Transfer Capacitance	—	30	—		f=1.0MHz See Figure 5

Source-Drain Ratings and Characteristics

	Parameter	Min.	Typ.	Max.	Units	Test Conditions
I _S	Continuous Source Current (Body Diode)	—	—	9.2	A	MOSFET symbol showing the integral reverse p-n junction diode.
I _{SM}	Pulsed Source Current (Body Diode) ①	—	—	36		
V _{SD}	Diode Forward Voltage	—	—	2.5	V	T _J =25°C, I _S =9.2A, V _{GS} =0V ④
t _{rr}	Reverse Recovery Time	—	130	190	ns	T _J =25°C, I _F =9.2A
Q _{rr}	Reverse Recovery Charge	—	0.83	1.0	μC	di/dt=100A/μs ④
t _{on}	Forward Turn-On Time	Intrinsic turn-on time is negligible (turn-on is dominated by L _S +L _D)				

Notes:

- ① Repetitive rating; pulse width limited by max. junction temperature (See Figure 11)
- ② V_{DD}=25V, starting T_J=25°C, L=3.0mH, R_G=25Ω, I_{AS}=9.2A (See Figure 12)
- ③ I_{SD}≤9.2A, di/dt≤110A/μs, V_{DD}≤V_{(BR)DSS}, T_J≤175°C
- ④ Pulse width ≤ 300 μs; duty cycle ≤2%.

Figura A8.22: Hoja de datos de MOSFET IRL 520 del fabricante Infineon Technologies, página 2



General Purpose Relays
Power Relays

Potter & Brumfield

T9A Series, DC Coil 30A PCB or Panel Mount Relay

- 30A switching in 1 form A (NO) and 20A in 1 form C (CO)
- Plastic sealed case available
- Meets UL 508 and 873 spacing - 3.18mm through air, 6.36mm over surface
- Option for load connections via 0.250" (6.35mm) Q.C. terminals
- UL class F insulation system standard

Typical applications
HVAC, Appliances, Industrial Controls



Approvals

UL E58304; CSA LR48471
Technical data of approved types on request

Contact Data

Contact arrangement	1 form A (NO), 1 form B (NC), 1 form C (CO)		
Rated voltage	277VAC		
Max. switching voltage	277VAC		
Rated current	30A	15A	20A/10A
Limiting continuous current	30A		
Contact material	AgSnOInO, AgCdO		
Min. recommended contact load	1A, 5VDC or 12VAC		
Initial contact resistance	75 mΩ at 1A at 5VDC or 12VAC		
Frequency of operation, with/without load	360/3600hr		
Operate/release time max., including bounce	15/15ms		

Contact ratings¹⁾

Type	Load	Cycles
Factory		
AgCdO, 1W coil		
NO	30A, 240VAC, general purpose	100x10 ³
NO	25A, 240VAC, resistive	100x10 ³
CO	20A/10A, 240VAC, general purpose	100x10 ³
CO	20A/10A, 240VAC, resistive	100x10 ³
CO	20A/10A, 28VDC, resistive	100x10 ³

UL 508/873

AgCdO, 1W coil		
NO	30A, 240VAC, general purpose	100x10 ³
NC	15A, 240VAC, general purpose	100x10 ³
CO	20A/10A, 240VAC, general purpose	100x10 ³
NC	20A, 240VAC, resistive	6x10 ³
CO	16.75A/13.4A, 240VAC, resistive	6x10 ³
NO	80LRA/30FLA, 240VAC	30x10 ³
NC	30LRA/12FLA, 240VAC	30x10 ³
CO	53.6LRA/20FLA / 20LRA/8FLA, 240VAC	30x10 ³
NO	98LRA/22FLA, 120VAC	100x10 ³
NO	2HR, 240VAC	1x10 ³
NC	1/2HR, 240VAC	1x10 ³
NO	1HR, 125VAC	1x10 ³
NC	1/4HR, 125VAC	1x10 ³
NO	10A, 277VAC, ballast	6x10 ³
NC	3A, 277VAC, ballast	6x10 ³
NO	8.3A, 120VAC, tungsten	6x10 ³
NO	5.4A, 277VAC, tungsten	6x10 ³
NO	470VA, 120VAC, pilot duty	30x10 ³
NO	20A, 28VDC, resistive	100x10 ³
NC	10A, 28VDC, resistive	100x10 ³

AgCdO - Enhanced Version Only, 1W coil		
NO	21A, 250VAC, resistive	250x10 ³
NO	25A, 277VAC, resistive	100x10 ³
AgCdO, 1W coil ("H" type)		
NO	25A, 240VAC, resistive, 105°C	6x10 ³

¹⁾ Contact ratings at 25°C (unless otherwise noted) with relay properly vented. Remove vent nib after soldering and cleaning.

Contact ratings¹⁾ (continued)

Type	Load	Cycles
UL 508/873		
AgSnOInO, 1W coil		
NO	30A, 240VAC, general purpose	100x10 ³
NO	80LRA/30FLA, 240VAC	30x10 ³
NC	10A, 250VAC, resistive	50x10 ³
AgCdO, 900mW coil		
NO	30A, 240VAC, general purpose	100x10 ³
NO	18A, 240VAC, resistive, 105°C	100x10 ³
NC	15A, 240VAC, resistive	6x10 ³
NO	30LRA/15FLA, 240VAC	100x10 ³
NO	50LRA/16FLA, 120VAC	100x10 ³
NO	30LRA/11FLA, 120VAC	200x10 ³

¹⁾ Contact ratings at 25°C (unless otherwise noted) with relay properly vented. Remove vent nib after soldering and cleaning.

Mechanical endurance 10x10⁶ ops.

Coil Data

Coil voltage range	5 to 110VDC
Max. coil power	110% of nominal
Max. coil temperature	155°C
Coil insulation system according UL	Class F

Coil versions, DC coil

Coil code	Rated voltage VDC	Operate voltage VDC	Release voltage VDC	Coil resistance Ω±10%	Rated coil power W
Code D (1W) coil					
5	5	3.75	0.5	25	1
6	6	4.5	0.6	36	1
9	9	6.75	0.9	81	1
12	12	9	1.2	144	1
15	15	11.25	1.5	225	1
18	18	13.5	1.8	324	1
24	24	18	2.4	576	1
48	48	36	4.8	2304	1
110	110	82.5	11	12100	1
Code L (900mW) coil					
5	5	3.75	0.5	27	.9
6	6	4.5	0.6	40	.9
9	9	6.75	0.9	97	.9
12	12	9	1.2	155	.9
15	15	11.25	1.5	256	.9
18	18	13.5	1.8	380	.9
24	24	18	2.4	660	.9
48	48	36	4.8	2560	.9
110	110	82.5	11	13450	.9

All figures are given for coil without preenergization, at ambient temperature +23°C.

09-2015, Rev. 0815

www.te.com

© 2015 Tyco Electronics Corporation, a TE Connectivity Ltd. company

Datasheets and product specification according to IEC 61810-1 and to be used only together with the 'Definitions' section.

Datasheets and product data is subject of the disclaimer and all chapters of the 'Definitions' section, available at <http://relays.te.com/definitions>

Datasheets, product data, 'Definitions' section, application notes and all specifications are subject to change.

Figura A8.23: Hoja de datos de relé T9AS1D12-48 del fabricante TE Connectivity Potter & Brumfield Relays, página 1

G9EA-1

DC Power Relays (60-A, 100-A Models)

DC Power Relays Capable of Interrupting High-voltage, High-current Loads

- A compact relay (73 x 36 x 67.2 mm (L x W x H)) capable of switching 400-V 60-A DC loads. (Capable of interrupting 600 A at 300 VDC max.)
- The switching section and driving section are gas-injected and hermetically sealed, allowing these compact relays to interrupt high-capacity loads. The sealed construction also requires no arc space, saves space, and helps ensure safe applications.
- Downsizing and optimum design allow no restrictions on the mounting direction.
- Terminal Cover and DIN Track Adapters are also available for industrial applications.
- UL/CSA standard UL508 approved.



UL US

RoHS Compliant

Refer to "DC Power Relays Common Precautions".

Model Number Legend

G9EA-□-□-□-□
1 2 3 4

1. Number of Poles

1: 1 pole

2. Contact Form

Blank: SPST-NO

3. Coil Terminals

B: M3.5 screw terminals

Blank: Lead wire output

4. Special Functions

CA: High-current conduction (100 A)

List of Models

Classification	Terminals		Contact form	Rated coil voltage	Model
	Coil terminals	Contact terminals			
Switching/current conduction models	Screw terminals	Screw terminals	SPST-NO	12 VDC	G9EA-1-B
	Lead wires			24 VDC	G9EA-1
High-current conduction models	Screw terminals			48 VDC	G9EA-1-B-CA
	Lead wires			60 VDC	G9EA-1-CA
			100 VDC		

Note 1. Two M5 screws are provided for the contact terminal connection.

Note 2. Two M3.5 screws are provided for the coil terminal connection.

Ratings

Coil

Rated voltage	Item	Rated current (mA)	Coil resistance (Ω)	Must-operate voltage (V)	Must-release voltage (V)	Maximum voltage (V)	Power consumption (W)
12 VDC		417	28.8	75% max. of rated voltage	8% min. of rated voltage	130% of rated voltage (at 23°C within 10 minutes)	Approx. 5 W
24 VDC		208	115.2				
48 VDC		102	469.3				
60 VDC		86.2	695.7				
100 VDC		53.6	1864				

Note 1. The figures for the rated current and coil resistance are for a coil temperature of 23°C and have a tolerance of ±10%.

Note 2. The figures for the operating characteristics are for a coil temperature of 23°C.

Note 3. The figure for the maximum voltage is the maximum voltage that can be applied to the relay coil.

Contacts

Item	Resistive load	
	G9EA-1(-B)	G9EA-1(-B)-CA
Rated load	60 A at 400 VDC, 100 A at 120 VDC	30 A at 400 VDC
Rated carry current	60 A	100 A
Maximum switching voltage	400 V	400 V
Maximum switching current	100 A	30 A

G
9
E
A
1

	MPU-6000/MPU-6050 Product Specification	Document Number: PS-MPU-6000A-00 Revision: 3.3 Release Date: 5/16/2012
---	--	--

5 Features

5.1 Gyroscope Features

The triple-axis MEMS gyroscope in the MPU-60X0 includes a wide range of features:

- Digital-output X-, Y-, and Z-Axis angular rate sensors (gyroscopes) with a user-programmable full-scale range of ± 250 , ± 500 , ± 1000 , and $\pm 2000^\circ/\text{sec}$
- External sync signal connected to the FSYNC pin supports image, video and GPS synchronization
- Integrated 16-bit ADCs enable simultaneous sampling of gyros
- Enhanced bias and sensitivity temperature stability reduces the need for user calibration
- Improved low-frequency noise performance
- Digitally-programmable low-pass filter
- Gyroscope operating current: 3.6mA
- Standby current: 5 μ A
- Factory calibrated sensitivity scale factor
- User self-test

5.2 Accelerometer Features

The triple-axis MEMS accelerometer in MPU-60X0 includes a wide range of features:

- Digital-output triple-axis accelerometer with a programmable full scale range of $\pm 2g$, $\pm 4g$, $\pm 8g$ and $\pm 16g$
- Integrated 16-bit ADCs enable simultaneous sampling of accelerometers while requiring no external multiplexer
- Accelerometer normal operating current: 500 μ A
- Low power accelerometer mode current: 10 μ A at 1.25Hz, 20 μ A at 5Hz, 60 μ A at 20Hz, 110 μ A at 40Hz
- Orientation detection and signaling
- Tap detection
- User-programmable interrupts
- High-G interrupt
- User self-test

5.3 Additional Features

The MPU-60X0 includes the following additional features:

- 9-Axis MotionFusion by the on-chip Digital Motion Processor (DMP)
- Auxiliary master I²C bus for reading data from external sensors (e.g., magnetometer)
- 3.9mA operating current when all 6 motion sensing axes and the DMP are enabled
- VDD supply voltage range of 2.375V-3.46V
- Flexible VLOGIC reference voltage supports multiple I²C interface voltages (MPU-6050 only)
- Smallest and thinnest QFN package for portable devices: 4x4x0.9mm
- Minimal cross-axis sensitivity between the accelerometer and gyroscope axes
- 1024 byte FIFO buffer reduces power consumption by allowing host processor to read the data in bursts and then go into a low-power mode as the MPU collects more data
- Digital-output temperature sensor
- User-programmable digital filters for gyroscope, accelerometer, and temp sensor
- 10,000 g shock tolerant
- 400kHz Fast Mode I²C for communicating with all registers
- 1MHz SPI serial interface for communicating with all registers (MPU-6000 only)
- 20MHz SPI serial interface for reading sensor and interrupt registers (MPU-6000 only)

	MPU-6000/MPU-6050 Product Specification	Document Number: PS-MPU-6000A-00 Revision: 3.3 Release Date: 5/16/2012
---	--	--

6 Electrical Characteristics

6.1 Gyroscope Specifications

VDD = 2.375V-3.46V, VLOGIC (MPU-6050 only) = 1.8V±5% or VDD, T_A = 25°C

PARAMETER	CONDITIONS	MIN	TYP	MAX	UNITS	NOTES
GYROSCOPE SENSITIVITY						
Full-Scale Range	FS_SEL=0 FS_SEL=1 FS_SEL=2 FS_SEL=3		±250 ±500 ±1000 ±2000		°/s °/s °/s °/s	
Gyroscope ADC Word Length			16		bits	
Sensitivity Scale Factor	FS_SEL=0 FS_SEL=1 FS_SEL=2 FS_SEL=3		131 65.5 32.8 16.4		LSB/(°/s) LSB/(°/s) LSB/(°/s) LSB/(°/s)	
Sensitivity Scale Factor Tolerance	25°C	-3		+3	%	
Sensitivity Scale Factor Variation Over Temperature			±2		%	
Nonlinearity	Best fit straight line; 25°C		0.2		%	
Cross-Axis Sensitivity			±2		%	
GYROSCOPE ZERO-RATE OUTPUT (ZRO)						
Initial ZRO Tolerance	25°C		±20		°/s	
ZRO Variation Over Temperature	-40°C to +85°C		±20		°/s	
Power-Supply Sensitivity (1-10Hz)	Sine wave, 100mVpp; VDD=2.5V		0.2		°/s	
Power-Supply Sensitivity (10 - 250Hz)	Sine wave, 100mVpp; VDD=2.5V		0.2		°/s	
Power-Supply Sensitivity (250Hz - 100kHz)	Sine wave, 100mVpp; VDD=2.5V		4		°/s	
Linear Acceleration Sensitivity	Static		0.1		°/s/g	
SELF-TEST RESPONSE						
Relative	Change from factory trim	-14		14	%	1
GYROSCOPE NOISE PERFORMANCE	FS_SEL=0					
Total RMS Noise	DLPFCFG=2 (100Hz)		0.05		°/s-rms	
Low-frequency RMS noise	Bandwidth 1Hz to 10Hz		0.033		°/s-rms	
Rate Noise Spectral Density	At 10Hz		0.005		°/s/√Hz	
GYROSCOPE MECHANICAL FREQUENCIES						
X-Axis		30	33	36	kHz	
Y-Axis		27	30	33	kHz	
Z-Axis		24	27	30	kHz	
LOW PASS FILTER RESPONSE						
Programmable Range		5		256	Hz	
OUTPUT DATA RATE						
Programmable		4		8,000	Hz	
GYROSCOPE START-UP TIME						
ZRO Settling (from power-on)	DLPFCFG=0 to ±1°/s of Final		30		ms	

1. Please refer to the following document for further information on Self-Test: *MPU-6000/MPU-6050 Register Map and Descriptions*

	MPU-6000/MPU-6050 Product Specification	Document Number: PS-MPU-6000A-00 Revision: 3.3 Release Date: 5/16/2012
---	--	--

6.2 Accelerometer Specifications

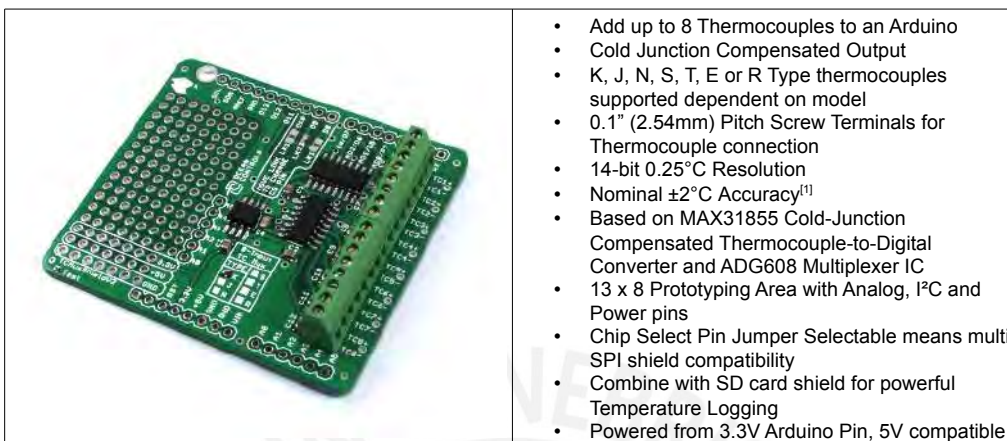
VDD = 2.375V-3.46V, VLOGIC (MPU-6050 only) = 1.8V±5% or VDD, T_A = 25°C

PARAMETER	CONDITIONS	MIN	TYP	MAX	UNITS	NOTES
ACCELEROMETER SENSITIVITY						
Full-Scale Range	AFS_SEL=0 AFS_SEL=1 AFS_SEL=2 AFS_SEL=3		±2 ±4 ±8 ±16		g g g g	
ADC Word Length	Output in two's complement format		16		bits	
Sensitivity Scale Factor	AFS_SEL=0 AFS_SEL=1 AFS_SEL=2 AFS_SEL=3		16,384 8,192 4,096 2,048		LSB/g LSB/g LSB/g LSB/g	
Initial Calibration Tolerance			±3		%	
Sensitivity Change vs. Temperature	AFS_SEL=0, -40°C to +85°C		±0.02		%/°C	
Nonlinearity	Best Fit Straight Line		0.5		%	
Cross-Axis Sensitivity			±2		%	
ZERO-G OUTPUT						
Initial Calibration Tolerance	X and Y axes Z axis		±50 ±80		mg mg	1
Zero-G Level Change vs. Temperature	X and Y axes, 0°C to +70°C Z axis, 0°C to +70°C		±35 ±60		mg	
SELF TEST RESPONSE						
Relative	Change from factory trim	-14		14	%	2
NOISE PERFORMANCE						
Power Spectral Density	@10Hz, AFS_SEL=0 & ODR=1kHz		400		μg/√Hz	
LOW PASS FILTER RESPONSE						
Programmable Range		5		260	Hz	
OUTPUT DATA RATE						
Programmable Range		4		1,000	Hz	
INTELLIGENCE FUNCTION INCREMENT			32		mg/LSB	

1. Typical zero-g initial calibration tolerance value after MSL3 preconditioning
2. Please refer to the following document for further information on Self-Test: *MPU-6000/MPU-6050 Register Map and Descriptions*

HMC5883L**SPECIFICATIONS** (* Tested at 25°C except stated otherwise.)

Characteristics	Conditions*	Min	Typ	Max	Units
Power Supply					
Supply Voltage	VDD Referenced to AGND	2.16		3.6	Volts
	VDDIO Referenced to DGND	1.71	1.8	VDD+0.1	Volts
Average Current Draw	Idle Mode	-	2	-	μA
	Measurement Mode (7.5 Hz ODR; No measurement average, MA1:MA0 = 00) VDD = 2.5V, VDDIO = 1.8V	-	100	-	μA
Performance					
Field Range	Full scale (FS) – total applied field (Typical)	-8		+8	gauss
Mag Dynamic Range	3-bit gain control	±1		±8	gauss
Resolution	VDD=3.0V, GN=2		5		milli-gauss
Linearity	±2.0 gauss input range			0.1	±% FS
Hysteresis	±2.0 gauss input range		±25		ppm
Cross-Axis Sensitivity	Test Conditions: Cross field = 0.5 gauss, Happlied = ±3 gauss		±0.2%		%FS/gauss
Output Rate (ODR)	Continuous Measurement Mode	0.75		75	Hz
	Single Measurement Mode			160	Hz
Measurement Period	From receiving command to data ready		6		msec
Turn-on Time	Ready for I2C commands		200		μs
Gain Tolerance	All gain/dynamic range settings		±5		%
I ² C Address	7-bit address		0x1E		hex
	8-bit read address		0x3D		hex
	8-bit write address		0x3C		hex
I ² C Rate	Controlled by I ² C Master			400	kHz
I ² C Hysteresis	Hysteresis of Schmitt trigger inputs on SCL and SDA - Fall (VDDIO=1.8V) Rise (VDDIO=1.8V)		0.2*VDDIO		Volts
			0.8*VDDIO		Volts
Self Test	X & Y Axes		±1.16		gauss
	Z Axis		±1.08		
	X & Y Axes (GN=100) Z Axis (GN=100)		510		LSb
General					
ESD Voltage	Human Body Model (all pins)			2000	Volts
	CDM			750	
Operating Temperature	Ambient	-30		85	°C
Storage Temperature	Ambient, unbiased	-40		125	°C
Reflow Classification	MSL 3, 260 °C Peak Temperature				
Package Size	Length and Width	2.85	3.00	3.15	mm
Package Height		0.8	0.9	1.0	mm



Based on the MAX31855 cold junction compensated thermocouple to digital converter from Maxim Integrated, the new KTA-259 Thermocouple Multiplexer Shield is designed to easily allow multiple high temperature readings with an Arduino control board. With the new version there is are multiple advantages over the old KTA-259, namely, wider temperature range, higher accuracy, higher resolution and ability to use more thermocouple types (dependent on model).

A sample Arduino sketch is provided to read the temperatures from 8 thermocouples as well as the internal cold junction temperature of the MAX31855 and send these to a serial terminal emulation program.

Screw terminals are provided for thermocouple connections as thermocouple wires can not be soldered.

Uses:

Automotive – Engine, Exhaust and Brake temperatures are higher than most temperature sensors can handle, but within the range of Thermocouples.

Ovens, Furnaces and Kilns – At temperatures where other temperature sensors will not operate.

Chemical Processes – Where corrosive chemicals may damage probes or reach high temperatures thermocouples are more readily available for such processes.

Multi-Zone Temperature Monitoring, Data Acquisition or Logging Systems– With cheap readily available thermocouples.

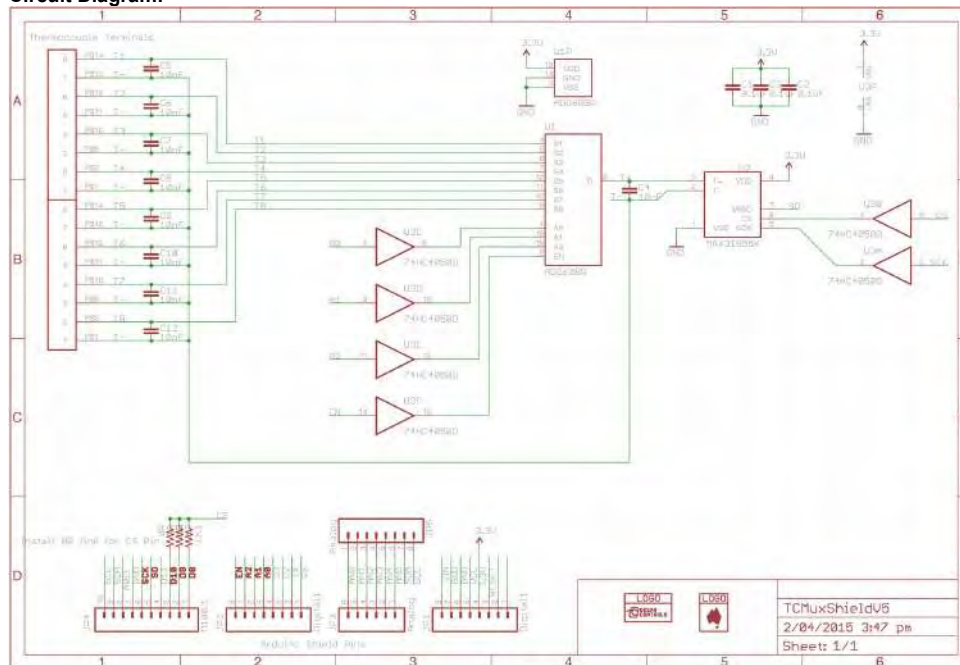
Notes:

1. The MAX31855 datasheet specifies $\pm 2^\circ\text{C}$ for all thermocouple types within the range -20 to 85°C , not including thermocouple non-linearity or CJC temperature measurement uncertainty. This also doesn't include the effect of the multiplexer or the KTA-259 board layout.
2. The temperature sensor used for the cold junction compensation is internal to the MAX31855 IC and is not directly at the input terminals therefore temperature gradients across the KTA-259 device should be avoided.
3. The MAX31855 assumes a linear relationship between temperature and voltage. All thermocouples exhibit some level of non-linearity. A linear model of the thermocouple voltage works reasonably well for temperature ranges from zero to a few hundred degrees but is increasingly inaccurate for negative or high temperatures. The MAX31855K, for example, reports -100°C as about -85°C . You can correct for this with clever programming: you can use the linear model to get from the reported temperature to the thermocouple voltage, then use your own model or table to calculate the temperature. The example sketch doesn't do any correction and reports the temperature as measured by the MAX31855.
4. The KTA-259 is not specified to measure temperatures below the cold junction temperature (i.e. below room-temperature) but most of the shipped boards have no problem doing so. The analog multiplexer used is the ADG608. This is run from GND and 3.3V rails. A thermocouple with its sensing end colder than the terminal end will produce a negative voltage. This negative voltage will be outside the rails of the multiplexer and so is outside the specified operating range for the chip. The multiplexer isn't rated to pass negative voltages but in testing we found that almost all the KTA-259 boards work without issue. (It appears to depend on the batch of multiplexers.) The thermocouple voltage is very small (less than 100 mV), so it generally passes through the multiplexer unaffected. The amount the multiplexer affects the measurement will probably be proportional to the magnitude of the negative voltage.
5. This is the range of temperatures that a thermocouple of this type can measure, the Measured Temperature Range is the actual range the MAX31855 can digitise.



KTA-259v4 Thermocouple Multiplexer Shield

Circuit Diagram:



Ordering Information:

Each KTA-259 Device can take 8 thermocouples of one particular type, when using different thermocouple types multiple KTA-259 Devices must be used.

Ocean Controls SKU / Part Number	Thermocouple Type	IC	MAX31855 Temperature Range	Thermocouple Maximum Temperature Range [5]
KTA-259K	K	MAX31855K	-200°C to +1350°C	-270°C to +1372°C
KTA-259J	J	MAX31855J	-40°C to +750°C	-210°C to +1200°C
KTA-259N	N	MAX31855N	-200°C to + 1300°C	-270°C to +1300°C
KTA-259S	S	MAX31855S	+50°C to +1600°C	+50°C to +1768°C
KTA-259T	T	MAX31855T	-250°C to +400°C	-270°C to +400°C
KTA-259E	E	MAX31855E	-40°C to +900°C	-270°C to +1000°C
KTA-259R	R	MAX31855R	-50°C to +1770°C	-50°C to +1768°C

Revision History

Version	Notes
V1	KTA-259 and KTB-259 using MAX6675 and MAX6674
V2	First version with MAX31855 series of chips
V3	Updated table underneath PCB to have measured temp range instead of max temp range
V4	Broke connection between SDA/A4 and SCL/A5 and added new breakout holes for SDA/SCL
V5	Schematic clean up; no electrical changes

Figura A8.30: Hoja de datos de sensor de temperatura KPA-259K del fabricante Ocean Controls, página 2

Counter Rotating Fan

40×40×56 mm

San Ace 40 9CRH type 



DC

Counter Rotating Fan 40 mm sq.

General Specifications

- Material Frame: Plastic (Flammability: UL 94V-0), Impeller: Plastic (Flammability: UL 94V-0)
- Expected life See the table below. (L10 life: 90% survival rate for continuous operation in free air at 60°C, rated voltage)
- Motor protection function Locked rotor burnout protection, Reverse polarity protection
For details, please refer to p. 547.
- Dielectric strength 50/60 Hz, 500 VAC, for 1 minute (between lead wire conductors and frame)
- Insulation resistance 10 MΩ or more with a 500 VDC megger (between lead wire conductors and frame)
- Sound pressure level (SPL) At 1 m away from the air inlet
- Storage temperature -30 to +70°C (Non-condensing)
- Lead wire Inlet ⊕Red ⊖Black (Sensor) Yellow (Control) Brown
Outlet ⊕Orange ⊖Gray (Sensor) Purple (Control) White
- Mass 110 g

Specifications

The models listed below **have pulse sensors with PWM control function.**

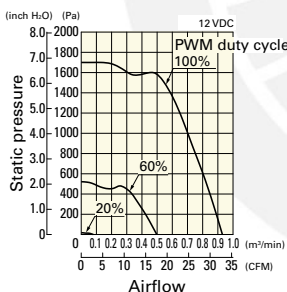
Model no.	Rated voltage [V]	Operating voltage range [V]	PWM duty cycle* [%]	Rated current [A]	Rated input [W]	Rated speed [min ⁻¹]		Max. airflow [m ³ /min] [CFM]		Max. static pressure [Pa] [inchH ₂ O]		SPL [dB (A)]	Operating temperature [°C]	Expected life [h]
						Inlet	Outlet							
9CRH0412P5J001	12	10.8 to 12.6	100	2.52	30.24	29500	25500	0.93	32.9	1700	6.83	70	-20 to +70	30000/60°C
			20	0.06	0.72	3000	2600	0.08	2.8	17	0.07	20		

* PWM frequency: 25 kHz. Fan does not rotate when PWM duty cycle is 0%.

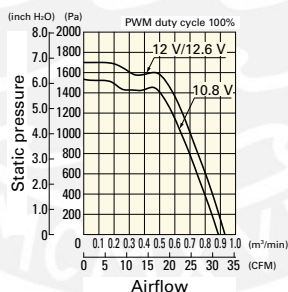
Airflow - Static Pressure Characteristics / PWM Duty - Speed Characteristics Example

9CRH0412P5J001 With pulse sensor with PWM control function

PWM duty cycle



Operating voltage range



PWM duty - Speed characteristics example

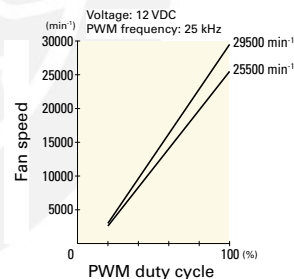
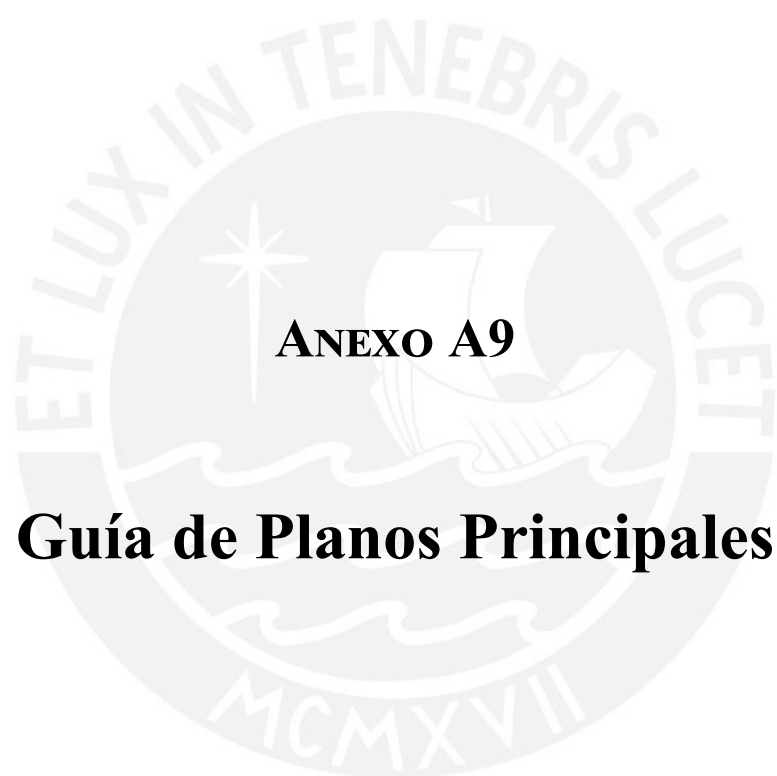


Figura A8.31: Hoja de datos de ventilador 9CRH0412P5J001 del fabricante San Ace, página 229



ANEXO A9

Guía de Planos Principales

En el presente anexo, se indicará una descripción de los planos principales del sistema. En los planos mecánicos, se han seleccionado los planos de ensamble que son más relevantes. En los planos eléctricos, se muestra el plano electrónico de todo el sistema y también de los subsistemas. A su vez, por cada plano mencionado en este capítulo, se indicará una descripción para ayudar a entender estas vistas. Asimismo, es importante señalar que todos los planos del documento pueden ser encontrados, en su formato original, en el anexo A10 que se encuentra a continuación de este anexo. Además, para ayudar al lector, se ha elaborado la tabla A9.1 donde se muestra la lista de todos los planos elaborados.

A9.0.1. Guía de planos mecánicos.

El plano A1-06 muestra el ensamble de la caja eléctrica de la camilla. Este ensamble se forma principalmente a través de 4 planchas de Ti_6Al_4V que se unen entre sí de manera que se genera una caja. Las planchas se mantienen unidas entre ellas mediante uniones atornilladas. La función de esta caja es aislar los elementos electrónicos de agentes externos. La única salida desde la caja hacia el sistema se encuentra a través de una de las planchas laterales. Esta salida está conformada por 3 ventiladores por donde saldrá aire caliente hacia los motores. En la parte superior de la caja, se encuentra un conjunto de periféricos para permitir la comunicación con el usuario, los cuales son un display, un buzzer, 3 diodos led y 2 botones. Dentro de la caja, se dispondrá de una batería recargable, dos calentadores eléctricos y el PCB de todo el sistema, así como los elementos mecánicos para fijar estos dispositivos a la caja.

La caja en su mayor parte es cerrada para mantener una temperatura constante. Sin embargo, la caja no es completamente hermética para permitir pequeños flujos de aire; de no ser así, los ventiladores terminarían por extraer todo el aire interior de la caja. El espesor de las planchas y la forma de la caja se tomaron en cuenta al momento de calcular las pérdidas de calor de dentro hacia afuera para garantizar que, aún en el peor de los casos, el ambiente interior de la caja y el aire que sale hacia los ventiladores hasta los motores se mantengan lo suficientemente calientes.

Se puede observar que los calentadores eléctricos están dispuestos en un extremo de la caja apuntando hacia el extremo opuesto, donde se encuentran los ventiladores; con ello, se garantiza que el aire caliente recorre los elementos eléctricos antes de llegar hacia los ventiladores.

Tabla A9.1: Lista de planos
Fuente: Elaboración propia

PLANCHA BASE PARA CAMA	Despiece	A3-01
PLANCHA IZQUIERDA DE AROS DELANTEROS	Despiece	A3-02
PLANCHA DERECHA DE AROS DELANTEROS	Despiece	A3-03
PLANCHA MEDIA	Despiece	A3-04
SOPORTE PARA BATERIA TIPO 1	Despiece	A3-05
SOPORTE PARA BATERIA TIPO 2	Despiece	A3-06
REVESTIMIENTO PARA MOTOR	Despiece	A3-07
RUEDA PARA PLEGAR	Despiece	A3-08
SOPORTE PARA HUSILLO TIPO 1	Despiece	A3-09
SOPORTE PARA HUSILLO TIPO 2	Despiece	A3-10
SISTEMA PARA RODAMIENTO DE AROS	Ensamble	A3-11
SISTEMA DELANTERO DE RODAMIENTOS	Ensamble	A3-12
LIMITE PARA MANIVELA TIPO 1	Despiece	A3-13
LIMITE PARA MANIVELA TIPO 2	Despiece	A3-14
Tarjeta Principal	Plano Electrónico	A3-14
ACOPLE DE MANGUERA PARA MOTOR	Despiece	A4-01
ACOPLE DE MANGUERA PARA VENTILADOR	Despiece	A4-02
ANGULO PARA FIJAR MOTOR	Despiece	A4-03
ANGULO TIPO 1	Despiece	A4-04
ANGULO TIPO 2	Despiece	A4-05
BARRA HUSILLO	Despiece	A4-06
BARRA INTERNA PARA PLEGAR	Despiece	A4-07
BARRA EXTERNA PARA PLEGAR	Despiece	A4-08
BIELA	Despiece	A4-09
BRAZO POSTERIOR	Despiece	A4-10
BRAZO DELANTERO	Despiece	A4-11
TOPE POSTERIOR PARA COLCHON	Despiece	A4-12
TOPE DELANTERO PARA COLCHON	Despiece	A4-13
MANIVELA	Despiece	A4-14
PIEZA EJE PARA RODAMIENTO	Despiece	A4-15
PIEZA GIRATORIA PARA RUEDAS	Despiece	A4-16
PIEZA GUIA TIPO 1	Despiece	A4-17
PIEZA GUIA TIPO 2	Despiece	A4-18
PIEZA PARA FIJACION	Despiece	A4-19
PIEZA PARA RODAMIENTO TIPO 1	Despiece	A4-20
PIEZA PARA RODAMIENTO TIPO 2	Despiece	A4-21
PIN SEMI ROSCADO TIPO 1	Despiece	A4-22
PIN SEMI ROSCADO TIPO 2	Despiece	A4-23
PLANCHA BASE	Despiece	A4-24
PLANCHA LATERAL PARA CAJA	Despiece	A4-25
PLANCHA DELANTERA	Despiece	A4-26
SOPORTE PARA CALENTADOR TIPO 1	Despiece	A4-27
SOPORTE PARA CALENTADOR TIPO 2	Despiece	A4-28
SOPORTE PARA RESORTE TIPO 1	Despiece	A4-29
SOPORTE PARA RESORTE TIPO 2	Despiece	A4-30
UNION DE BARRAS PARA PLEGAR	Despiece	A4-31
SOPORTE PARA BUZZER TIPO 1	Despiece	A4-32
SOPORTE PARA BUZZER TIPO 2	Despiece	A4-33

En el plano A2-04 se observa el nivel medio de la camilla. Este sistema se apoya principalmente sobre una plancha de $t_{i6}a_{l4}v$, sobre la cual se unirán la mayoría de partes mediante uniones atornilladas. Sobre este sistema se encontrarán instalados los 3 motores para la auto-nivelación. Cada motor estará cubierto por una plancha doblada para aislarlo del ambiente. Además, estas planchas de recubrimiento tendrán un acople para las mangueras dentro de las cuales irán los cables del motor y el aire caliente que provendrán de la caja. De esta manera, el aire caliente viajará, por las mangueras, desde la caja eléctrica hasta los motores, los cuales estarán recubiertos; de esta forma, se mantendrá una temperatura de trabajo adecuada. Acoplado a cada motor, irá un mecanismo de biela-manivela para actuar sobre el sistema superior. Por otro lado, se dispondrán de planchas dobladas en ángulo que limitarán el movimiento de las manivelas con el fin de mantener el movimiento del mecanismo en un determinado rango. La plancha además cuenta con agujeros en los extremos con el fin de colocar posteriormente los elementos que unen el sistema medio con el sistema inferior.

En el plano A2-03 se puede observar el plano del sistema inferior. Este sistema consta de varias partes, las cuales, en su mayoría irán unidas mediante múltiples uniones atornilladas. En la vista superior se pueden apreciar principalmente una plancha larga denominada plancha base, una mediana denominada plancha delantera, el ensamble de la caja y dos perfiles que irán a los laterales. Sobre ambos perfiles irán la plancha base y el ensamble de la caja eléctrica; y debajo de los perfiles, se instalará la plancha delantera. Los perfiles cuentan con agujeros en la parte posterior con el fin de ensamblarse posteriormente con los dos sistemas de los aros posteriores; por otro lado, debajo de la plancha delantera, se instalarán los soportes necesarios para unirlos posteriormente con los dos sistemas de los aros delanteros. Debajo de la plancha delantera, se colocarán dos sistemas de rodamientos para permitir el giro de las partes que permitirán cambiar de dirección a la camilla. En la parte delantera de los perfiles se puede observar el sistema de la caja eléctrica. Además, en la plancha base se puede observar una serie de agujeros distribuidos, los cuales servirán luego para instalar los elementos de unión entre el sistema inferior y el medio.

Finalmente, con todas las partes y ensamblajes necesarios, se puede ensamblar el sistema completo de la camilla. El plano de este ensamble se muestra en el plano A0-01. Principalmente, el sistema cuenta con el sistema de la caja eléctrica, el inferior, el medio, el superior y los de los aros. Además, en la figura se pueden ver las mangueras que conectan la caja con los motores del sistema medio.

Entre el sistema medio y el superior se pueden apreciar los mecanismos de biela manivela que mantienen al sistema superior a la altura observada. Entre el sistema medio y el sistema inferior se muestran los elementos que conforman el sistema de regulación manual de altura. Este sistema está formado por un tipo de mecanismo de acordeón que garantiza que la superficie media sea paralela en todo momento a la superficie inferior. Este sistema se acciona mediante una pieza circular denominada timón/ que servirá para manipular un husillo que a su vez modificará la altura del sistema medio.

Por otro lado, entre los sistemas de los aros y el sistema inferior, se colocaron resortes de compresión para amortiguar las vibraciones del sistema debido al terreno irregular.

A9.0.2. Guía de plano eléctrico.

El plano A3-15 muestra el plano esquemático de la tarjeta principal. En ella, se observa como circuito central a un Arduino Mega 2560. En esta aplicación, se usarán 50 pines digitales como entrada salida y un pin analógico de la placa arduino para controlar directa o indirectamente a los demás elementos. En algunos casos, los elementos electrónicos ubicados fuera de la tarjeta principal serán controlados mediante conexiones con borneras; y, en los casos donde el consumo de corriente sea muy alto, se usarán además de ello relés de potencia, como por ejemplo en el caso de los controladores de los motores o de los calefactores eléctricos. Por otro lado, como el voltaje de alimentación nominal proveniente de la batería es de 52.8 V, se usaron reguladores de voltaje o convertidor DC-DC. En el caso de los elementos cuyo consumo de corriente máximo sea suficiente menor a los 20 mA máximos que pueden pasar por un pin del Arduino sin daño, y, al mismo tiempo, cuyo voltaje de alimentación se encuentre en un rango entre 5 V y 3 V, se optará por alimentar y controlar estos elementos directamente a través del mismo Arduino.

Por otra parte, cabe indicar que el módulo KTA-259K para sensar la temperatura ha sido implementado para instalarse encima del Arduino; y, para ello, usará los pines digitales PD4, PD5, PD6, PD7, PD8, PD9, PD10, PD12 y PD13. Con el fin de proteger algunos pines del controlador, se puede observar la presencia de transistores MOSFET (Metal–Oxide–Semiconductor Field-Effect Transistor) a la salida de algunos de los pines. Para el caso de los motores, todas las conexiones de estos se realizan a su respectivo controlador; por lo que, solo se realizaron conexiones desde el controlador hacia los 3 controladores de los motores y no hacia los motores

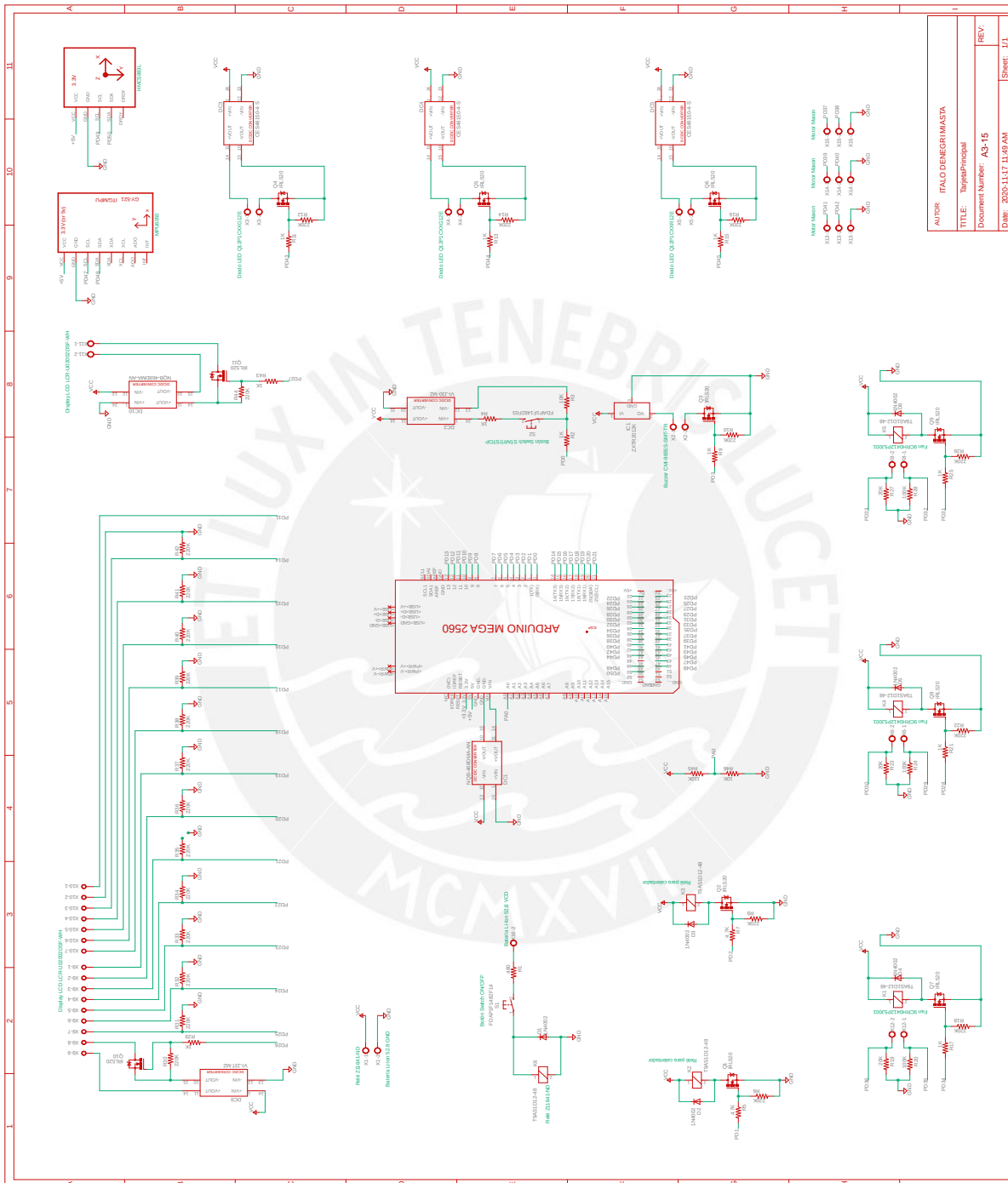


Figura A9.1: Plano esquemático de la tarjeta principal
Fuente: Elaboración propia

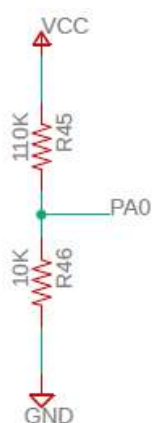


Figura A9.2: Esquemático del circuito del sensor de voltaje con el Arduino
Fuente: Elaboración propia

En la figura A9.2 se puede observar el circuito sensor de voltaje, que es esencialmente un divisor de voltaje cuyo punto medio entre las resistencias va conectado al pin analógico PA0 del controlador. Los extremos irán conectados al voltaje positivo y negativo que provienen de la tarjeta. Como la relación entre las resistencias es de 11 a 1, el valor del voltaje medio será la doceava voltaje entre los extremos de la batería. Para calcular el nivel de la batería, se leería el valor en el pin analógico, y mediante una regla de tres, habría que dividir el valor medido en el pin por la resolución de la entrada analógica del controlador, luego multiplicarlo por el valor máximo de voltaje que se espera que tenga el pin; y finalmente, se multiplicará este resultado por la relación del divisor. Como el arduino mega tiene 10 bits de resolución, tendrá 1024 niveles digitales, desde el 0 al 1023; y a 5 V tendrá un valor de 1023; asimismo, es interesante notar que se podrían realizar mediciones con una diferencia de 4.88 mV. Todo esto se traduce en que el nivel de voltaje de la batería medido por el controlador sería el valor leído en el pin analógico PA0 multiplicado por 5, dividido por 1023 y luego multiplicado por 12.

En el caso de los diodos LED del sistema, se usará el circuito que se muestra en la figura A9.3. Como los tres diodos tienen características eléctricas idénticas, los tres tendrán circuitos idénticos. Debido a que los diodos consumen 20 mA, se optó por usar un MOSFET IRL520 canal N de enriquecimiento. Asimismo, se usarán resistencias de 1 k Ω entre los pines y el pin GATE de cada mosfet para limitar el paso de corriente en los pines digitales del controlador y se usarán además resistencias de 220 k Ω como resistencias pull-down. También, se hará uso de dos borneras para conectar los diodos a la tarjeta. Como los diodos requieren una alimentación de 12 V, se usarán convertidores DC-DC para convertir el voltaje de la batería.

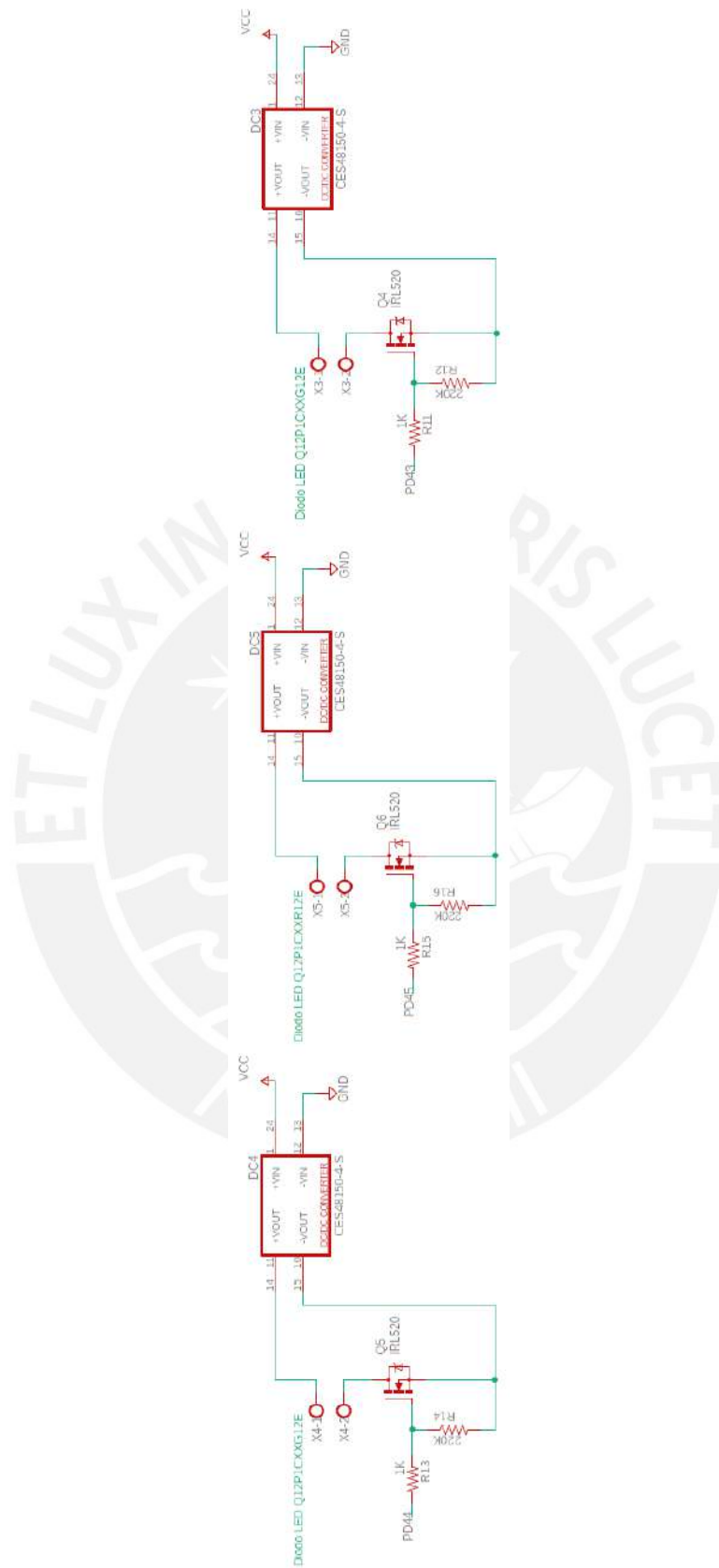


Figura A9.3: Esquemático del circuito de los diodos LED con el Arduino
Fuente: Elaboración propia

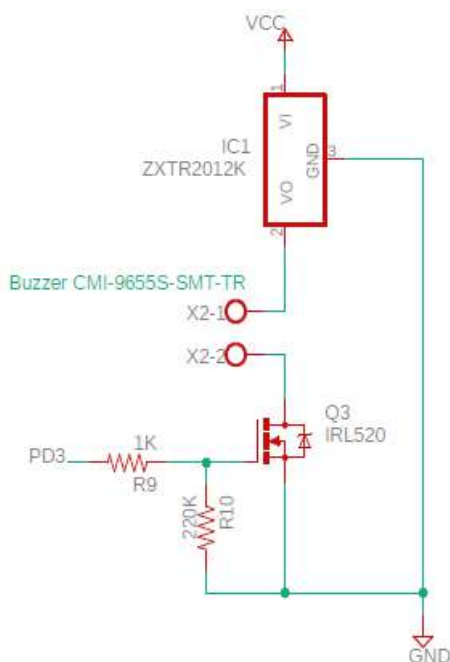


Figura A9.4: Esquemático del circuito del buzzer con el Arduino
Fuente: Elaboración propia

En la figura A9.4 se muestra el diagrama esquemático del circuito del buzzer. De manera similar a los diodos LED, para proteger el pin digital del controlador, se usará una resistencia de 1 k Ω . Además, se usará una resistencia pull-down de 220 k Ω . También, se hará uso de un MOSFET pues el buzzer puede llegar a consumir 30 mA. Asimismo, se usará un regulador de voltaje para transformar la alimentación a los 7 V que requiere el buzzer. Por otro lado, se hará uso de borneras para conectar el buzzer a la tarjeta.

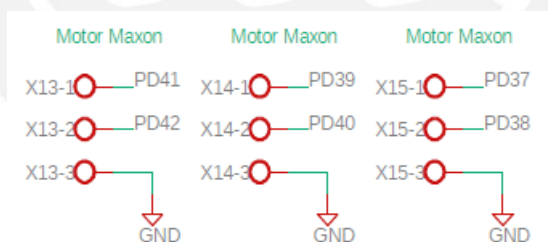


Figura A9.5: Esquemático del circuito de los drivers de los motores con el Arduino
Fuente: Elaboración propia

En la figura A9.5 se muestran las conexiones para los drivers de los motores. Como se explicó anteriormente, los motores se conectan en su totalidad a sus respectivos controladores, por lo que, las conexiones que se muestran en la figura corresponden en realidad a las conexiones de la tarjeta principal a los drivers de los motores a través de 3 borneras para cada driver. Para cada driver, una de las borneras servirá como ENABLE, otra para mandar la señal de control y la última para igualar las conexiones a tierra.

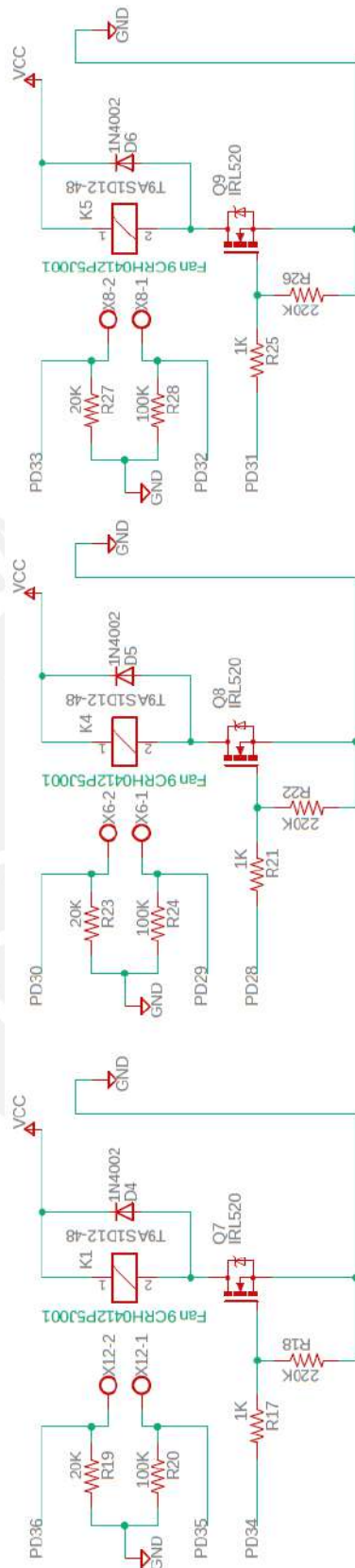


Figura A9.6: Esquemático del circuito de los ventiladores con el Arduino
Fuente: Elaboración propia

Como se explicó en los anteriores capítulos, se hará uso de tres ventiladores para hacer fluir, hacia los motores, el calor producido por los dos calentadores eléctricos. En la figura A9.6 se muestra el esquemático de estos ventiladores. Debido a que los tres ventiladores son idénticos, se usarán tres circuitos idénticos. Cada ventilador tiene 4 conexiones: positiva, negativa, de control y de lectura del sensor. Para ello, se usarán dos borneras para las conexiones de control y del sensor; por otro lado, se usará un relé para activar o desactivar la alimentación de los ventiladores. En cada bornera, se colocaron resistencias pull-down; y además, para controlar a los relés mediante el arduino, se usó un MOSFET IRL520, una resistencia al pin digital y una resistencia pull-down. Los relés requieren de un voltaje de operación de 48 V por lo que se conectará directamente a la alimentación Vcc; por otra parte, pueden soportar hasta 30 A, lo cual es más que suficiente para los 2.52 A que pueden llegar a consumir, como máximo, los ventiladores. Además, a cada relé se conectará un diodo flyback para evitar una corriente de retorno en la bobina del relé hacia el MOSFET.

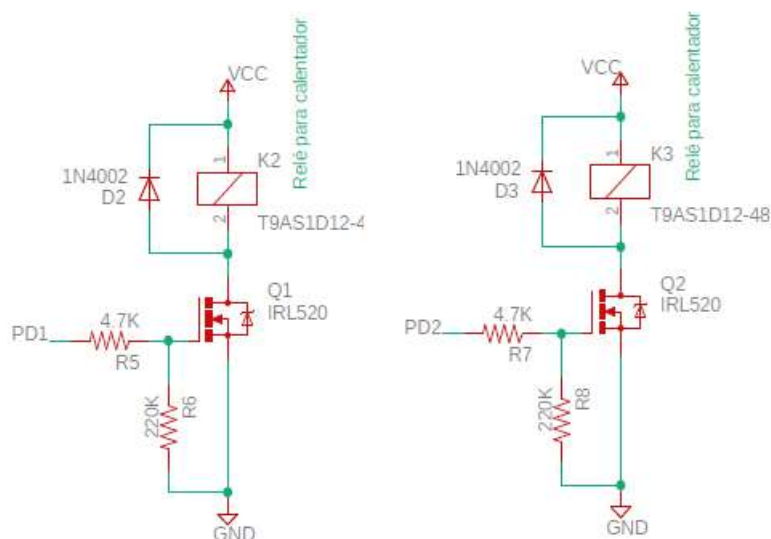


Figura A9.7: Esquemático del circuito de los calentadores eléctricos con el Arduino
Fuente: Elaboración propia

En la figura A9.7 se muestra el circuito esquemático de los dos calentadores eléctricos. Como cada calentador eléctrico puede llegar a consumir hasta 30 A, se usarán los mismos relés del circuito de los ventiladores. Para controlar a estos relés, se usarán MOSFET que irán conectados a los pines digitales del controlador mediante una resistencia. Asimismo, se usará resistencias pull-down y diodos flyback en los extremos de los relés.

Para el caso de los módulos MPU 6050 y HMC5883L, estos irán sobre la tarjeta principal y serán alimentados con la salida de 5 V del arduino y serán controlados directamente por los pines digitales del controlador. Estas conexiones se observan en la figura A9.8.

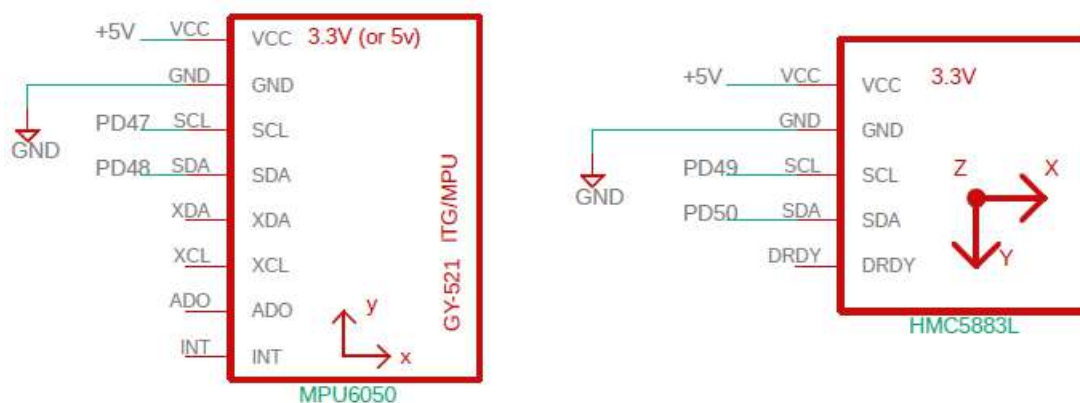


Figura A9.8: Esquemático del circuito de los módulos IMU MPU 6050 y HMC5883L
Fuente: Elaboración propia

En la figura A9.9 se observan los circuitos de alimentación del controlador Arduino Mega 2560 y tres circuitos adicionales, los cuales son los de los pulsadores ON/OFF y START/STOP y el circuito de conexión de la batería a través de un relé. Se puede observar que, para alimentar al controlador, se usará un convertidor DC-DC. La conexión de la batería de ión litio a la tarjeta se realizará a través de una bornera y por medio de un relé. Para interrumpir la alimentación de toda la máquina, se usará dicho relé, el cual se activará con el pulsador de ON/OFF. Este relé, al ser activado, permitirá el paso de corriente desde el terminal positivo de la batería hacia la tarjeta. Para cada pulsador, según indica el fabricante, se le debe agregar una resistencia en serie, cuyo valor, según el fabricante correspondería, en este caso, a $480\ \Omega$ para el pulsador ON/OFF y $1\ \text{k}\Omega$ para el pulsador de START/STOP. En los relés, se usó adicionalmente un diodo flyback para evitar la corriente de retorno de las bobinas.

En el caso del circuito del pulsador de START/STOP, se usará el pulsador de START/STOP y un convertidor DC-DC para transformar el voltaje Vcc a 5 V. El voltaje de salida del convertidor irá al pin digital a través del pulsador, de la resistencia de $1\ \text{k}\Omega$ para el pulsador y de una resistencia de igual valor para limitar el paso de corriente en el pin digital. Asimismo, se colocó una resistencia pull-down para garantizar un voltaje de LOW en caso que el pulsador esté abierto.

Por otro lado, se tiene el esquemático del display LCD en la figura A9.10. Según la hoja de datos del display, este dispositivo tiene 18 pines, los cuales se resumen a continuación.

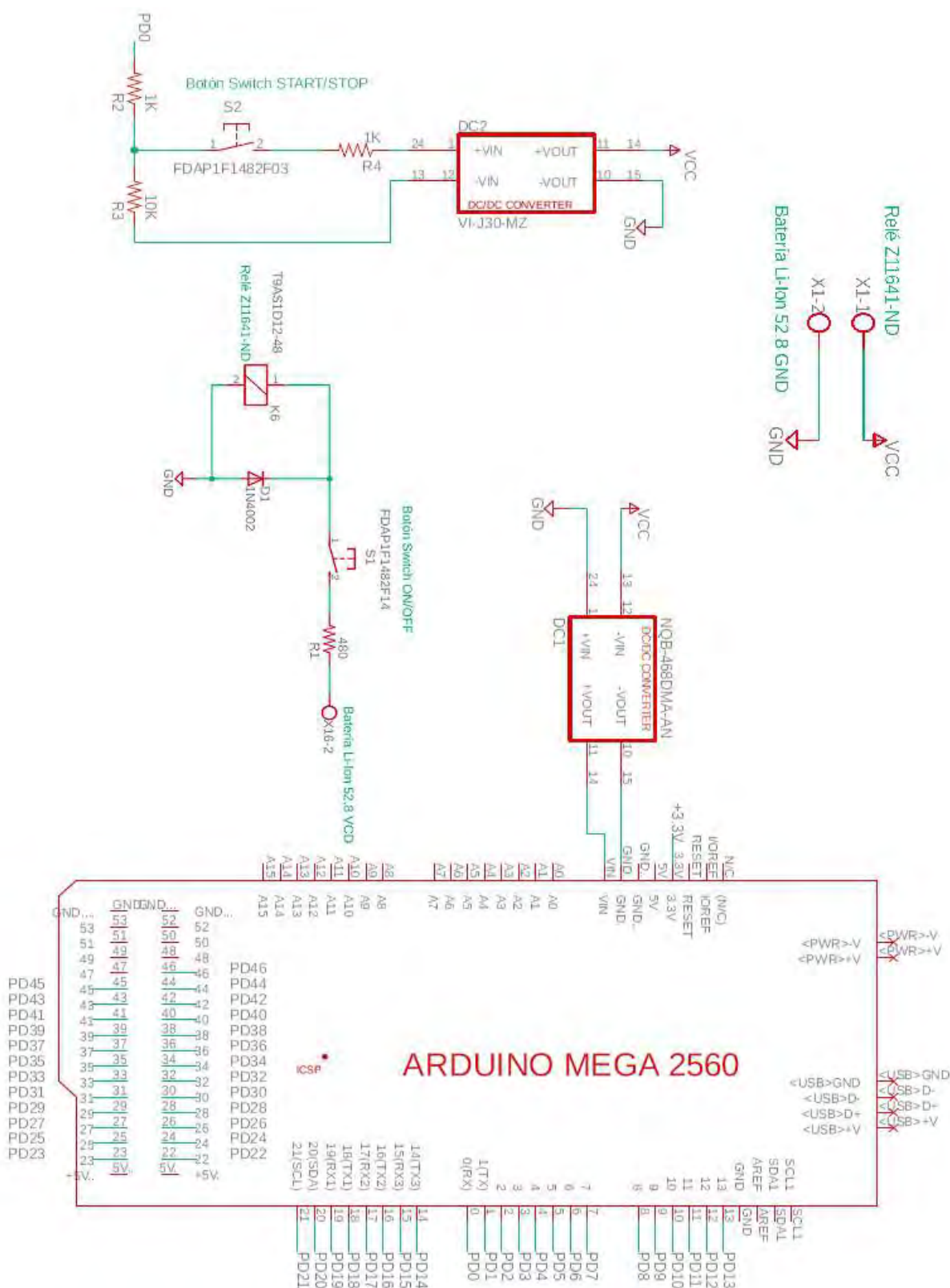


Figura A9.9: Esquemático del circuito de alimentación, de los pulsadores y del Arduino
Fuente: Elaboración propia

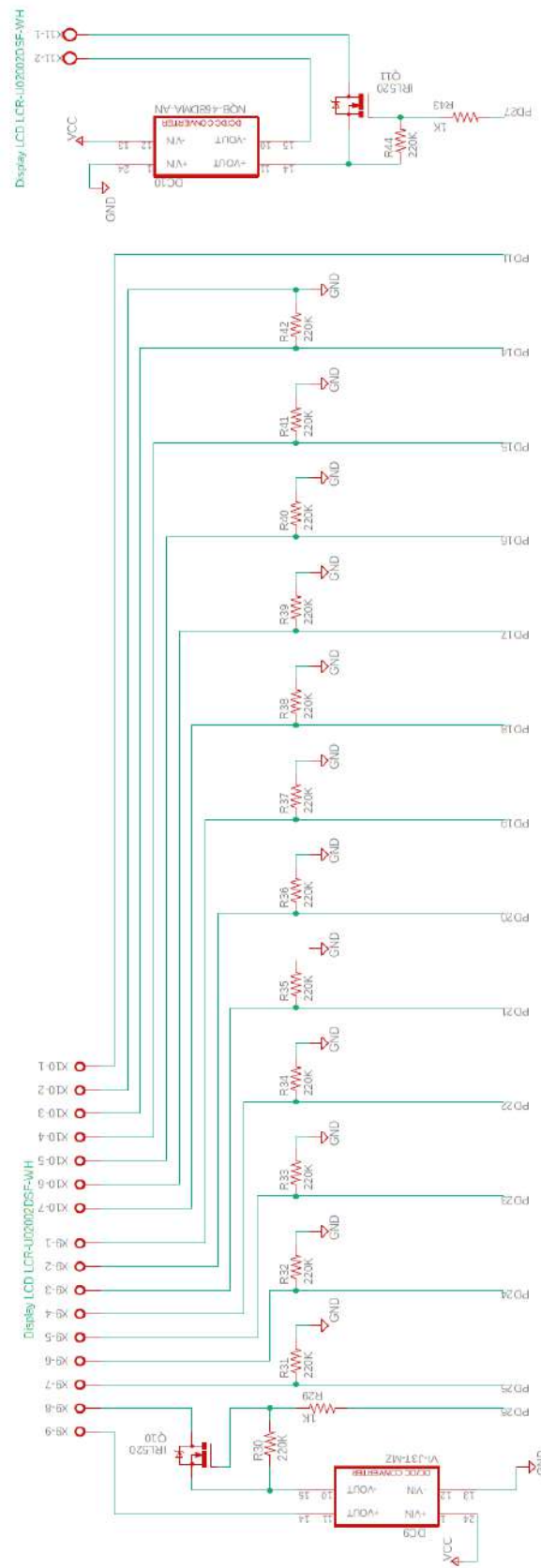


Figura A9.10: Esquemático del circuito del display LCD con el Arduino
Fuente: Elaboración propia

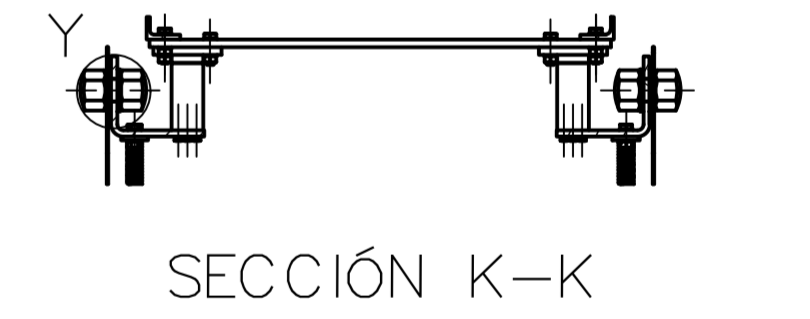
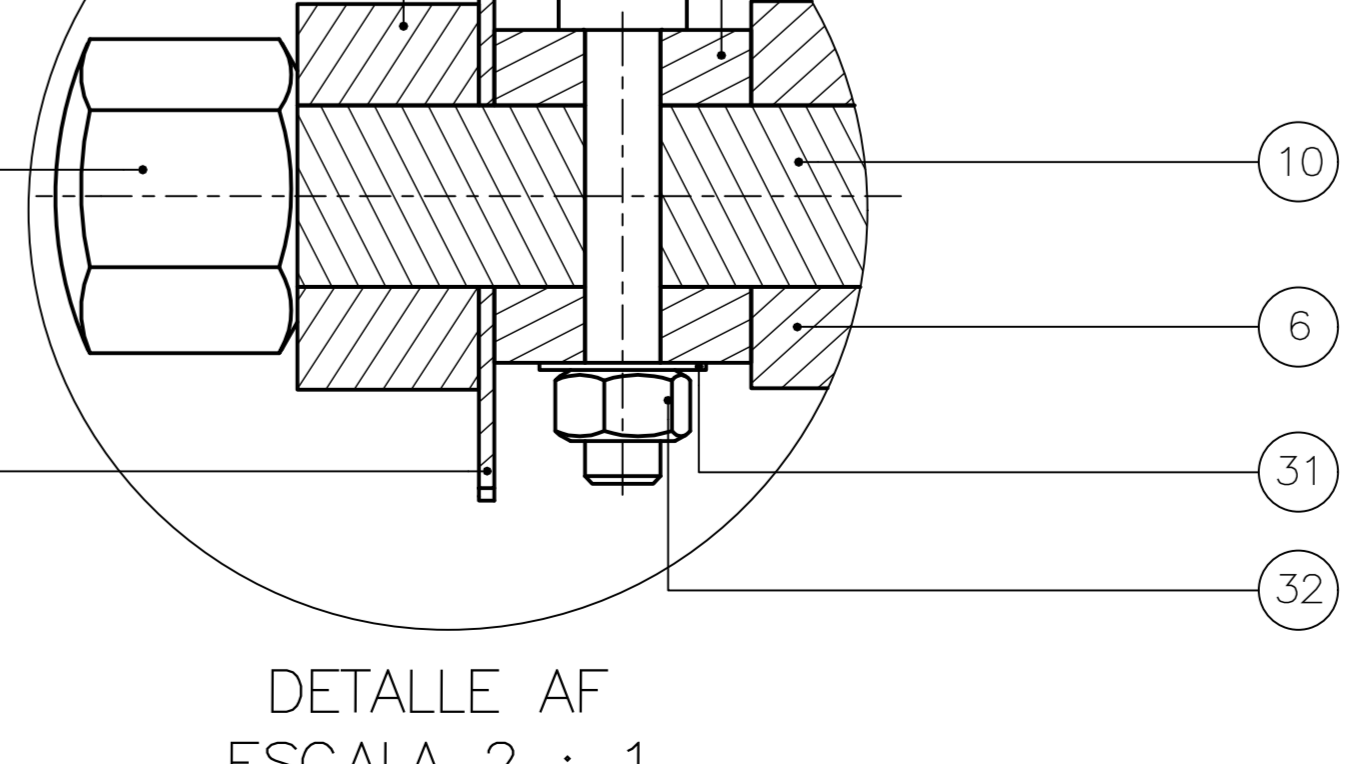
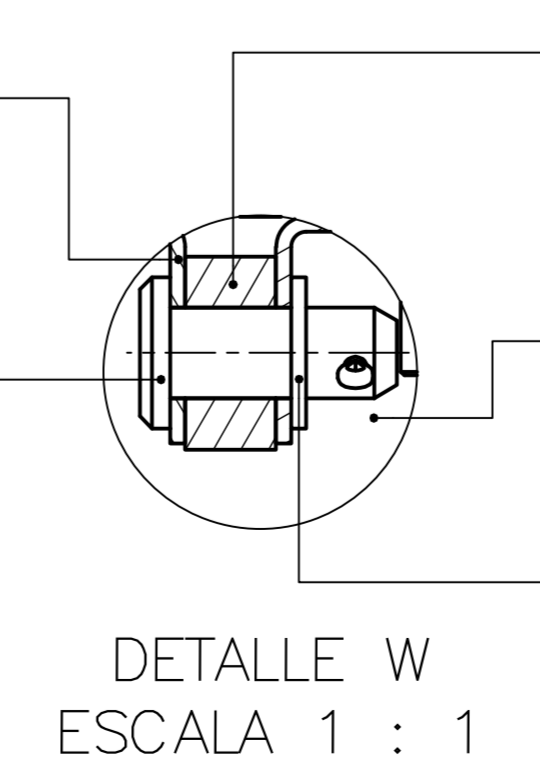
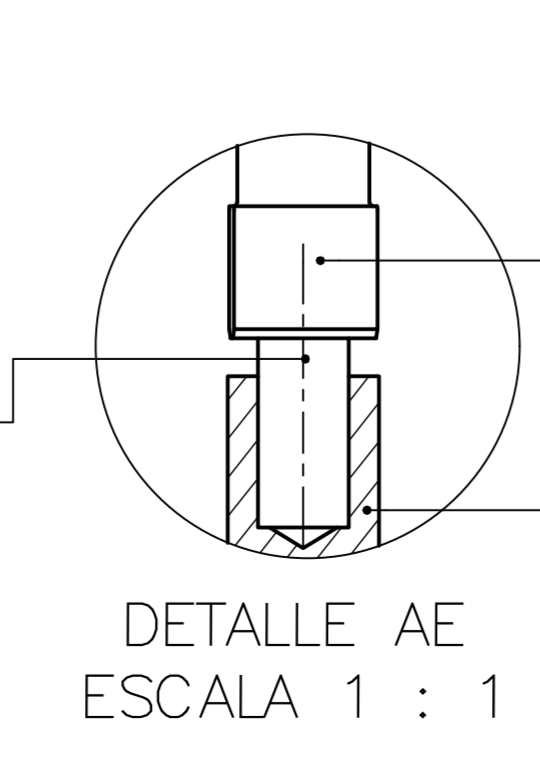
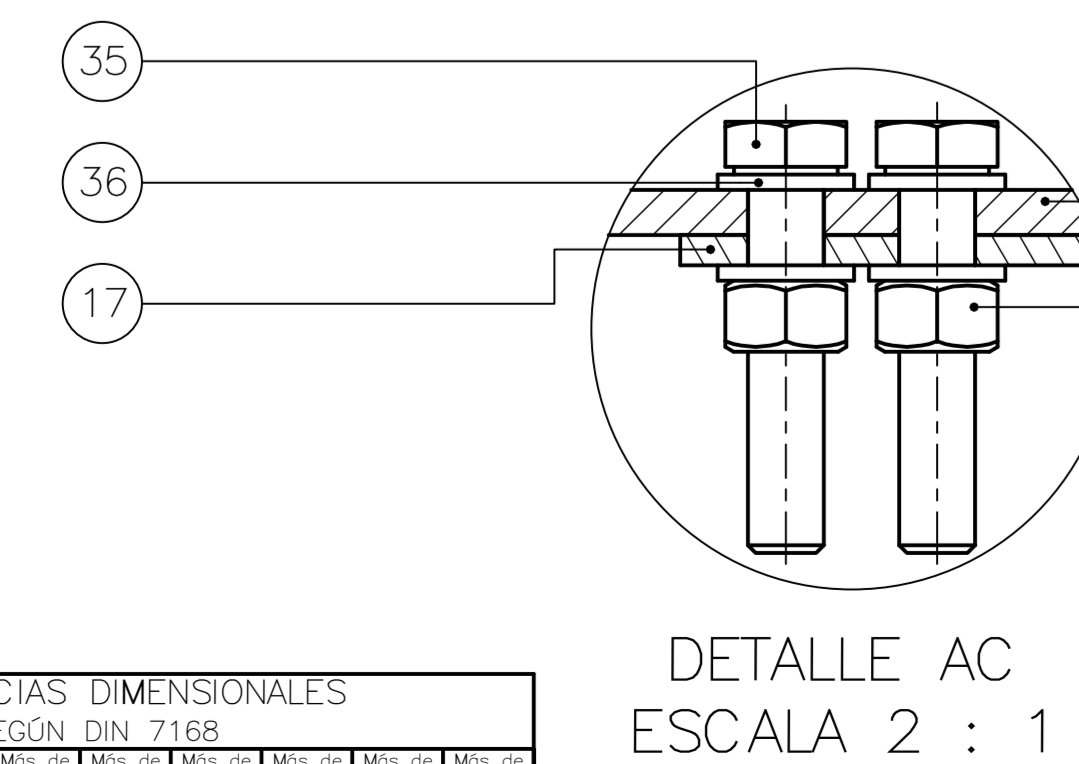
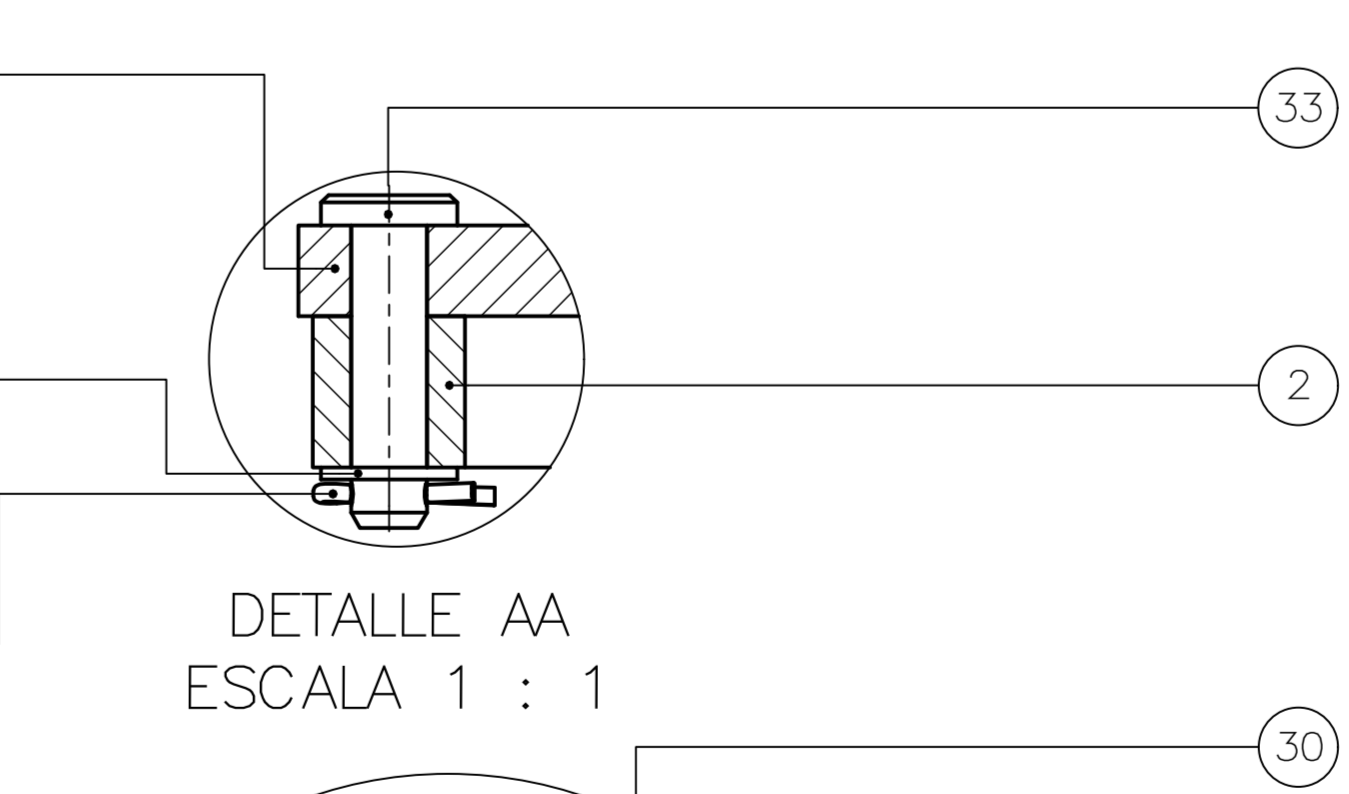
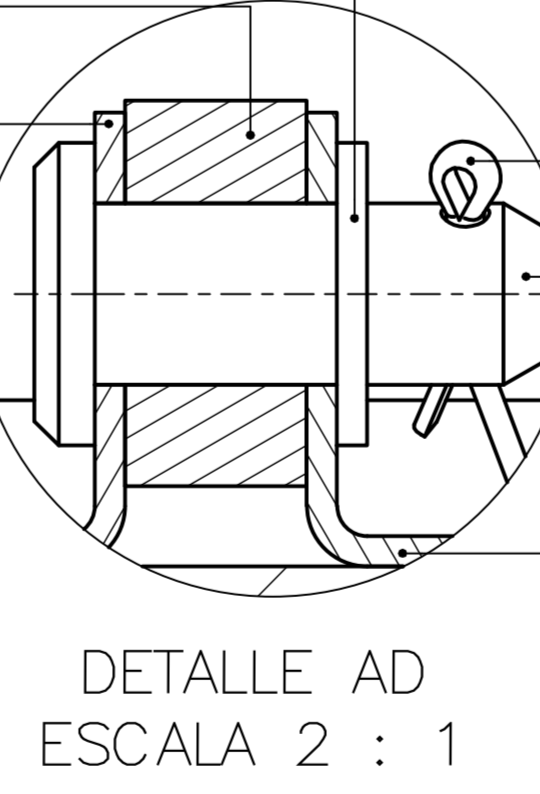
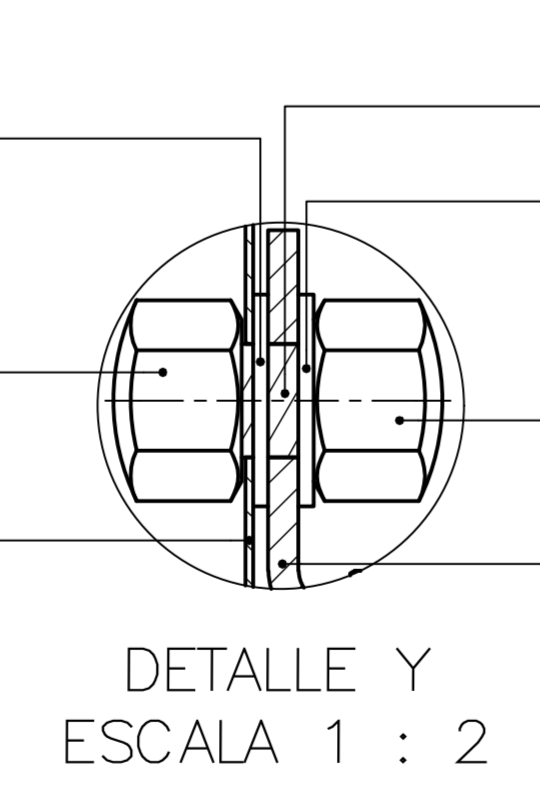
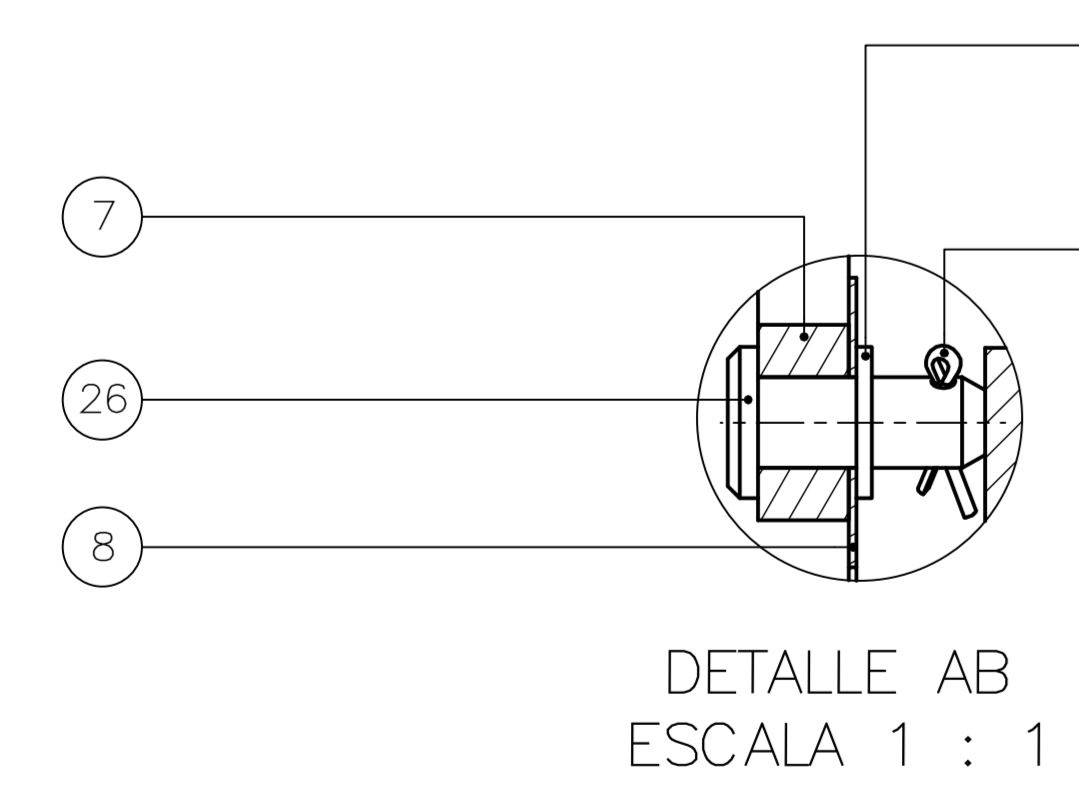
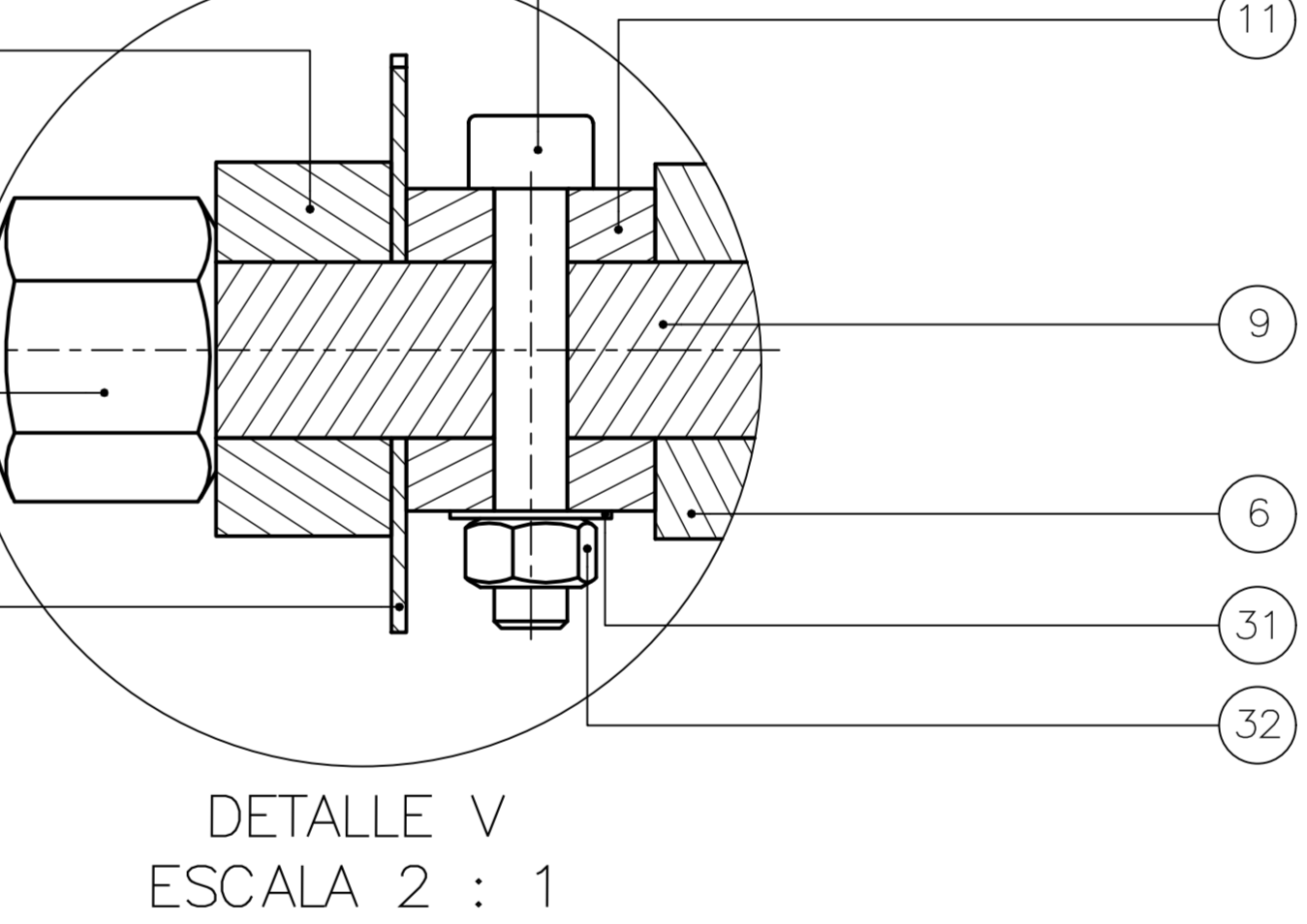
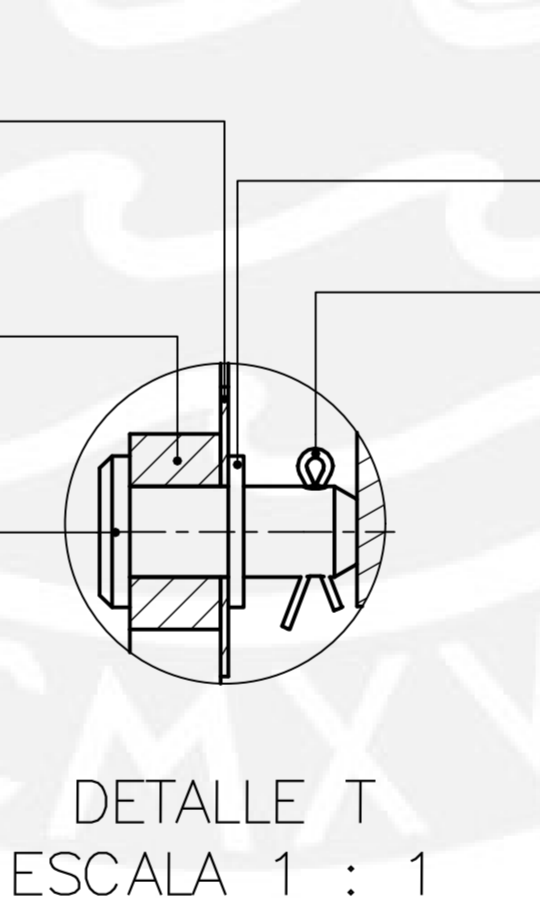
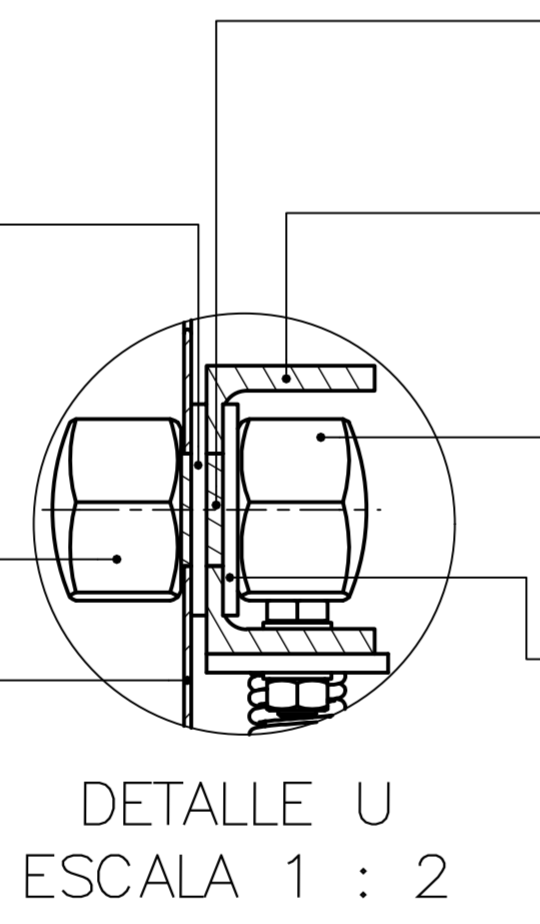
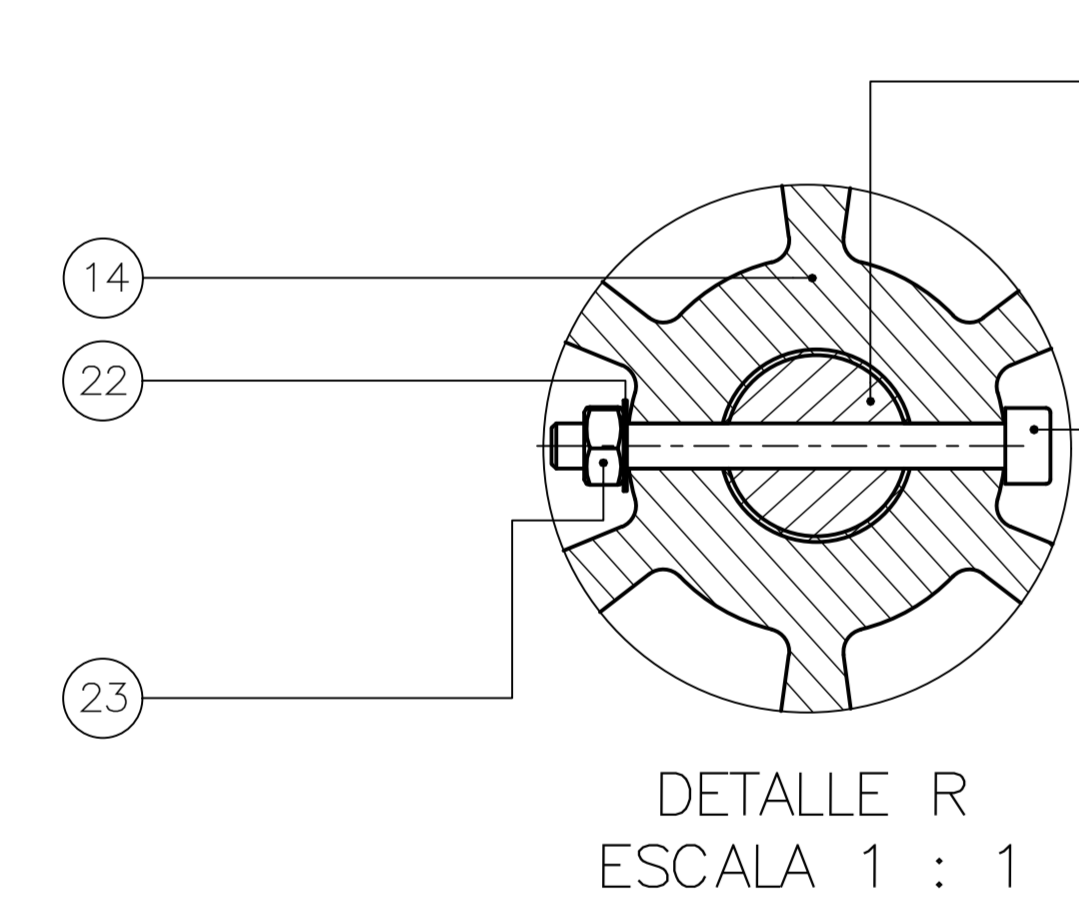
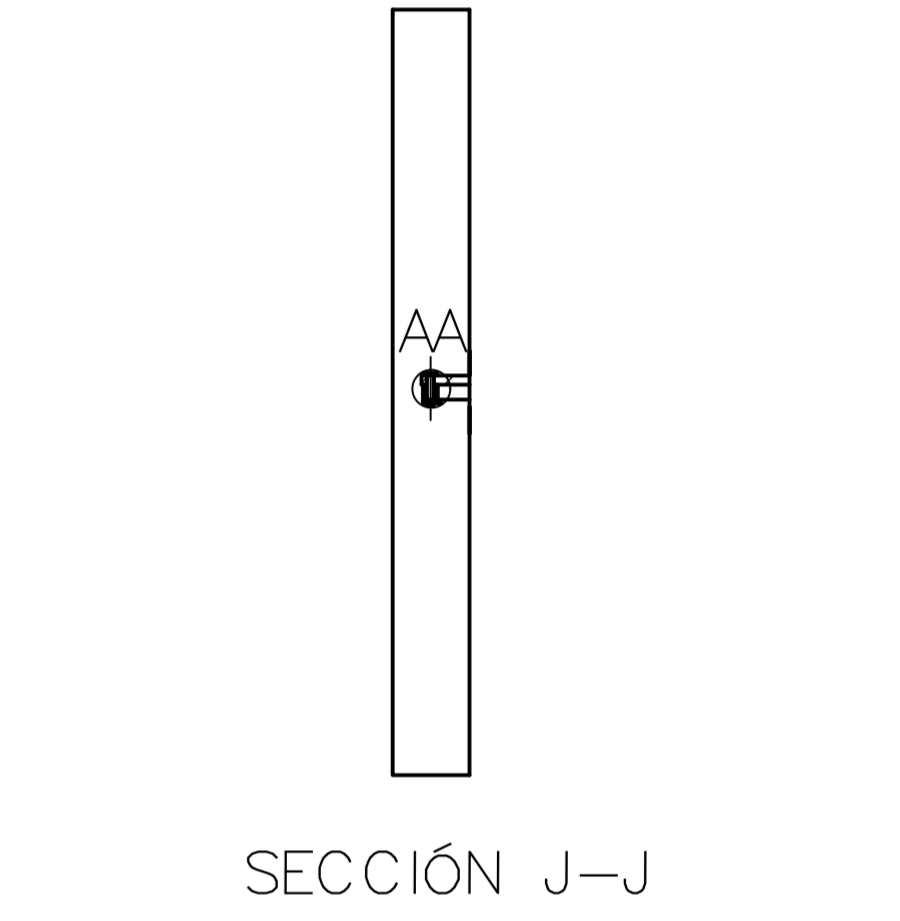
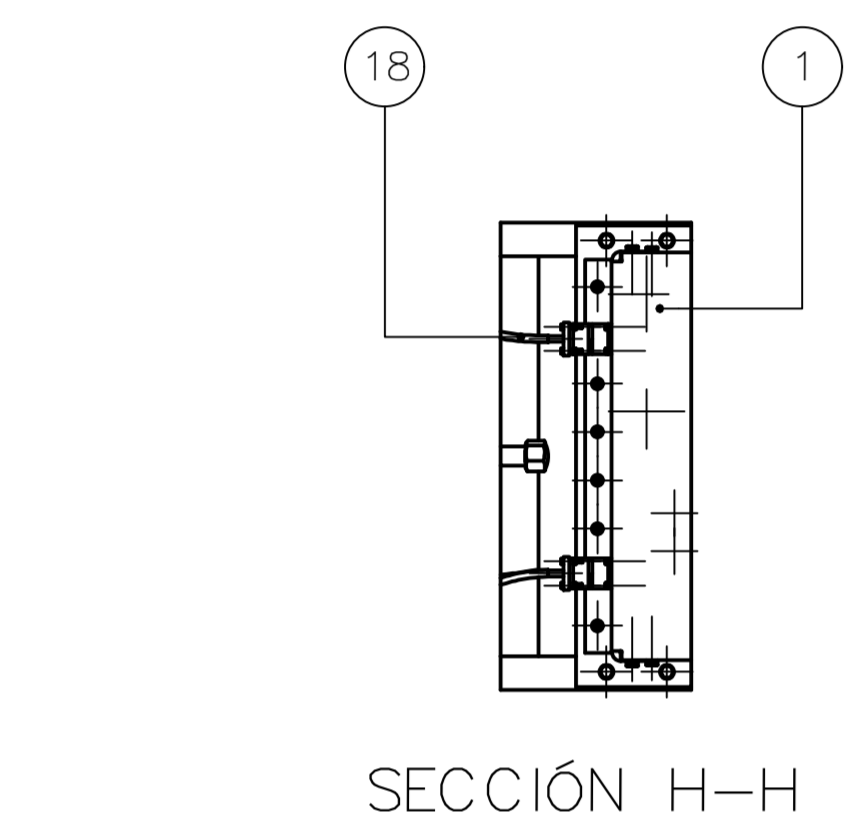
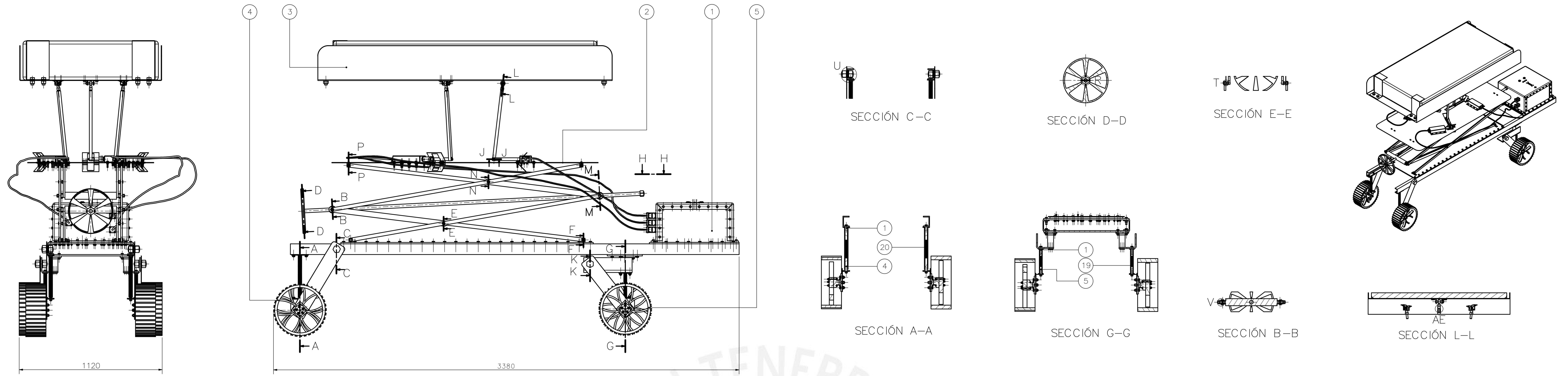
Dos de los pines se denominan A y K, ánodo y cátodo, para la retroalimentación LED; por ellos, pasa una corriente de 15 mA; y, entre ellos, hay un voltaje nominal que debe ser de 6.6 V. Además, se tienen dos pines denominados THER+ y THER- para activar el calentador interno del dispositivo y por estos pines típicamente existe un voltaje 12 V y una corriente de 150 mA. Luego, los otros 14 pines corresponden para el controlador ST7066U-0A-B del panel LCD; de los cuales, un pin es para referenciar a tierra, otro pin es para alimentar a la parte lógica y otro pin es para alimentar al panel LCD. Los dos últimos pines mencionados, respecto a su referencia, pueden funcionar con 5 V y 0.1 mA. Los otros pines del controlador ST7066U-0A-B sirven para el control de este; es decir, son pines que oscilan entre valores lógicos de HIGH o LOW, valores que, según el fabricante, son 3.5 V-5 V y -0.3 V-0.6 V respectivamente; y por ellos, se observa una corriente máxima de 0.1 mA.

Como se puede haber visto, muchos de estos pines tienen características distintas; por ello, se optó por lo siguiente. Cuando algunos de ellos tengan valores de valores de 5 V y valores de corriente suficientemente pequeños; entonces, se controlarán estos pines directamente con los pines digitales del controlador arduino. En otros casos, se hará uso de MOSFET, resistencias para limitar el paso de corriente en los pines y resistencias pull-down. Si se observa la figura, se pueden apreciar los pines que, por un lado, van directamente al arduino y los pines que, por otro lado, requieren de alguna conversión de voltaje, MOSFET y resistencias.



ANEXO A10

Planos



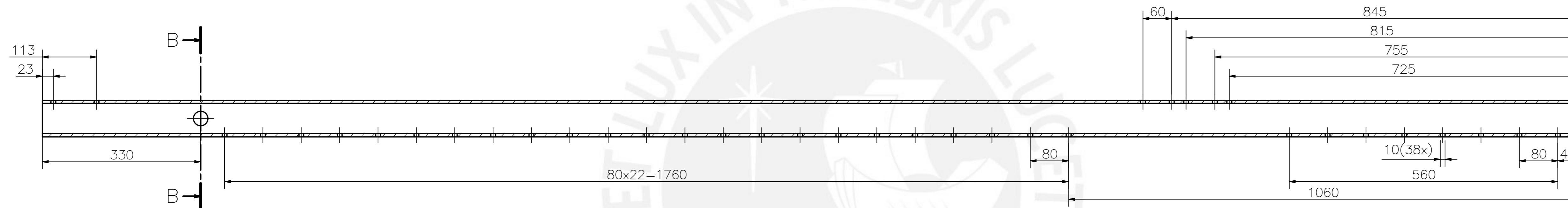
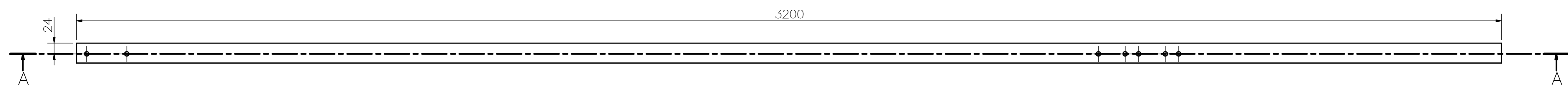
TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGUN DIN 7168

GRADO DE EXACTITUD	Más de 30	30	150	300	1000	Más de 3000
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±1,2
	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±1,2

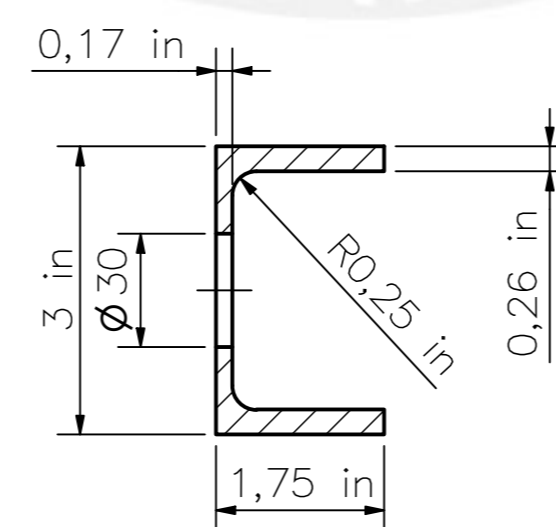
POS. CAVI.	DESCRIPCIÓN	NORMA	MATERIAL	OBSERVACIONES
37	BARRA ROSCAD M12	DIN 916	A2	
36	ARANDELA A5	ISO 7092	SI	
35	TORNILLO HEXAGONAL ROSCA PARCIAL M6x3	ISO 4014	R,8	
34	ARANDELA A10	ISO 7092	SI	
33	PASADOR DE HORQUILLA M10x40	ISO 2341	SI	
32	TUERCA HEXAGONAL M6	ISO 4032	SI	
31	ARANDELA B5	DIN 157 B	SI	
30	TORNILLO ALLEN M6x30	ISO 4762	10.9	
29	TUERCA HEXAGONAL CIEGA M12	DIN 917	A2	
28	PASADOR CLAVIA 25x16	ISO 3284	A2	
27	ARANDELA A12	ISO 7092	SI	
26	PASADOR DE HORQUILLA M12x30	ISO 2341	SI	
25	TUERCA HEXAGONAL CIEGA M10	DIN 917	A2	
24	ARANDELA A20	ISO 7092	SI	
23	TUERCA HEXAGONAL M6	ISO 4032	SI	
22	ARANDELA B6	DIN 157 B	SI	
21	TORNILLO ALLEN M6x10	ISO 4762	10.9	
20	RESORTE DE ACERO TIPO 1		Music Wire	The Spring Store
19	RESORTE DE ACERO TIPO 2		Music Wire	The Spring Store
18	MANIVELA HELICOIDAL	TE64V	FeNiCo	FeNiCo
17	ANGULO TIPO 1	TE64V		AA-04
16	MANIVELA	TE64V		AA-14
15	BARRA HUSILLO	TE64V		AA-06
14	RUEDA PARA FLEGAR	TE64V		AA-08
13	PIN SEM ROSCADO TIPO 2	TE64V		AA-23
12	PIN SEM ROSCADO TIPO 1	TE64V		AA-22
11	PIEZA PARA FIJACION	TE64V		AA-19
10	SOPORTE PARA HUSILLO TIPO 2	TE64V		AA-10
9	SOPORTE PARA HUSILLO TIPO 1	TE64V		AA-09
8	UNION DE BARRAS PARA FLEGAR	TE64V		AA-31
7	BARRA EXTERNA PARA FLEGAR	TE64V		AA-08
6	BARRA INTERNA PARA FLEGAR	TE64V		AA-07
5	SISTEMA PARA ANCHOS DELANTEROS			A1-04
4	SISTEMA PARA ANCHOS POSTERIORES			A1-03
3	SISTEMA SUPERIOR			A2-05
2	SISTEMA MEDIO			A2-04
1	SISTEMA INFERIOR			A2-03

METODO DE PROYECCION	TRABAJO DE FIN DE CARRERA	ESCALA
	SISTEMA COMPLETO	1:10

20092070	DENEGRI MASTA, ITALO	FECHA: 2013.12.22
		LÁMINA: AD-01



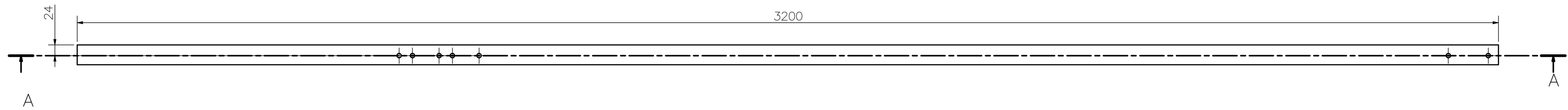
SECCIÓN A-A



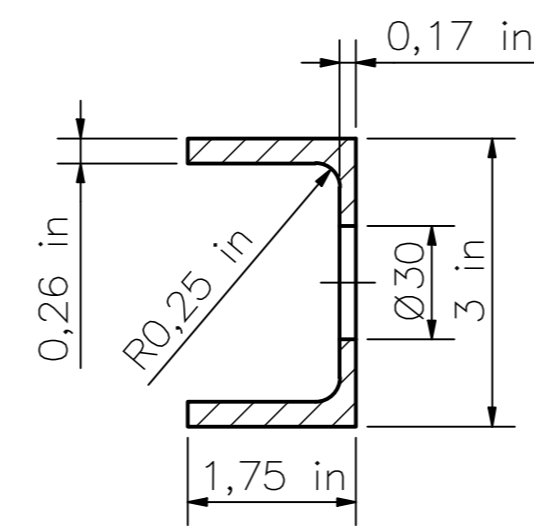
SECCIÓN B-B
ESCALA 1:2

TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168							
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400	Más de 400 hasta 1000	Más de 1000 hasta 2000
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±0,8	±1,2

ACABADO SUPERFICIAL ✓	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 - MEDIO	MATERIAL AA 6061-T6
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA - SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA		
MÉTODO DE PROYECCIÓN ⊕	TRABAJO DE FIN DE CARRERA PERFIL C CS 3x1.60 DERECHO	ESCALA 1:5
20092070	DENEGRI MASTA, ITALO	FECHA: 2019.11.26
COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA
		LÁMINA: A1-01



SECCIÓN A-A

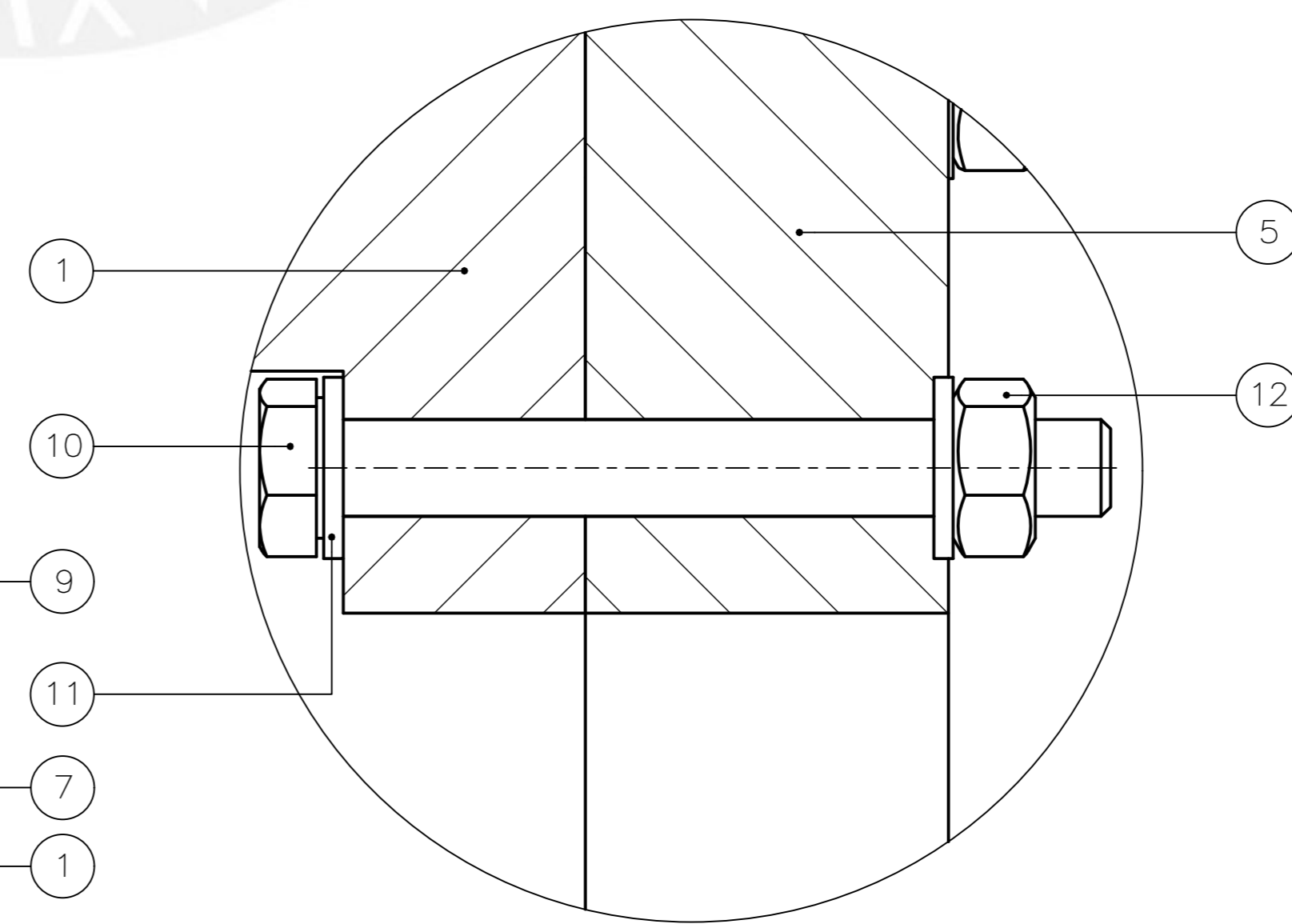
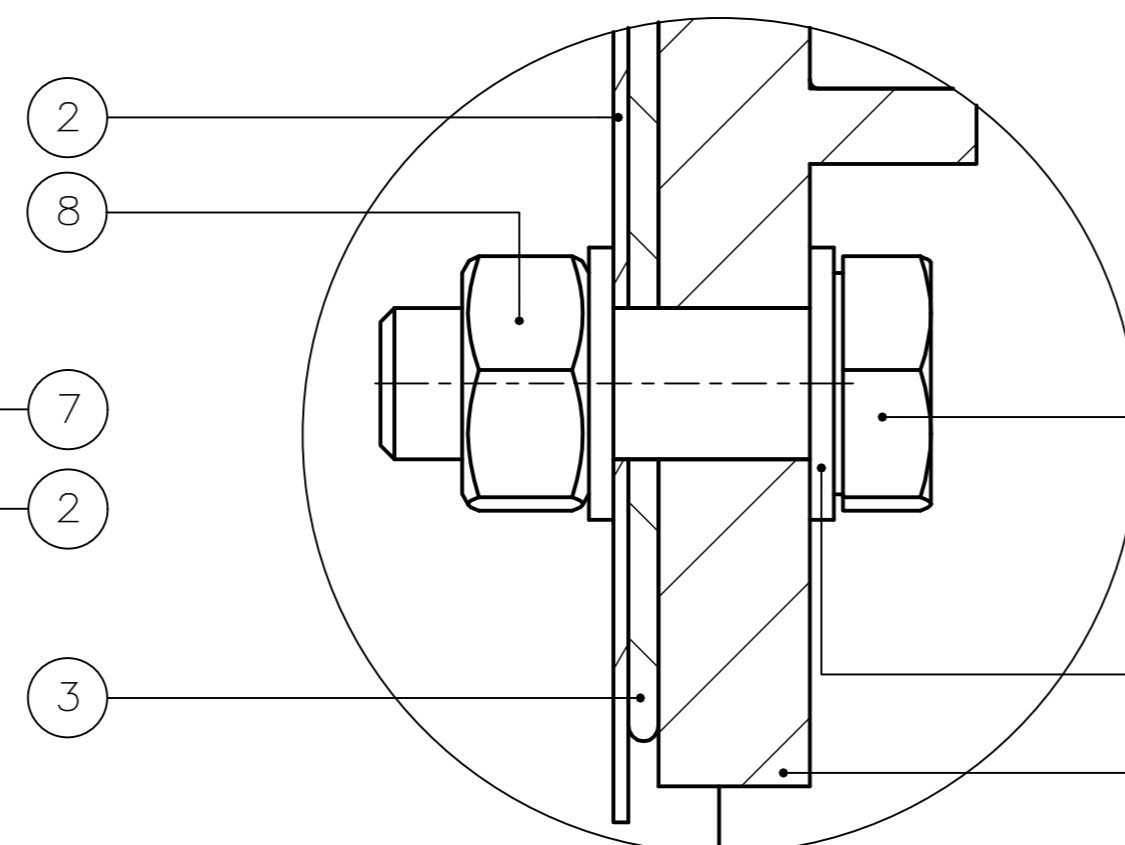
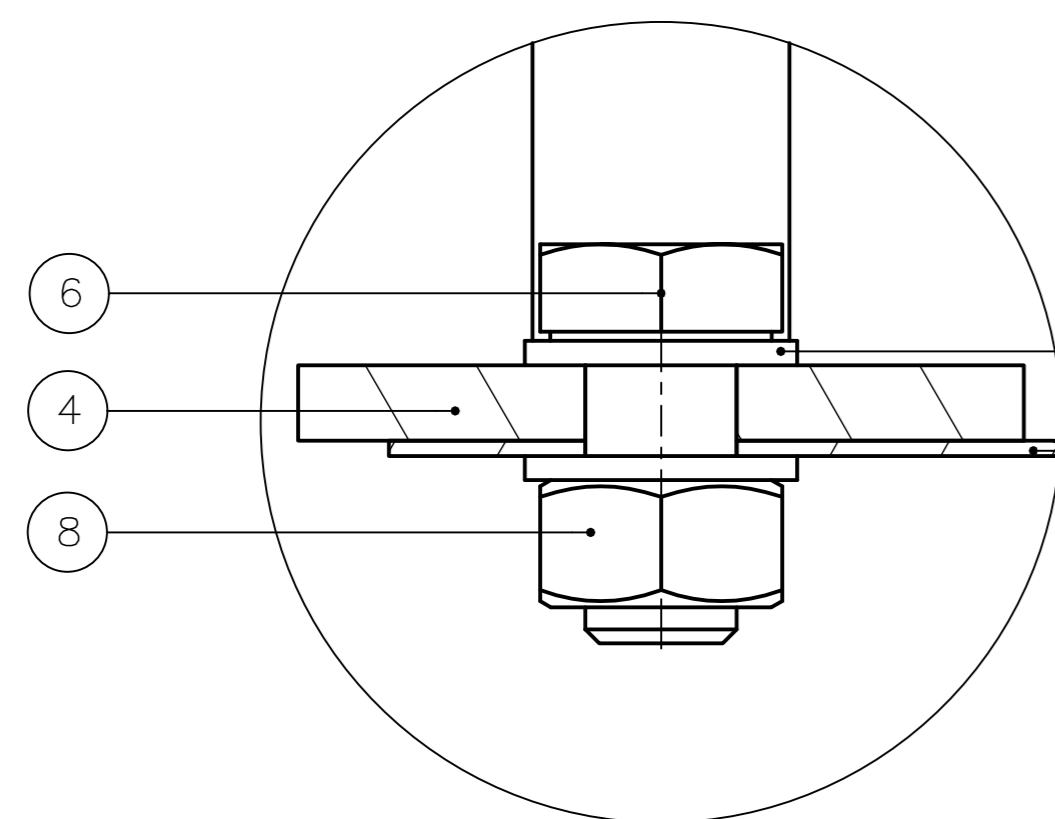
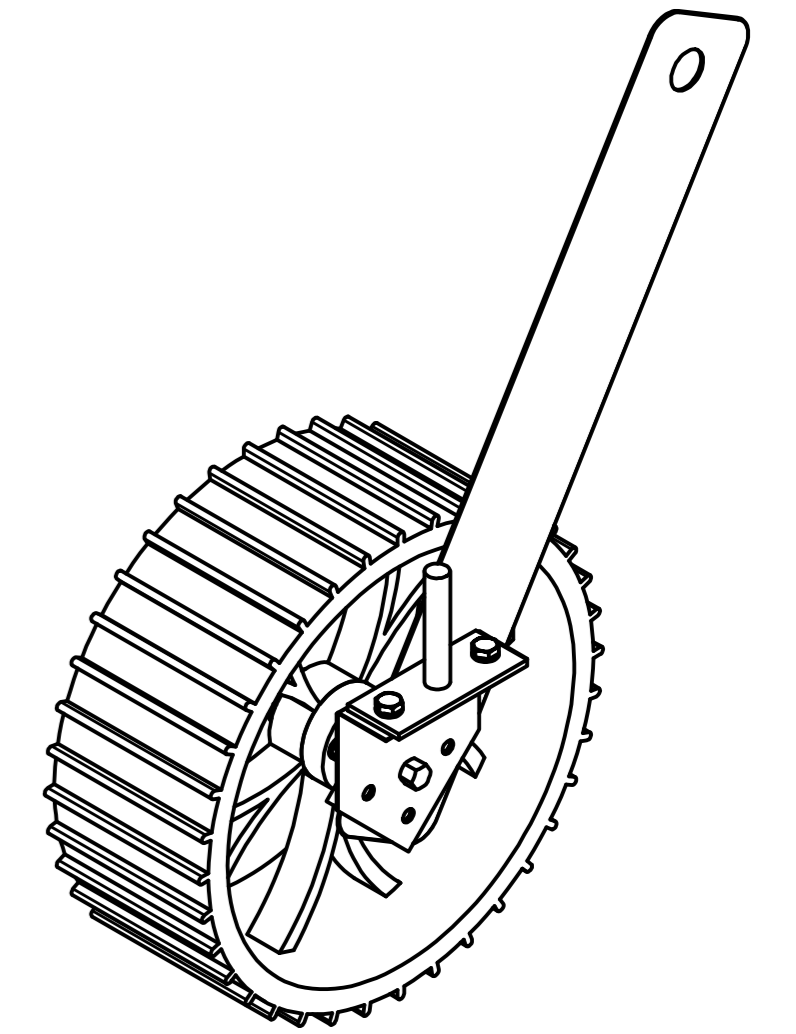
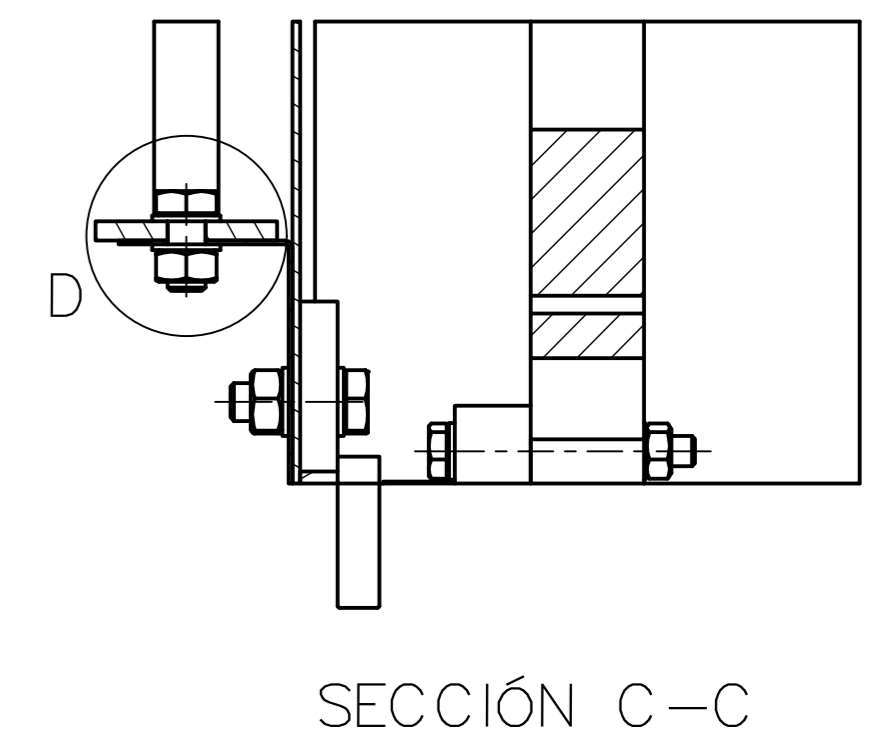
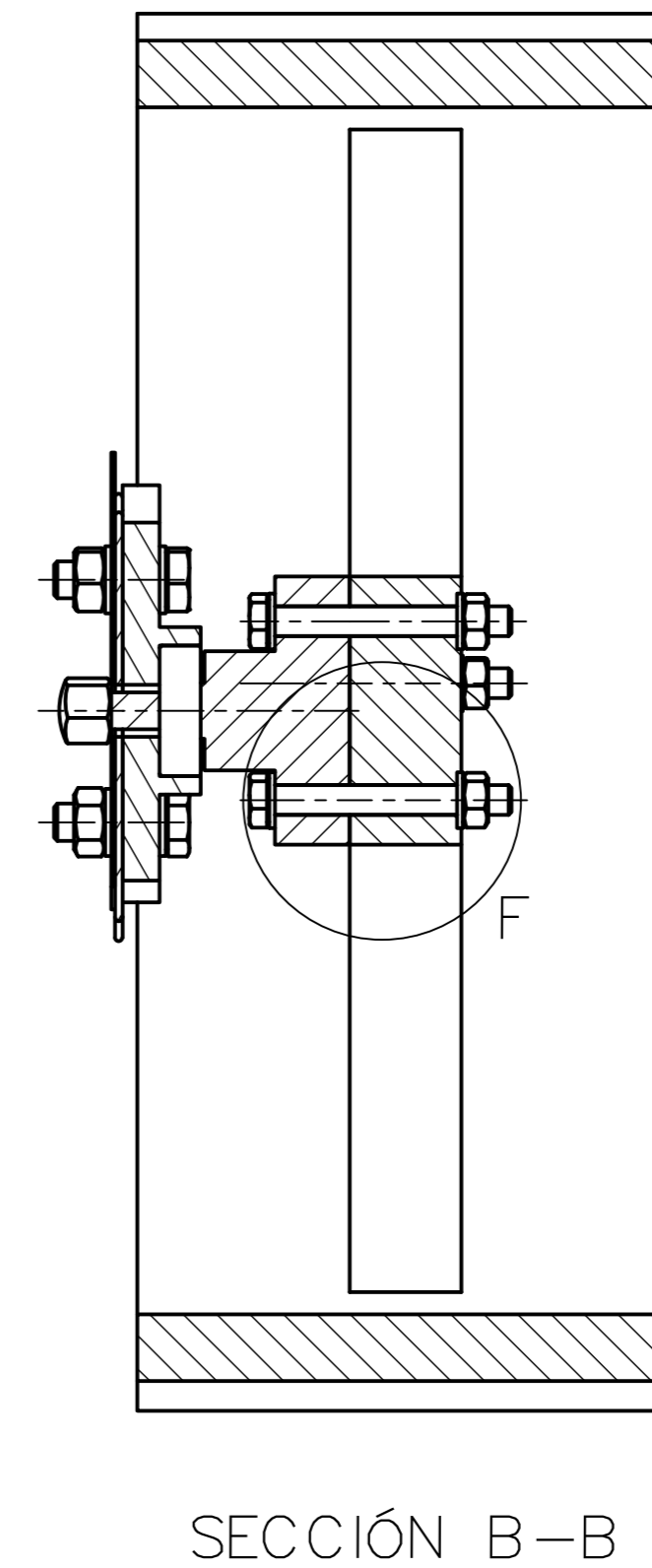
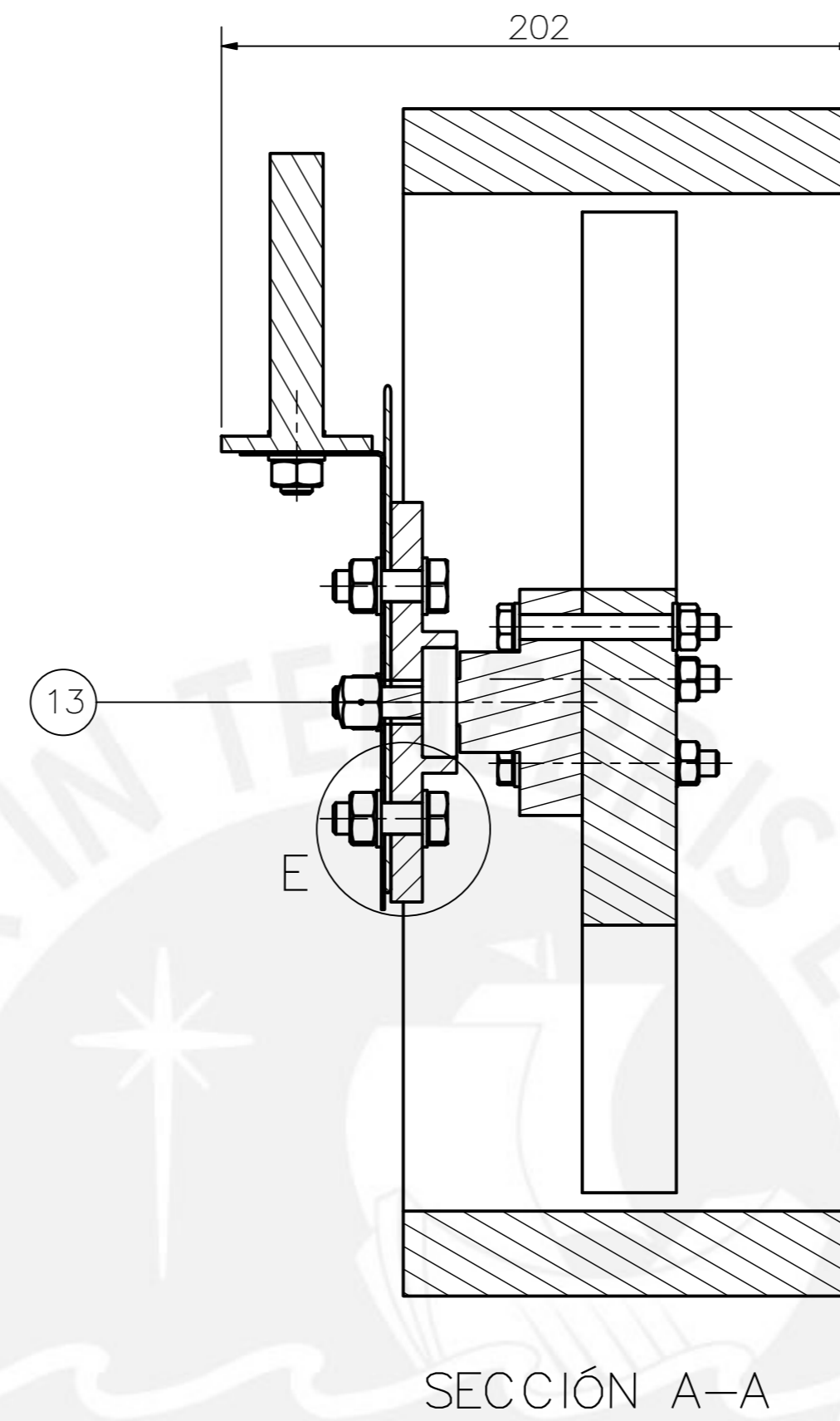
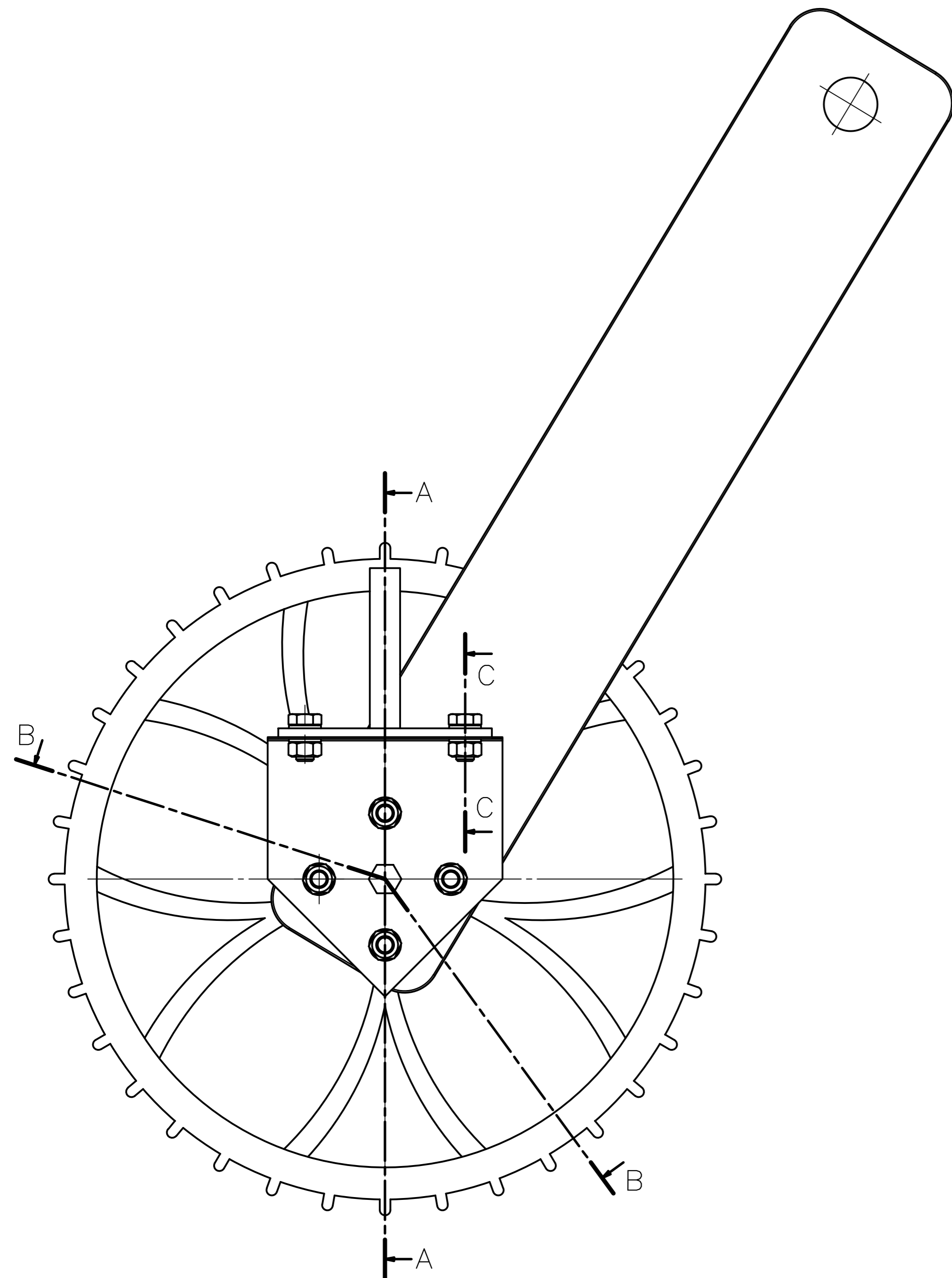


SECCIÓN B-B
ESCALA 1 : 2

TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168								
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400	Más de 400 hasta 1000	Más de 1000 hasta 2000	Más de 2000 hasta 4000
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±0,8	±1,2	±3

COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA

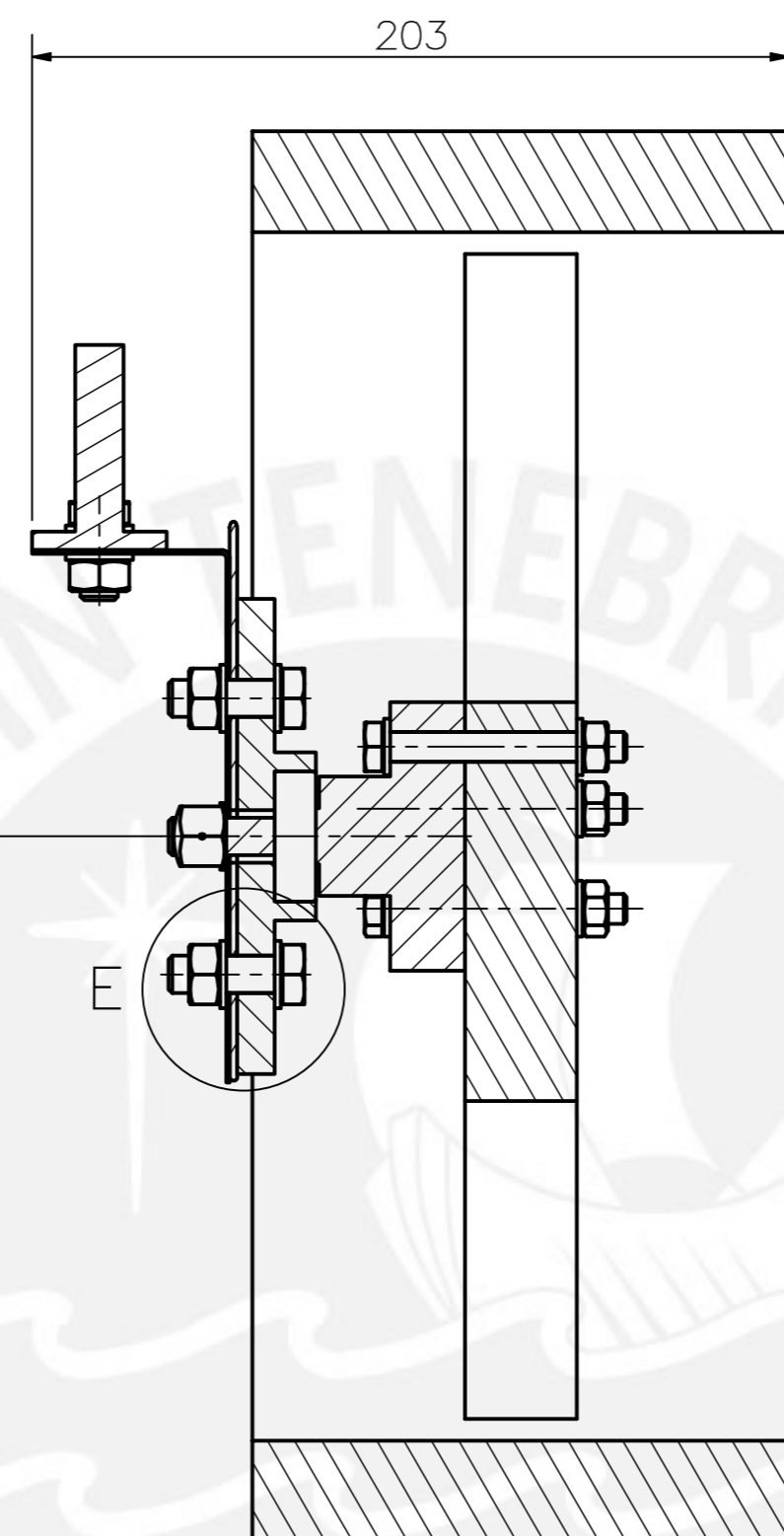
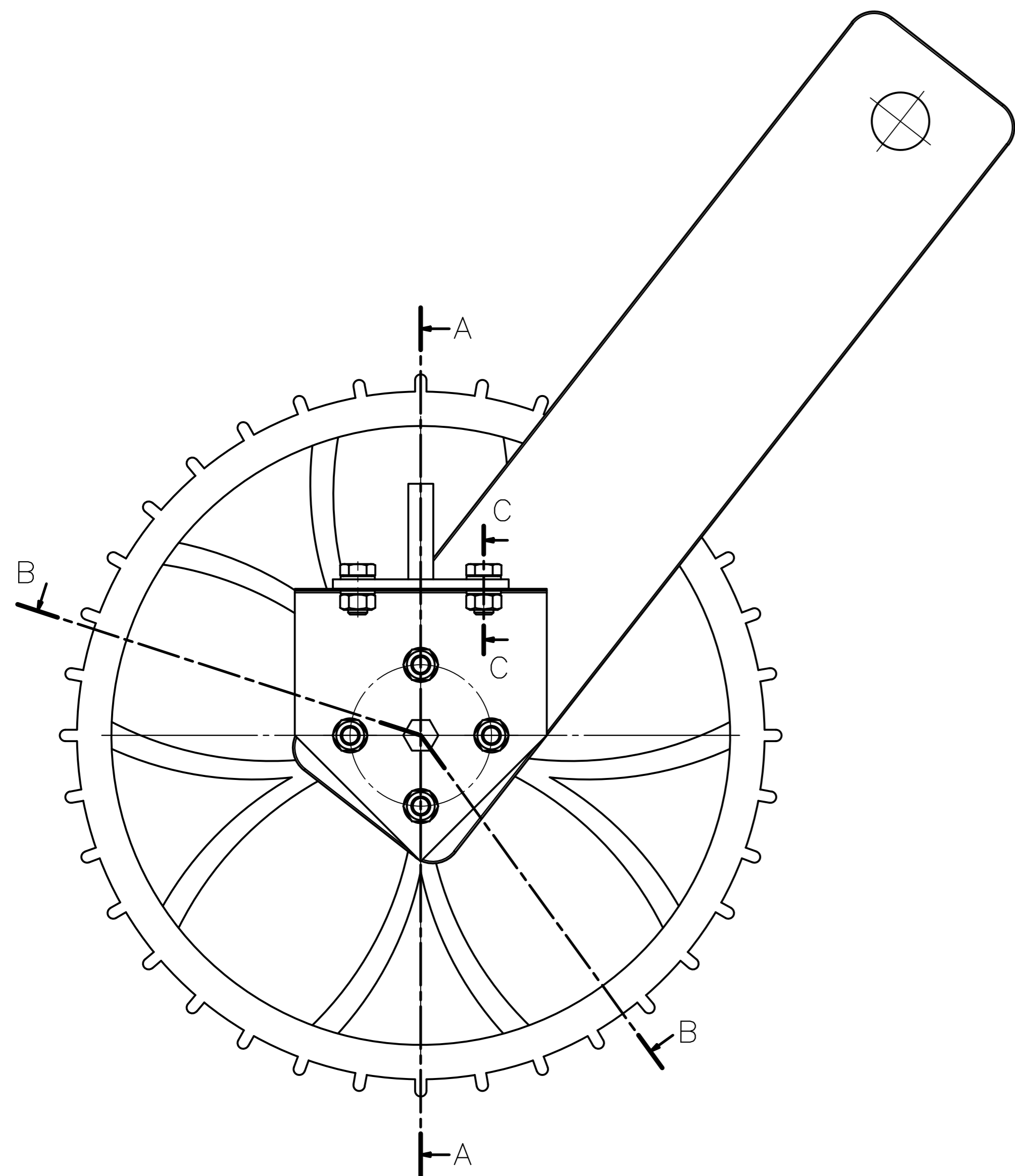
ACABADO SUPERFICIAL ✓	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 - MEDIO	MATERIAL AA 6061-T6
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA - SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA		
MÉTODO DE PROYECCIÓN ⊕	TRABAJO DE FIN DE CARRERA PERFIL C CS 3x1.60 IZQUIERDO	ESCALA 1:5
20092070	DENEGRI MASTA, ITALO	FECHA: 2019,11,26
		LÁMINA: A1-02



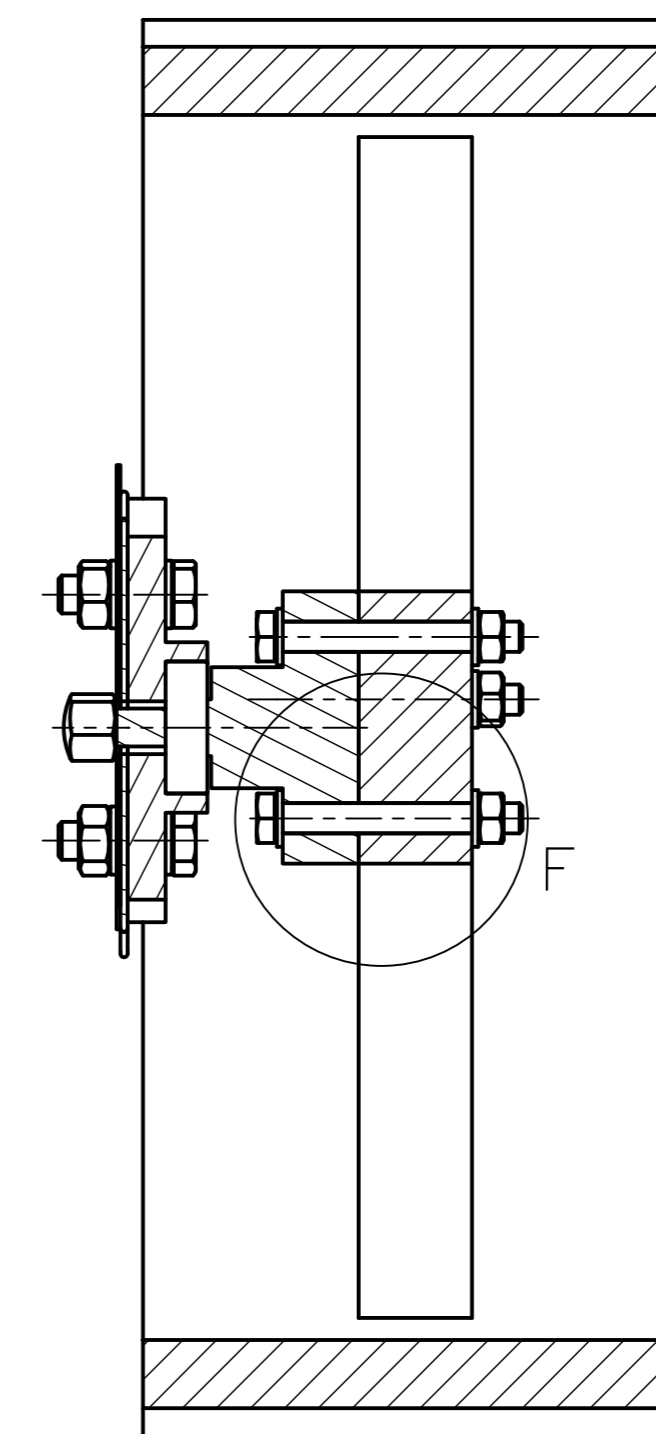
TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168						
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,3 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400	Más de 400 hasta 1000
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±0,8

POS.	CANT.	DESCRIPCIÓN	NORMA	MATERIAL	OBSERVACIONES
13	1	TUERCA HEXAGONAL CIEGA M10	DIN 917	A2	
12	5	TUERCA HEXAGONAL M8	ISO 4032	8	
11	10	ARANDELA A8	ISO 7092	St	
10	5	TORNILLO HEXAGONAL M8x65	ISO 4017	8.8	
9	4	TORNILLO HEXAGONAL M10x30	ISO 4017	8.8	
8	6	TUERCA HEXAGONAL M10	ISO 4032	8	
7	12	ARANDELA A10	ISO 7092	St	
6	2	TORNILLO HEXAGONAL M10x20	ISO 4017	8.8	
5	1	RUEDA		AA 8061-T6	A2-01
4	1	PIEZA GUIA TIPO 2		Ti6Al4v	A4-18
3	1	BRAZO POSTERIOR		Ti6Al4v	A4-10
2	1	SOPORTE PARA RESORTE TIPO 1		Ti6Al4v	A4-29
1	1	SISTEMA PARA RODAMIENTO DE AROS			A3-11

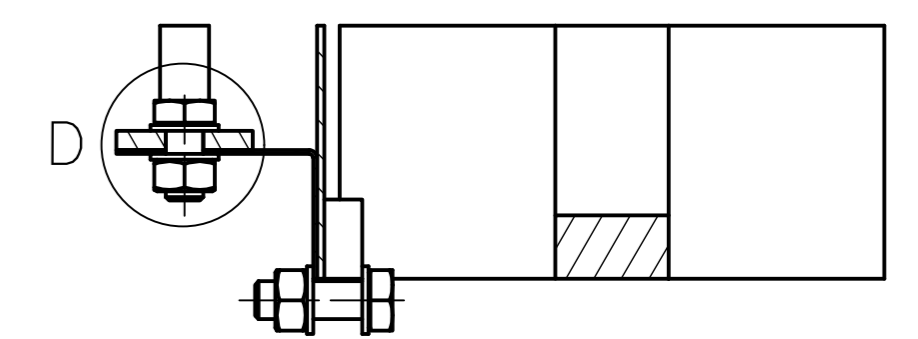
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA - SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA		
MÉTODO DE PROYECCIÓN	TRABAJO DE FIN DE CARRERA	ESCALA
	SISTEMA PARA AROS POSTERIORES	1:2
20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.12.06
		LÁMINA: A1-03



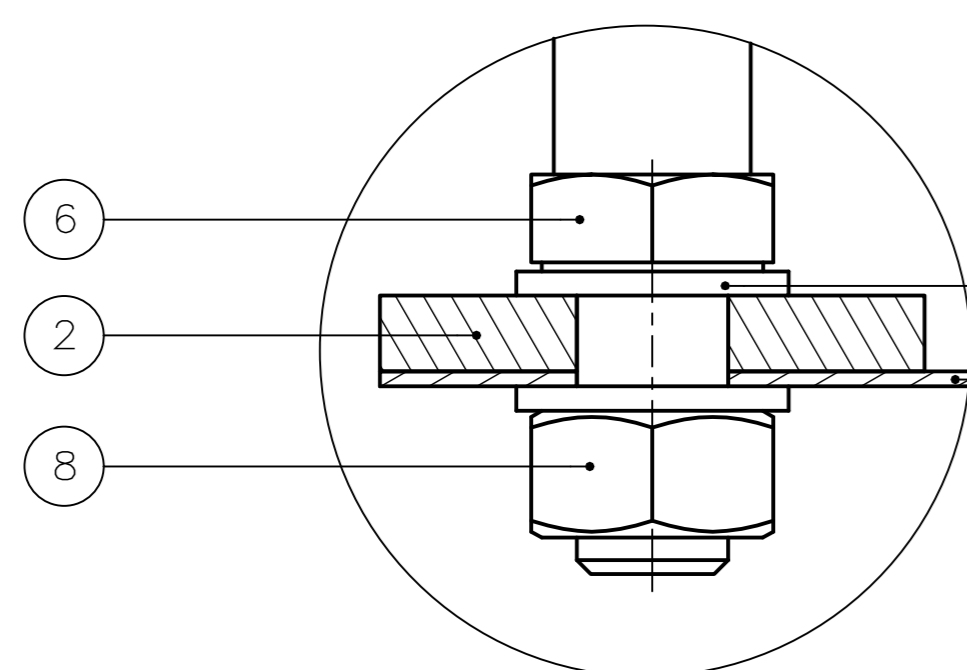
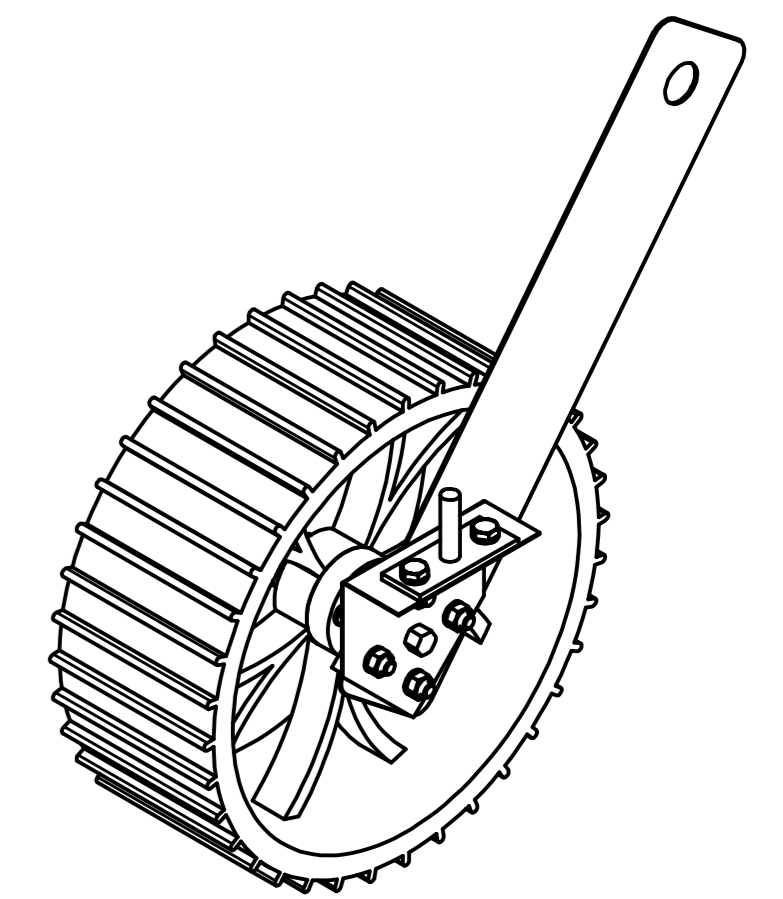
SECCIÓN A-A



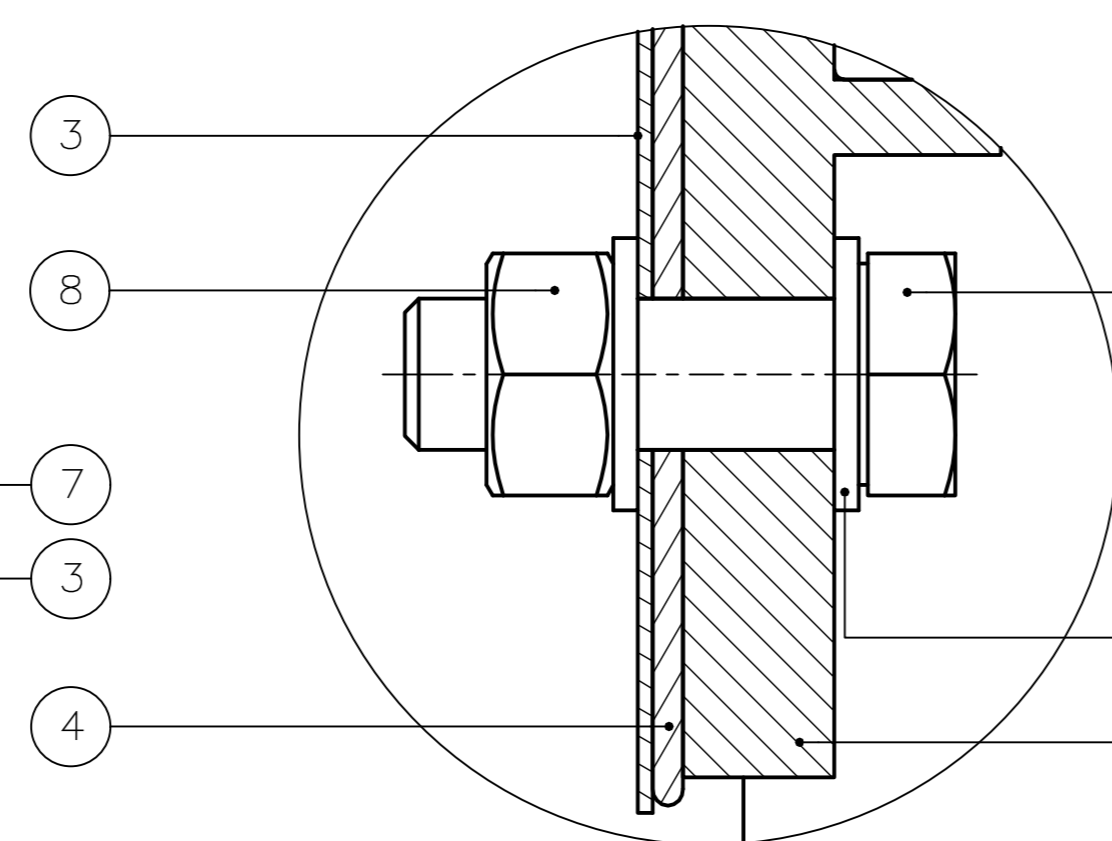
SECCIÓN B-B



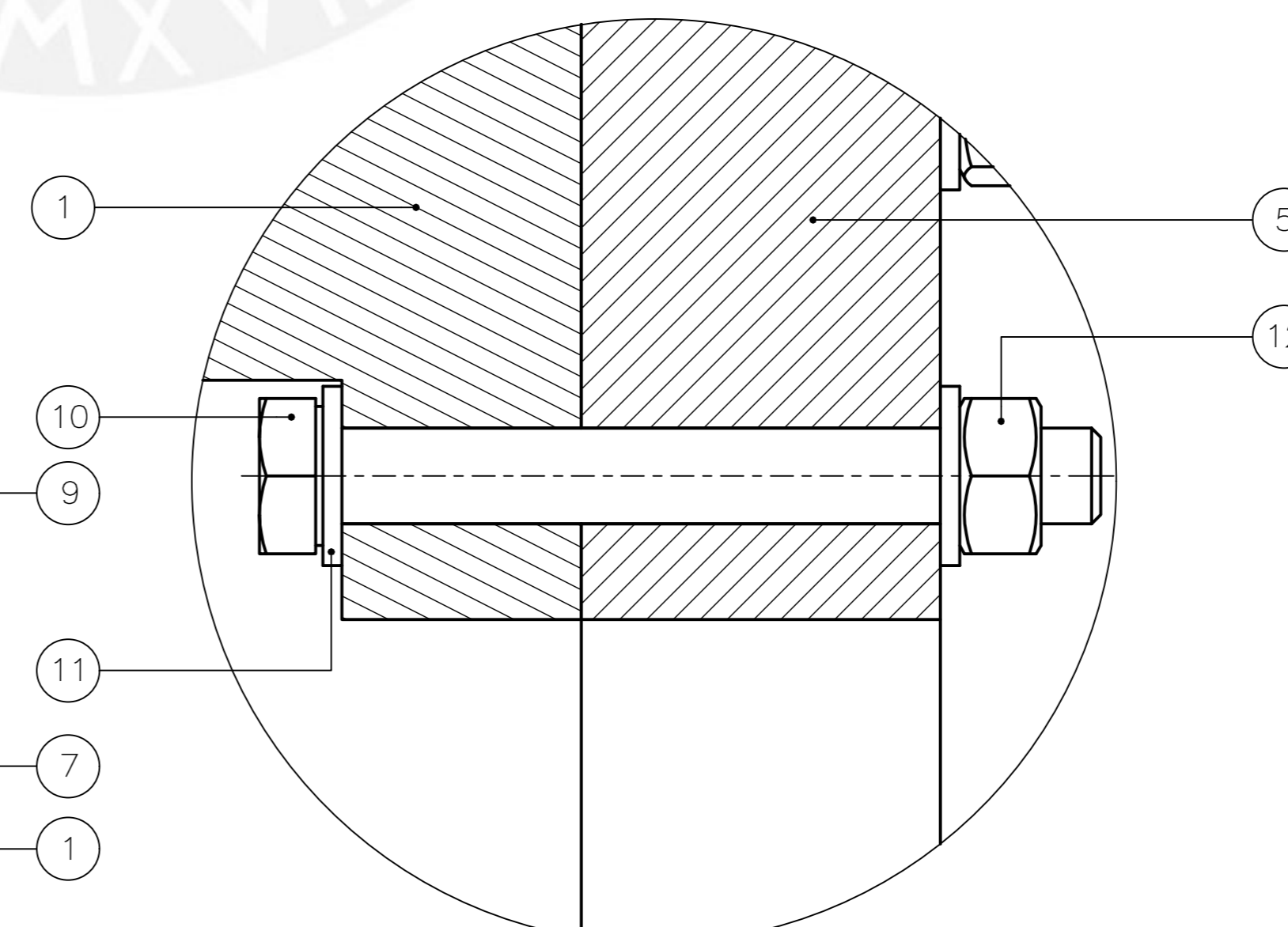
SECCIÓN C-C



DETALLE D
ESCALA 2 : 1



DETALLE E
ESCALA 2 : 1

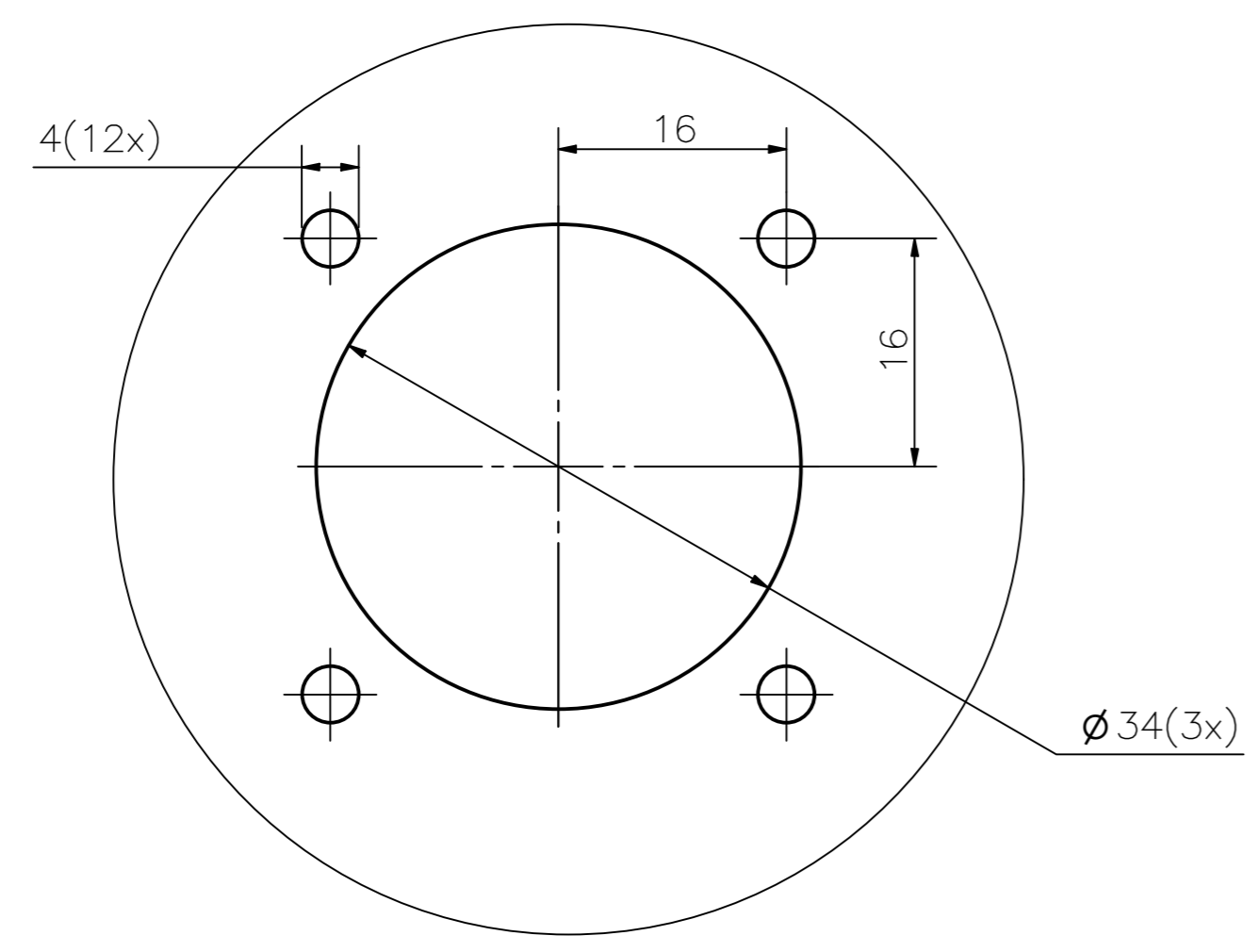
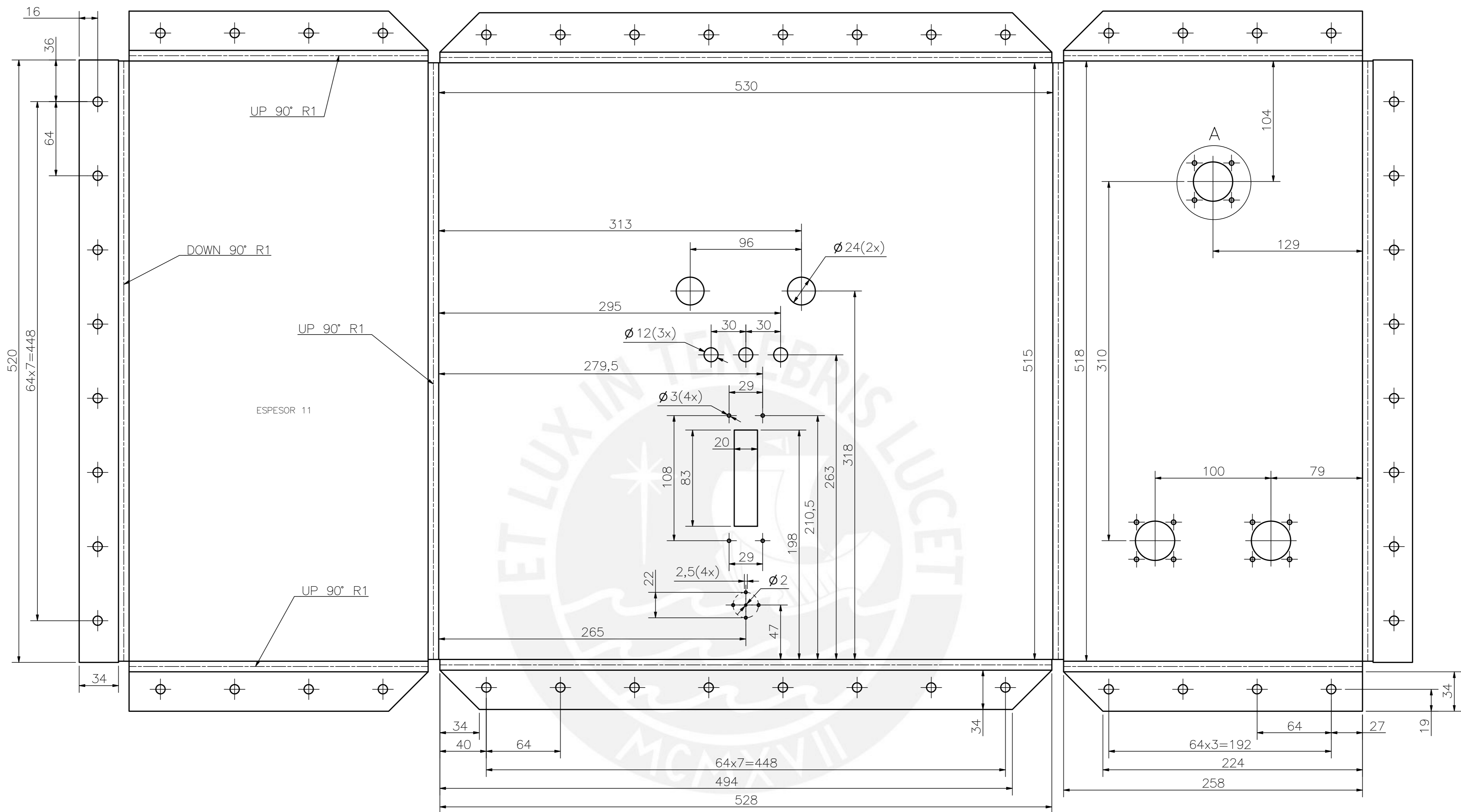


DETALLE F
ESCALA 2 : 1

TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168						
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,3 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400	Más de 400 hasta 1000
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±0,8

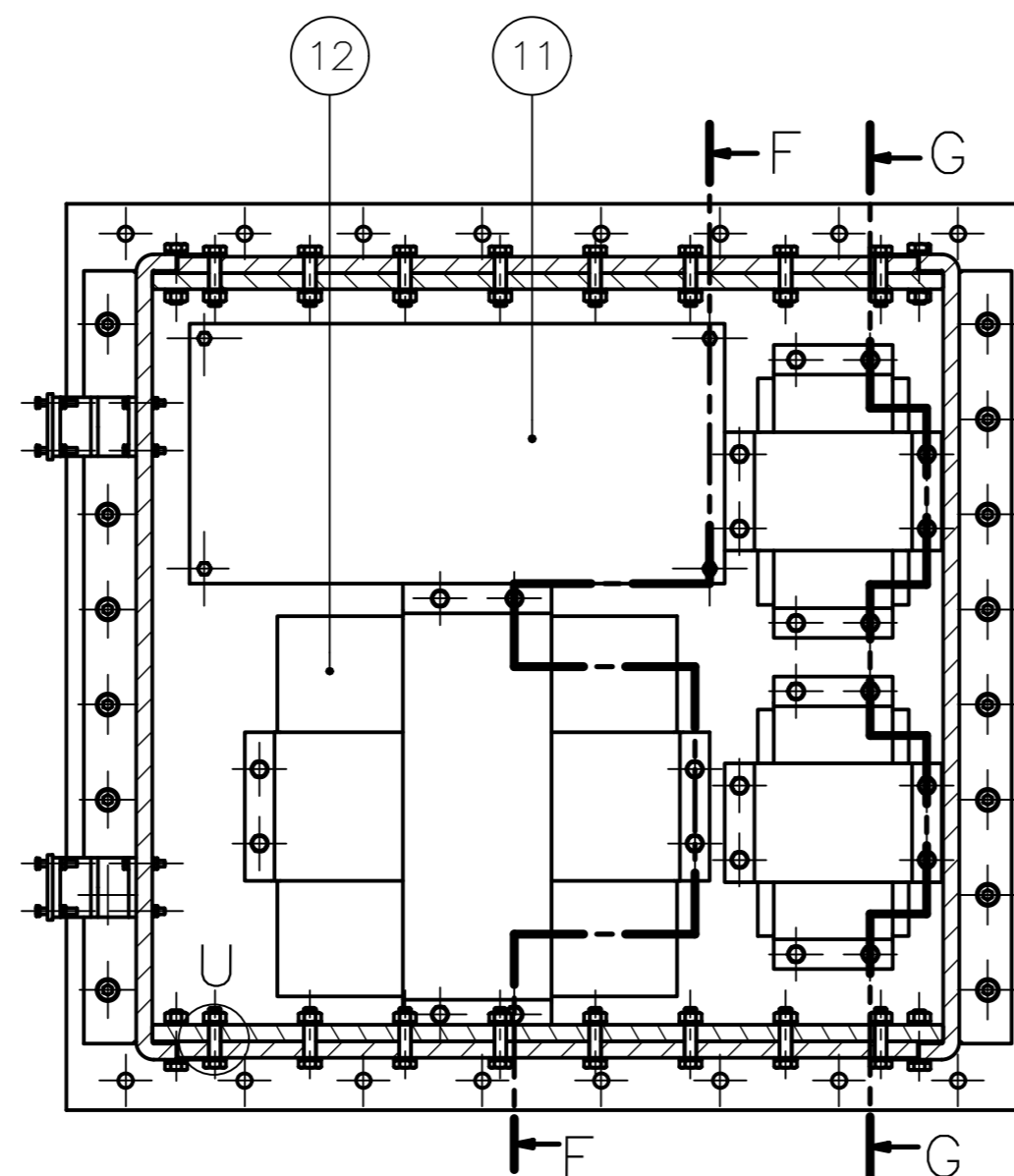
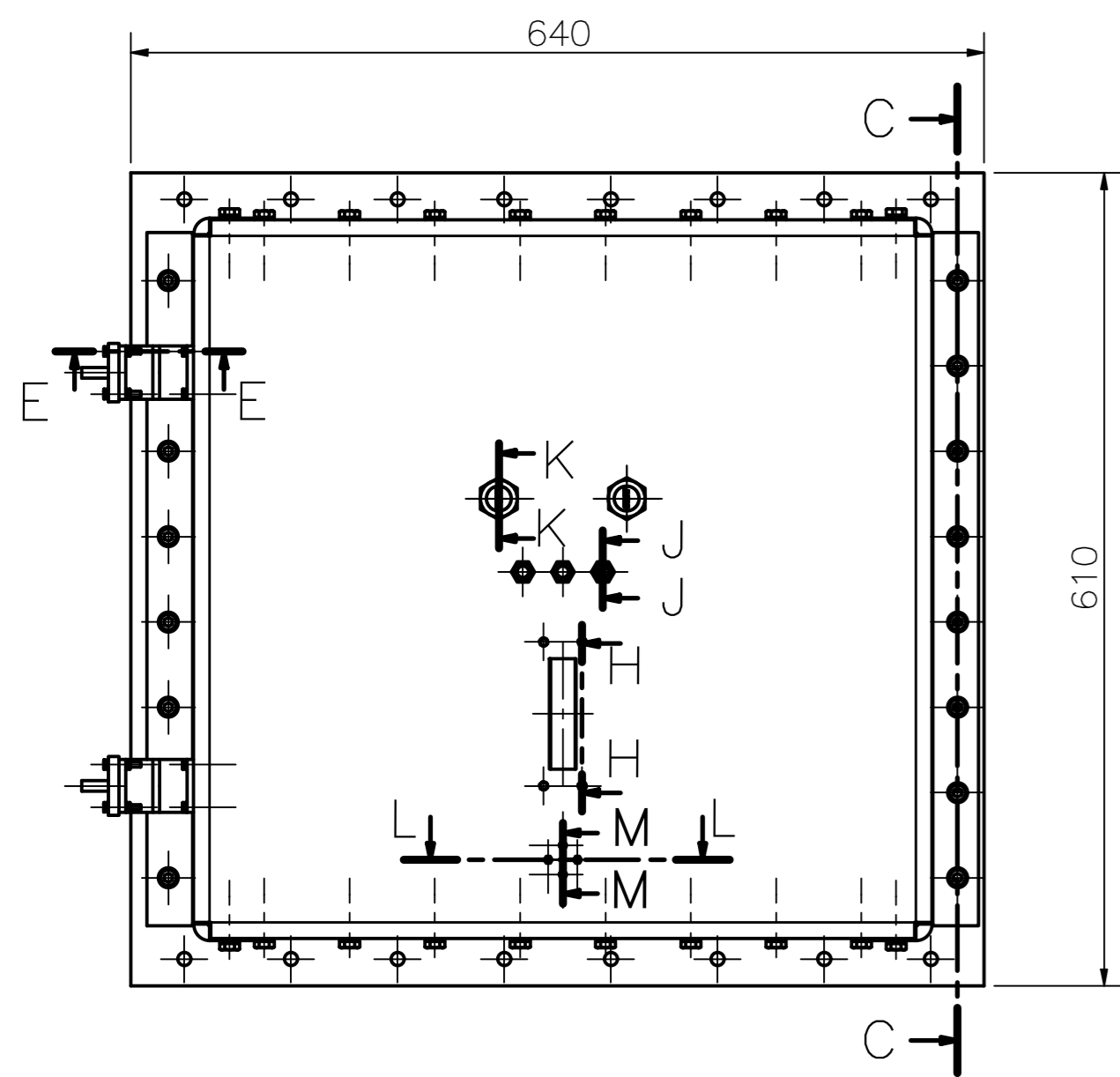
13	1	TUERCA HEXAGONAL CIEGA M10	DIN 917	A2	
12	5	TUERCA HEXAGONAL M8	ISO 4032	8	
11	10	ARANDELA A8	ISO 7092	St	
10	5	TORNILLO HEXAGONAL M8x65	ISO 4017	8.8	
9	4	TORNILLO HEXAGONAL M10x30	ISO 4017	8.8	
8	6	TUERCA HEXAGONAL M10	ISO 4032	8	
7	12	ARANDELA A10	ISO 7092	St	
6	2	TORNILLO HEXAGONAL M10x20	ISO 4017	8.8	
5	2	RUEDA	AA 8061-T6	A2-01	
4	1	BRAZO DELANTERO	Ti6Al4V	A4-11	
3	1	SOPORTE PARA RESORTE TIPO 2	Ti6Al4V	A4-30	
2	1	PIEZA GUIA TIPO 1	Ti6Al4V	A4-17	
1	1	SISTEMA PARA RODAMIENTO DE AROS		A3-11	
POS. CANT.		DESCRIPCIÓN	NORMA	MATERIAL	OBSERVACIONES

PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA - SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA		
MÉTODO DE PROYECCIÓN	TRABAJO DE FIN DE CARRERA	ESCALA
	SISTEMA PARA AROS DELANTEROS	1:2
20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.12.07
		LÁMINA: A1-04

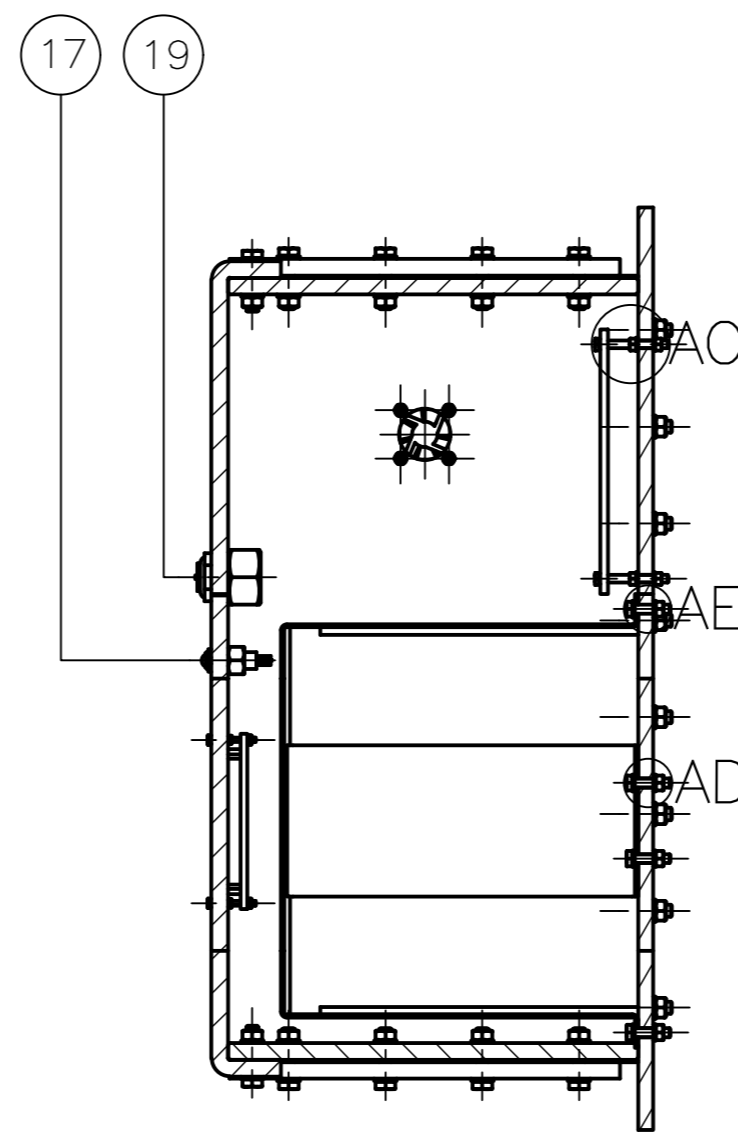


TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168							
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400	Más de 400 hasta 1000	Más de 1000 hasta 2000
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±0,8	±1,2

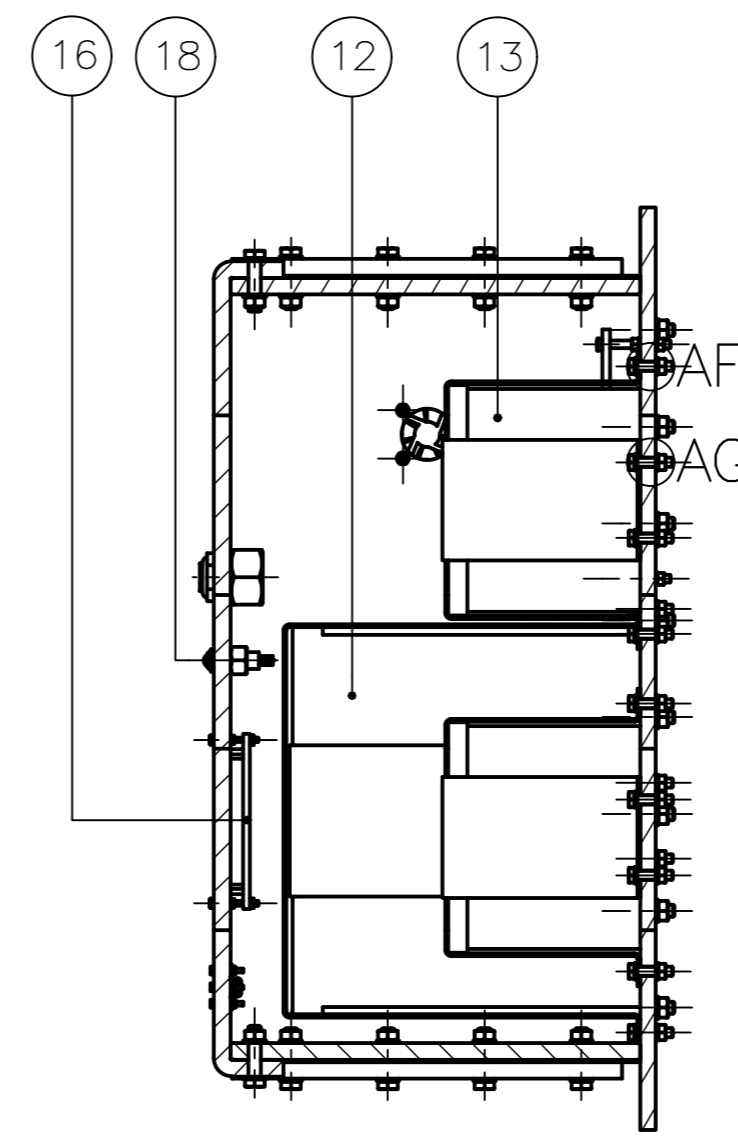
ACABADO SUPERFICIAL ✓	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 - MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA - SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA		
MÉTODO DE PROYECCIÓN ⊕	TRABAJO DE FIN DE CARRERA PLANCHA SUPERIOR PARA CAJA	ESCALA 1:2
20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.11.21
COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA
		LÁMINA: A1-05



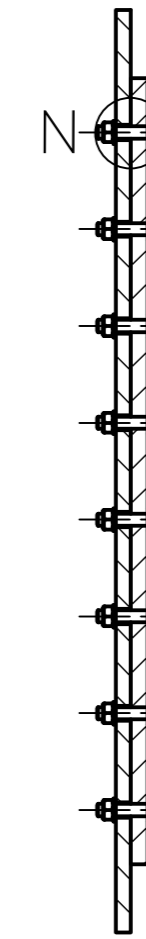
SECCIÓN A-A



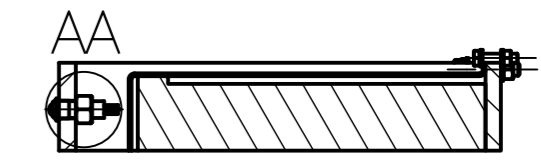
SECCIÓN F-F



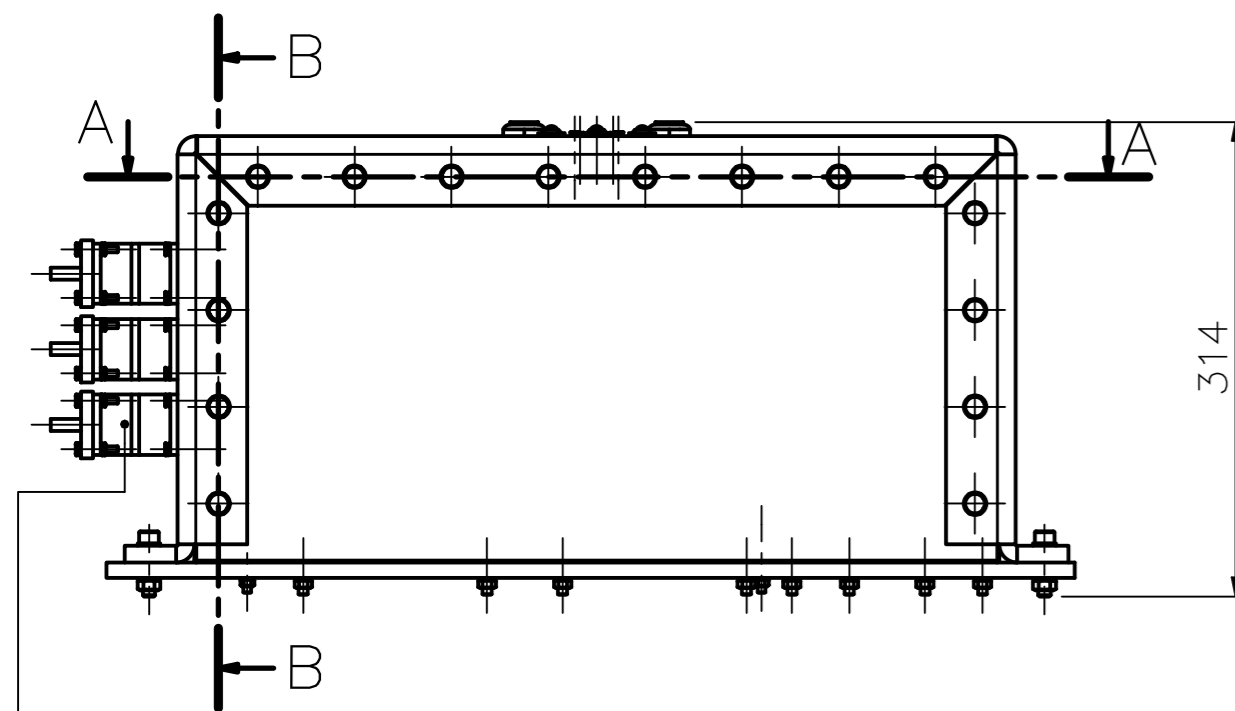
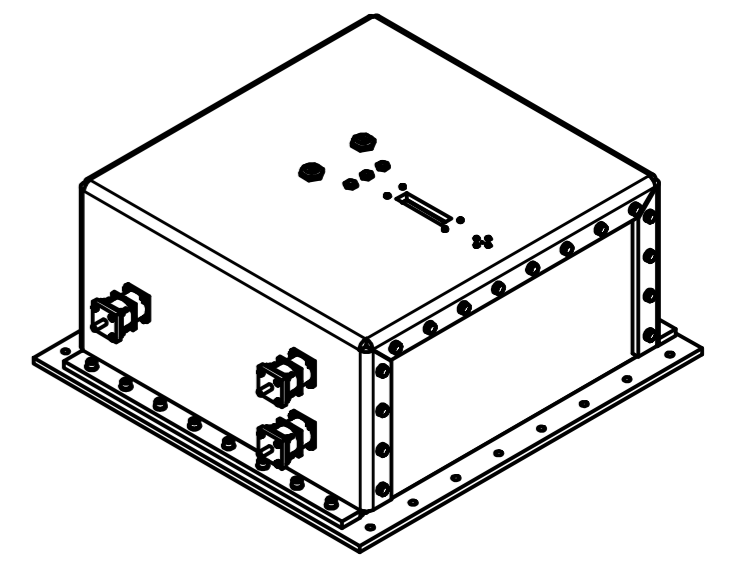
SECCIÓN G-G



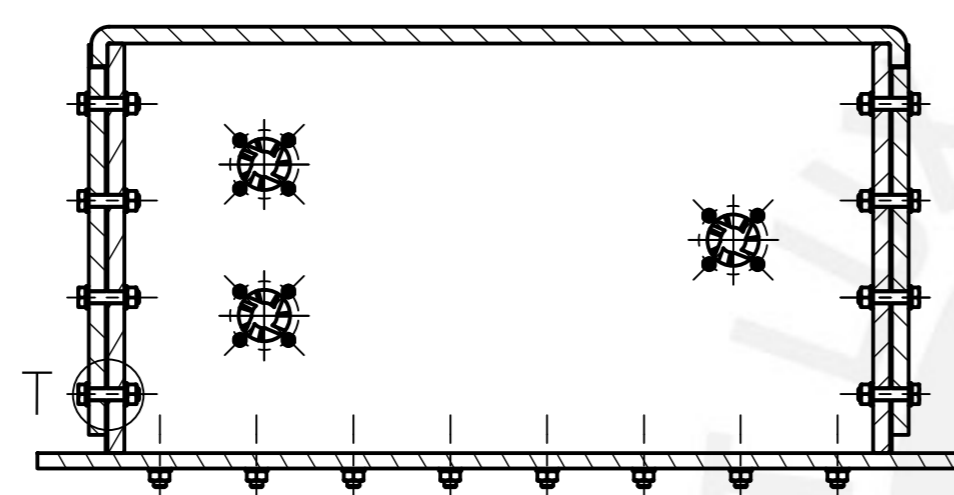
SECCIÓN C-C



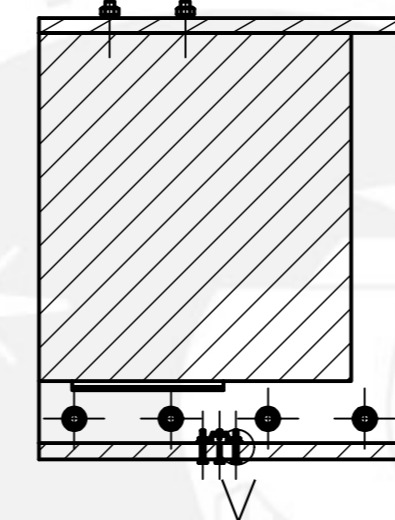
SECCIÓN J-J



SECCIÓN B-B



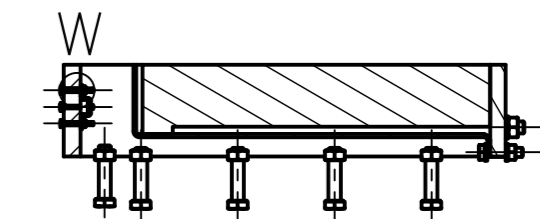
SECCIÓN L-L



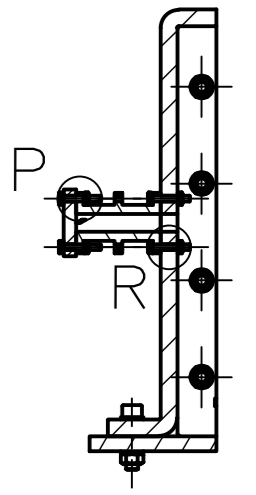
SECCIÓN H-H



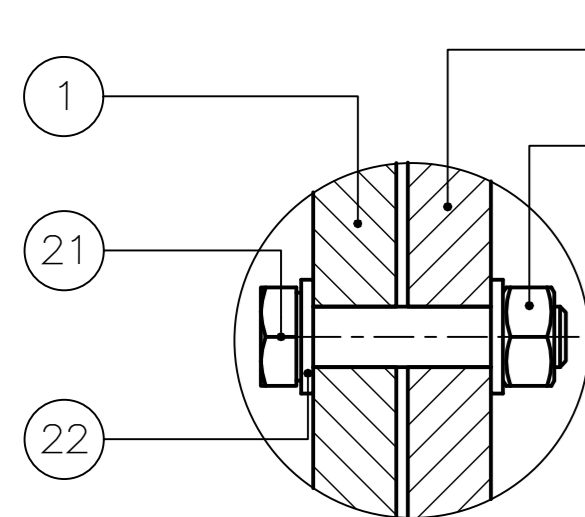
SECCIÓN K-K



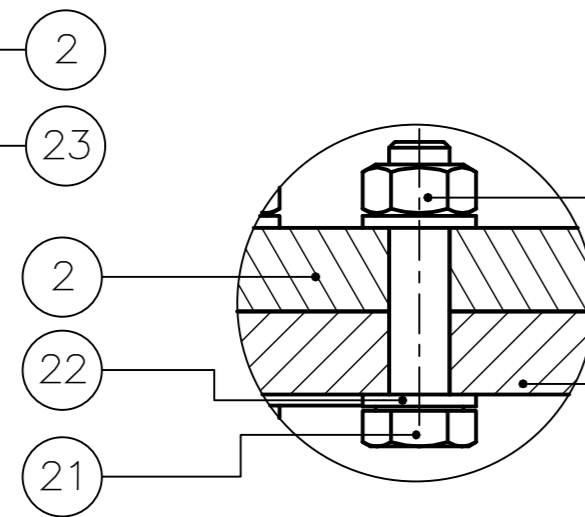
SECCIÓN M-M



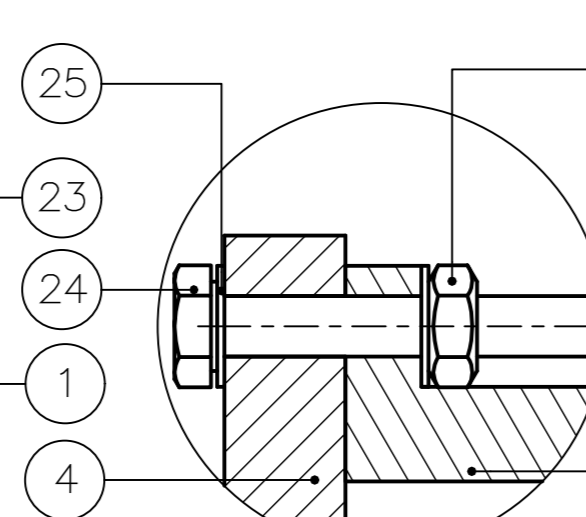
SECCIÓN E-E



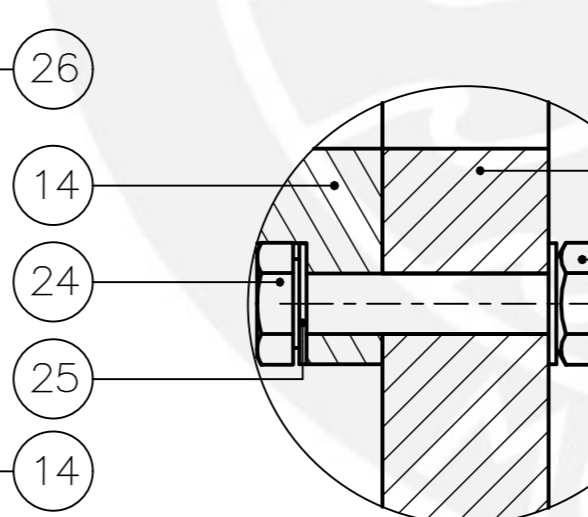
DETALLE T
ESCALA 1:1



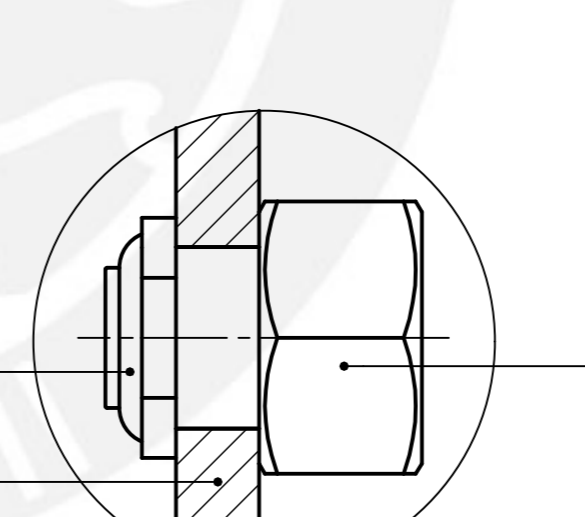
DETALLE U
ESCALA 1:1



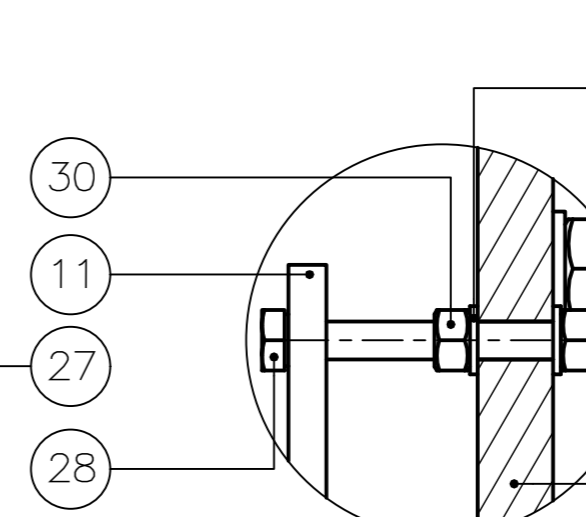
DETALLE P
ESCALA 2:1



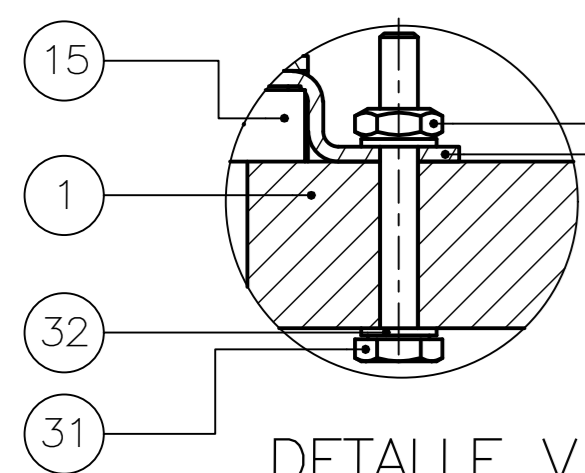
DETALLE R
ESCALA 2:1



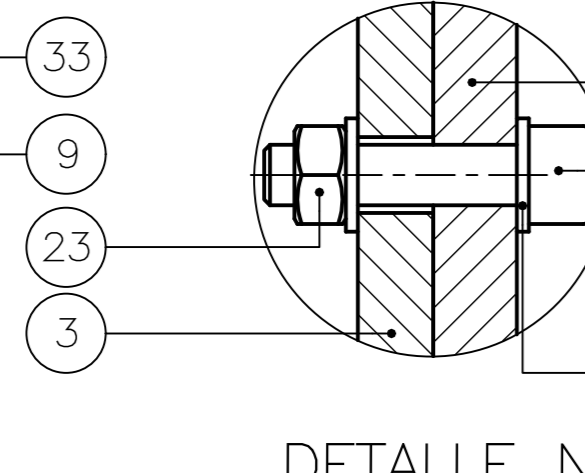
DETALLE AB
ESCALA 1:1



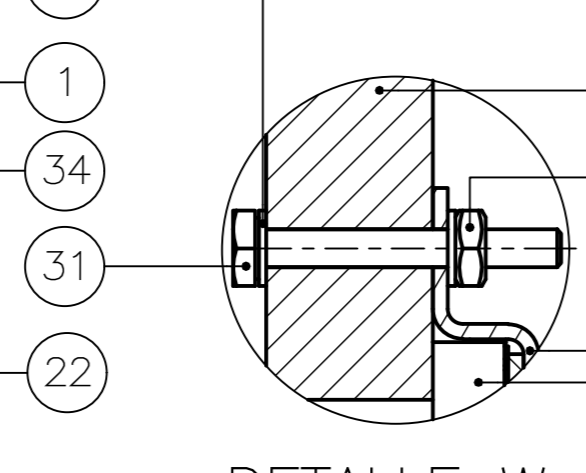
DETALLE AC
ESCALA 1:1



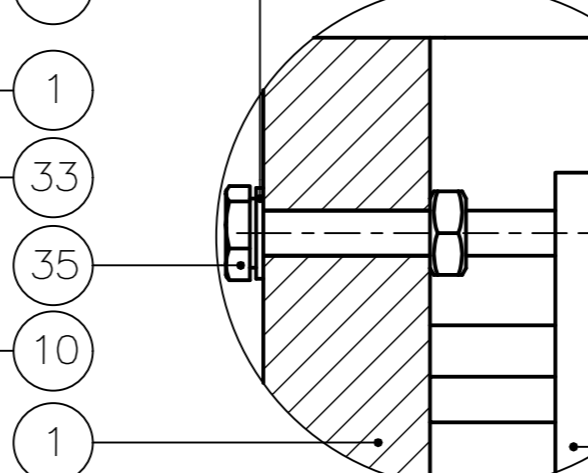
DETALLE V
ESCALA 2:1



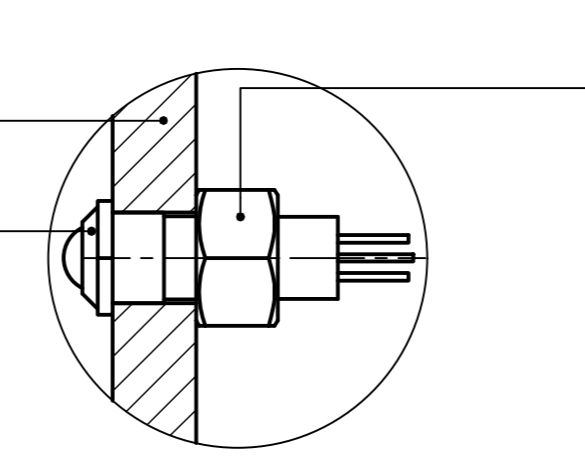
DETALLE N
ESCALA 1:1



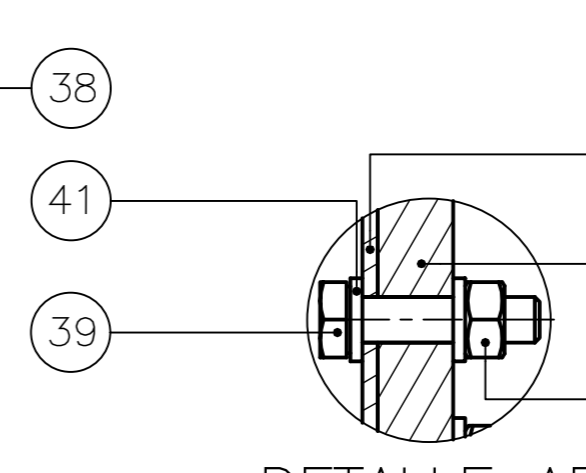
DETALLE W
ESCALA 2:1



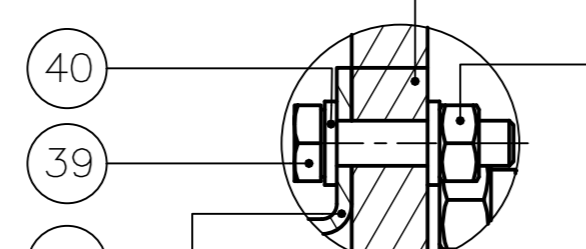
DETALLE Y
ESCALA 2:1



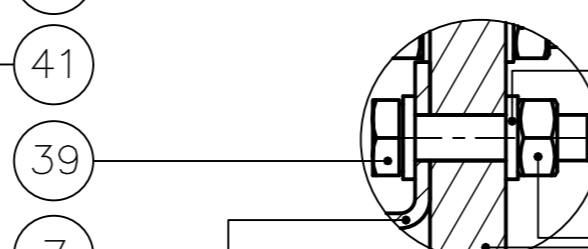
DETALLE AA
ESCALA 1:1



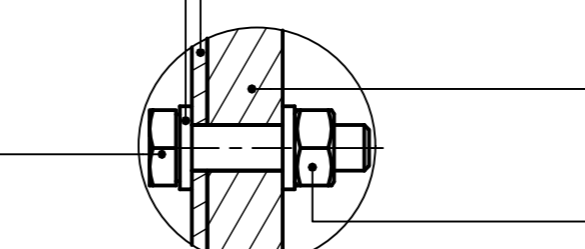
DETALLE AD
ESCALA 1:1



DETALLE AE
ESCALA 1:1



DETALLE AF
ESCALA 1:1

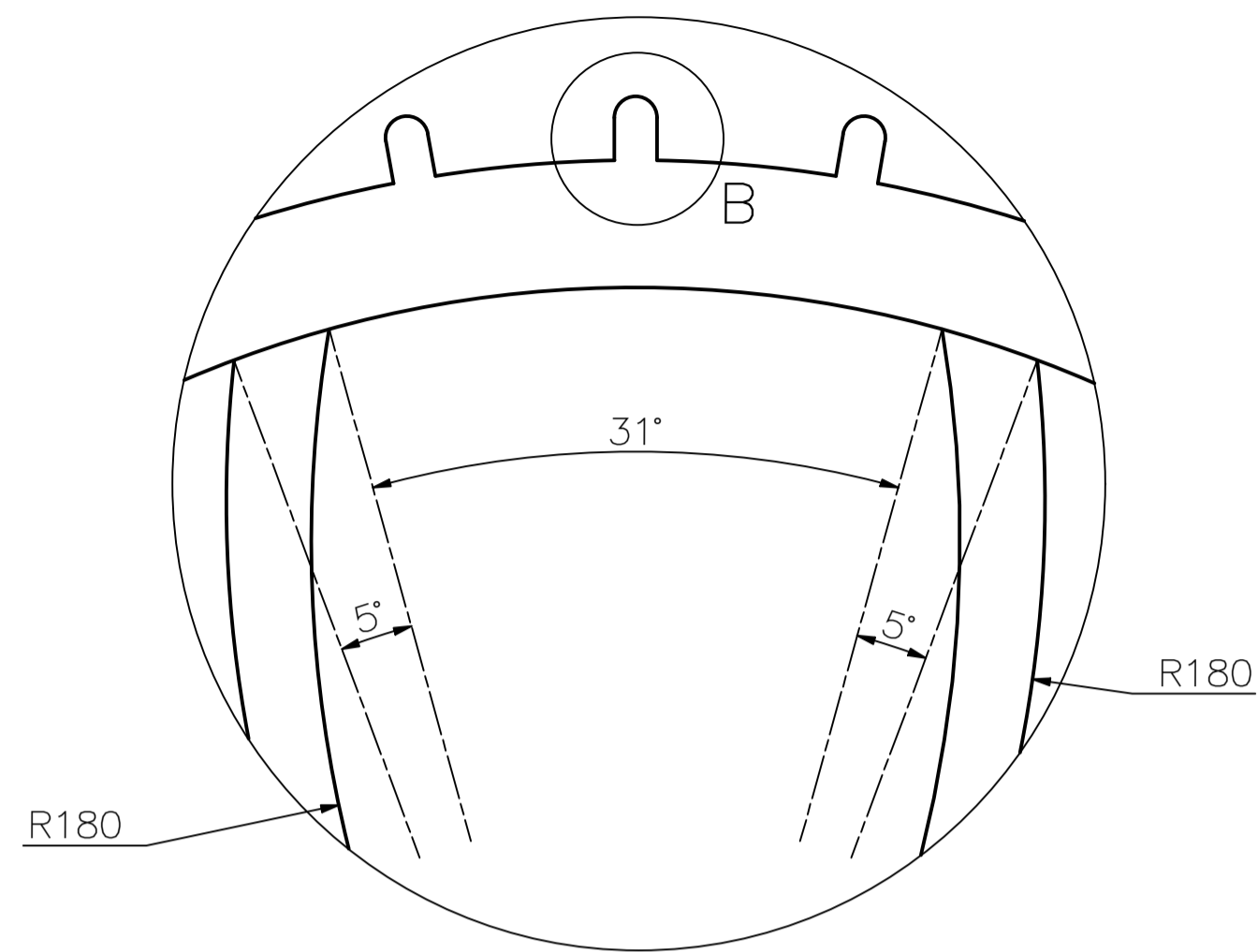


DETALLE AG
ESCALA 1:1

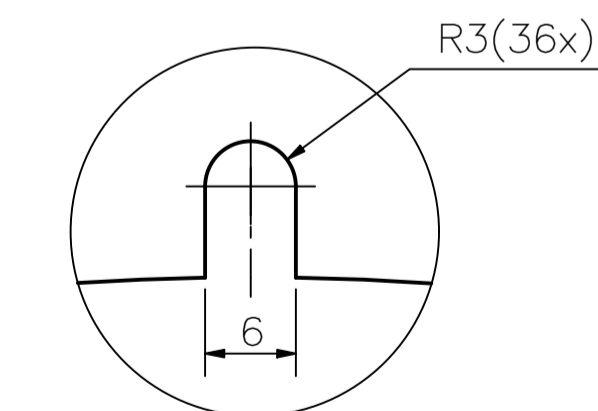
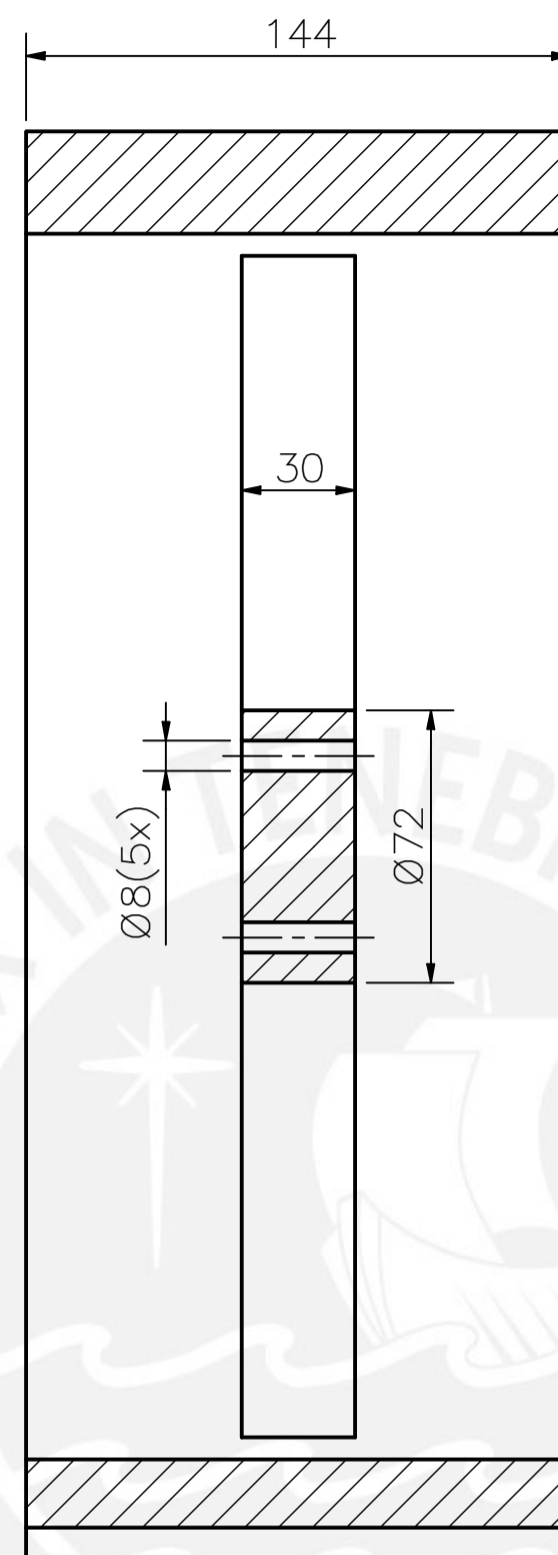
TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168						
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400	Más de 400 hasta 1000
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±0,8

41	24	TUERCA HEXAGONAL M6	ISO 4032	8	
40	48	ARANDELA A6	ISO 7092	St	
39	24	TORNILLO HEXAGONAL ROSCA PARCIAL M6x25	ISO 4017	8,8	
38	3	TUERCA HEXAGONAL M12	ISO 4032	8	
37	8	TUERCA HEXAGONAL M3	ISO 4032	8	
36	8	ARANDELA A3	ISO 7092	St	
35	4	TORNILLO HEXAGONAL M3x30	ISO 4017	8,8	
34	16	TORNILLO ALLEN M8x35	ISO 4762	10,9	
33	4	TUERCA HEXAGONAL M2,5	ISO 4032	8	
32	8	ARANDELA A2,5	ISO 7092	St	
31	4	TORNILLO HEXAGONAL M2,5x20	ISO 4017	A2	
30	4	TUERCA HEXAGONAL M5	ISO 4032	8	
29	8	ARANDELA A5	ISO 7092	St	
28	4	TORNILLO HEXAGONAL M5x45	ISO 4017	8,8	
27	3	TUERCA HEXAGONAL M24	ISO 4032	8	
26	24	TUERCA HEXAGONAL M4	ISO 4032	8	
25	48	ARANDELA A4	ISO 7092	St	
24	24	TORNILLO HEXAGONAL ROSCA PARCIAL M4x25	ISO 4014	8,8	
23	48	TUERCA HEXAGONAL M8	ISO 4032	8	
22	96	ARANDELA A8	ISO 7092	St	
21	32	TORNILLO HEXAGONAL M6x35	ISO 4017	8,8	
20	1	BOTON ON/OFF			APEM Inc.
19	1	BOTON START			APEM Inc.
18	1	DIODO LED ROJO			APEM Inc.
17	2	DIODO LED VERDE			APEM Inc.
16	1	DISPLAY LCD			Lumex
15	1	BUZZER MAGNETICO			CUI Devices
14	3	VENTILADOR 12VDC			Sonyo Denki
13	2	CALENTADOR ELECTRICO 12V			DC Thermal
12	1	BATERIA XCELION 56V-P			Soft
11	1	PCB			
10	1	SOPORTE PARA BUZZER TIPO 2	Ti6Al4V	A4-33	
9	1	SOPORTE PARA BUZZER TIPO 1	Ti6Al4V	A4-32	
8	2	SOPORTE PARA CALENTADOR TIPO 2	Ti6Al4V	A4-28	
7	2	SOPORTE PARA CALENTADOR TIPO 1	Ti6Al4V	A4-27	
6	1	SOPORTE PARA BATERIA TIPO 2	Ti6Al4V	A3-06	
5	1	SOPORTE PARA BATERIA TIPO 1	Ti6Al4V	A3-05	
4	3	ACOPLE DE MANGUERA PARA VENTILADOR	Ti6Al4V	A4-02	
3	1	PLANCHASOPORTE PARA CAJA	Ti6Al4V	A2-02	
2	2	PLANCHALATERAL PARA CAJA	Ti6Al4V	A4-25	
1	1	PLANCHASUPERIOR PARA CAJA	Ti6Al4V	A1-05	
POS. CANT.		DESCRIPCIÓN	NORMA	MATERIAL	OBSERVACIONES

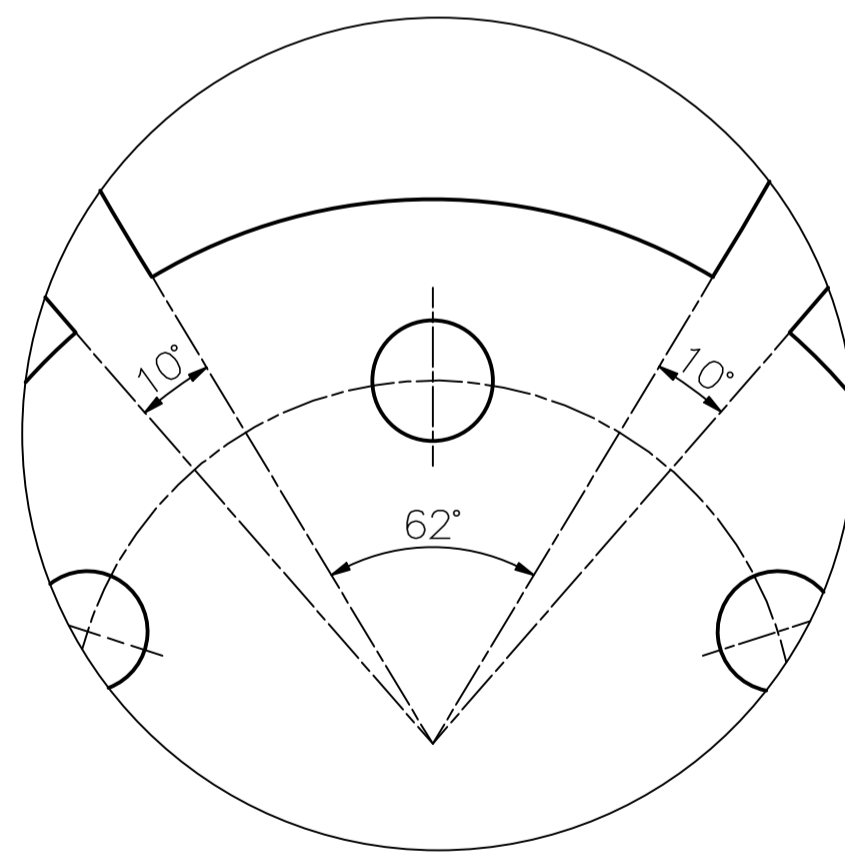
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA - SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA		
MÉTODO DE PROYECCIÓN	TRABAJO DE FIN DE CARRERA	ESCALA
	SISTEMA PARA CAJA ELECTRICA	1:5
20092070	DENEGRI MASTA, ITALO	FECHA: 2019.12.09
		LÁMINA: A1-06



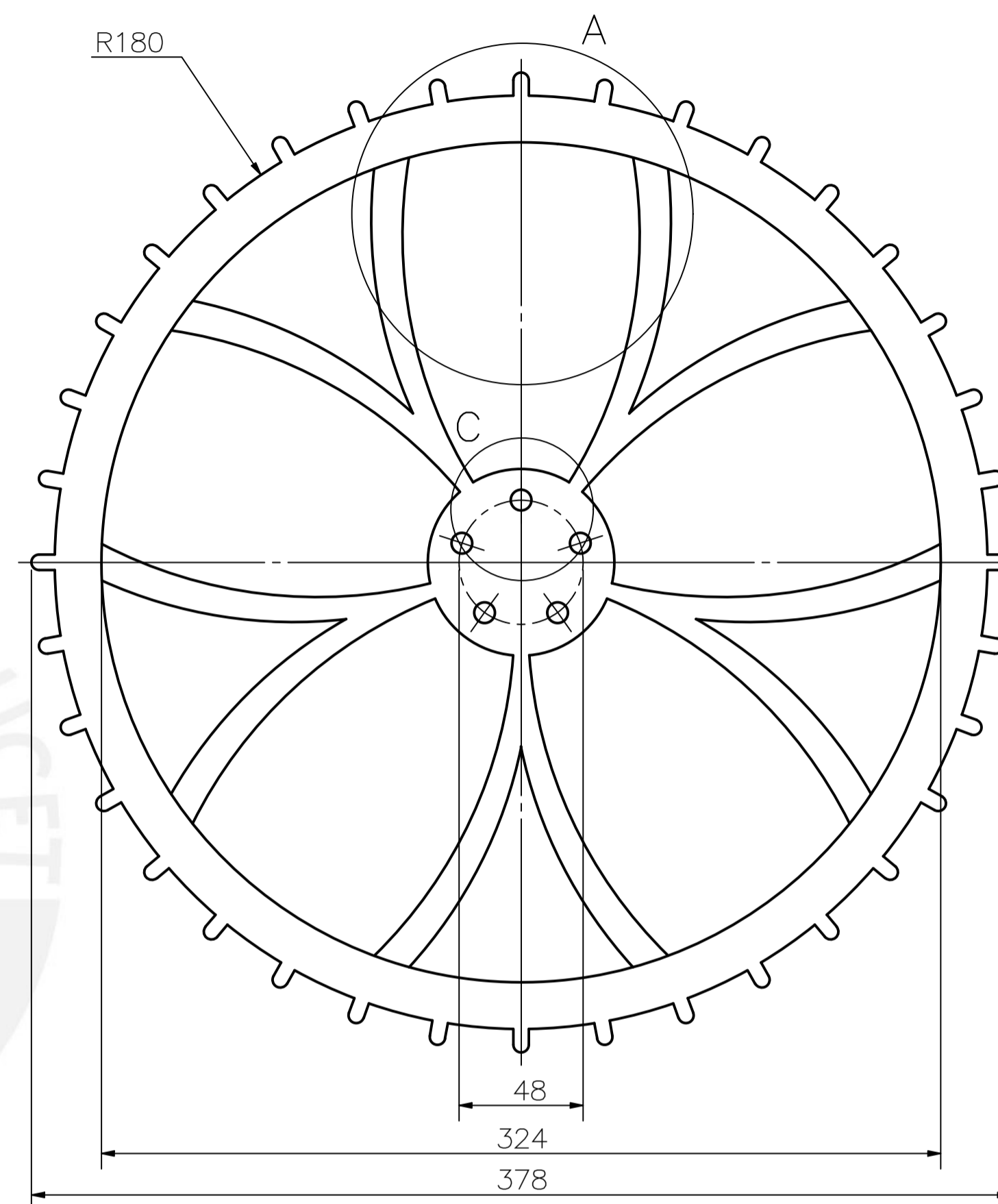
DETALLE A
ESCALA 1 : 1



DETALLE B
ESCALA 2 : 1



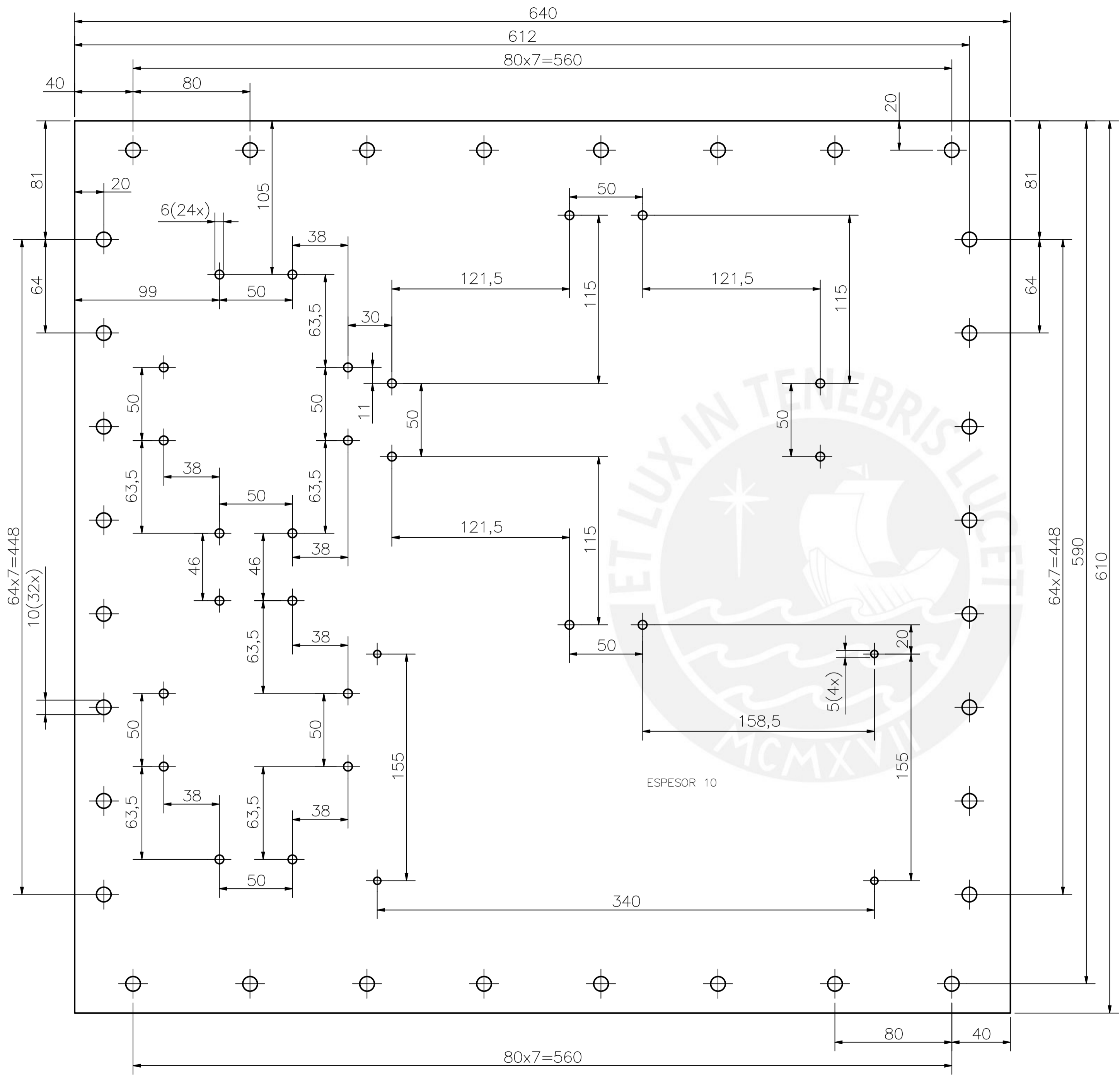
DETALLE C
ESCALA 2 : 1



TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168					
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5

ACABADO SUPERFICIAL ✓	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 - MEDIO	MATERIAL AA 6061-T6
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA - SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA		
MÉTODO DE PROYECCIÓN ⊕ ⊞	TRABAJO DE FIN DE CARRERA RUEDA	ESCALA 1:2
20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.12.03
		LÁMINA: A2-01

COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA



ESPESOR 10

64x7=448
10(32x)

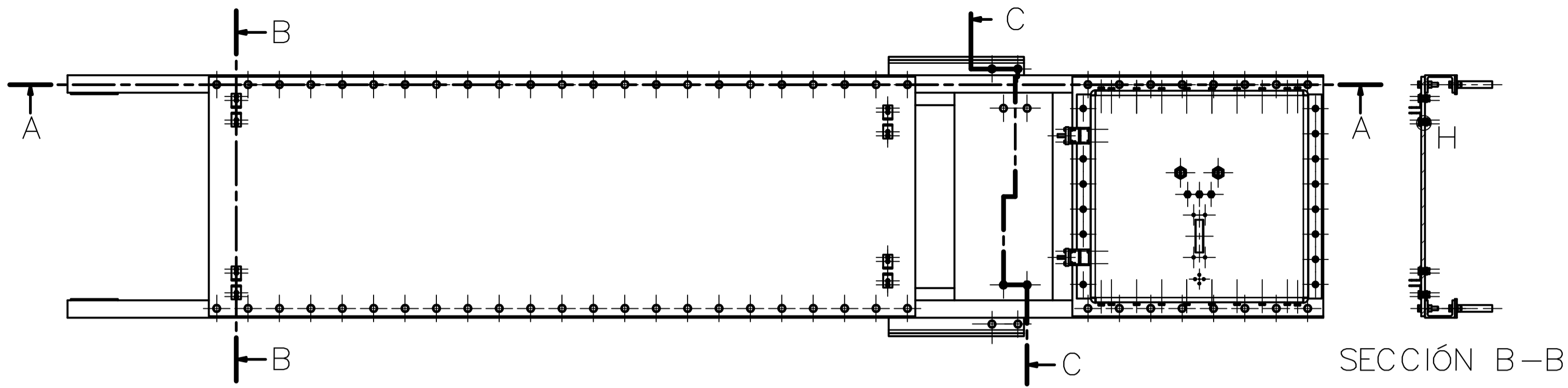
64x7=448
590
610

TOLERANCIAS DIMENSIONALES
SEGÚN DIN 7168

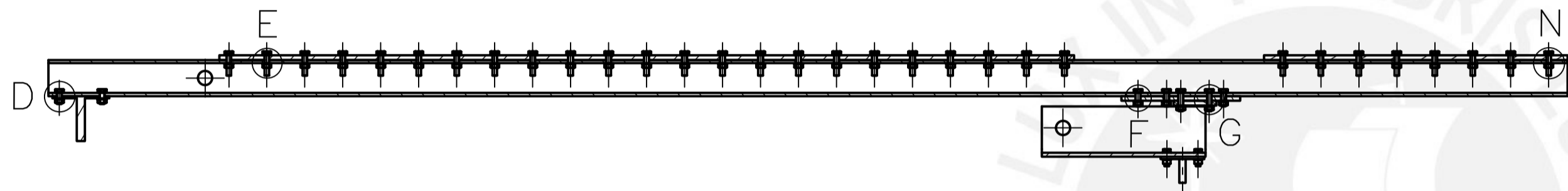
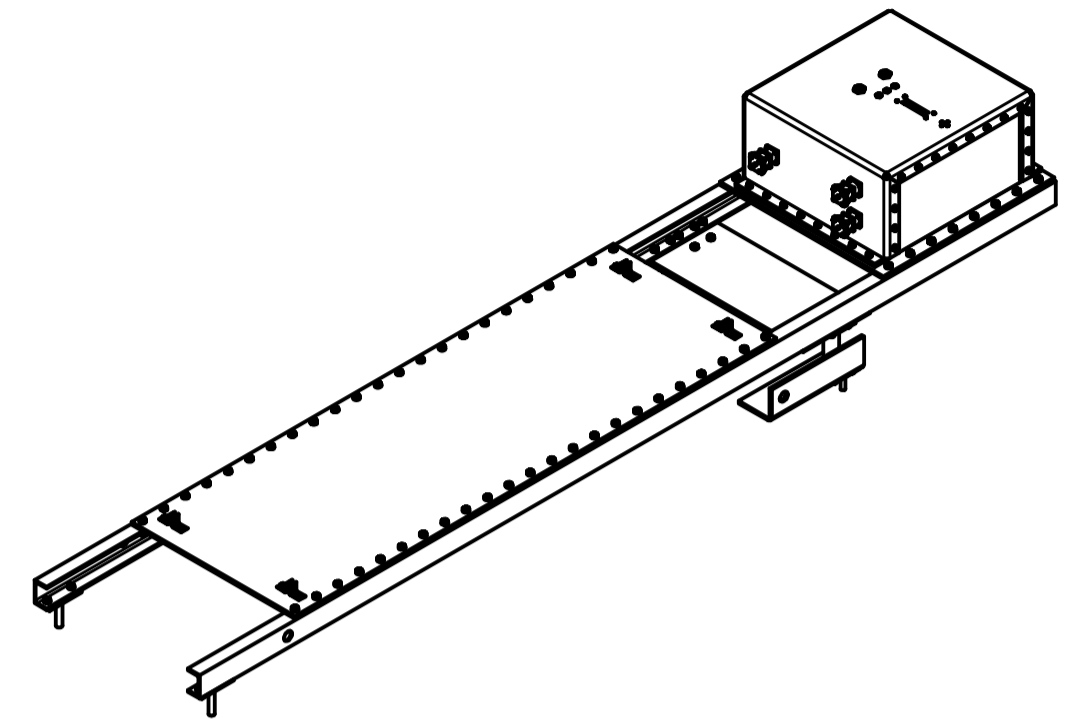
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400	Más de 400 hasta 1000
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±0,8

COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA
--------------	-------------	-------------

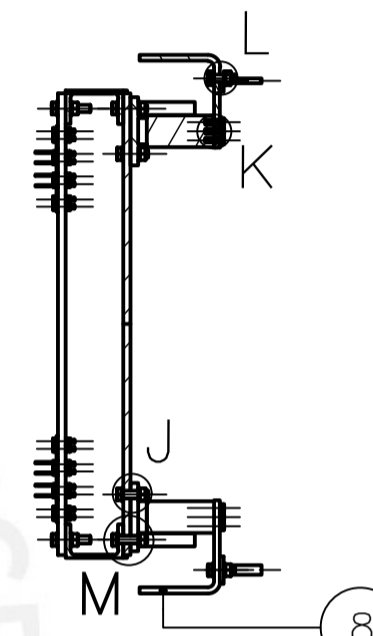
ACABADO SUPERFICIAL ✓	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 - MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA - SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA		
MÉTODO DE PROYECCIÓN ⊕	TRABAJO DE FIN DE CARRERA PLANCHA SOPORTE PARA CAJA	ESCALA 1:2
20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.11.26
		LÁMINA: A2-02



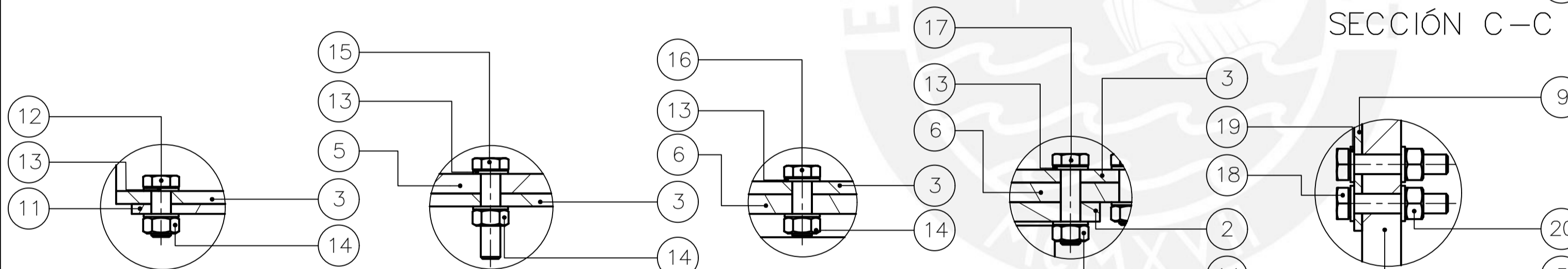
SECCIÓN B-B



SECCIÓN A-A



SECCIÓN C-C



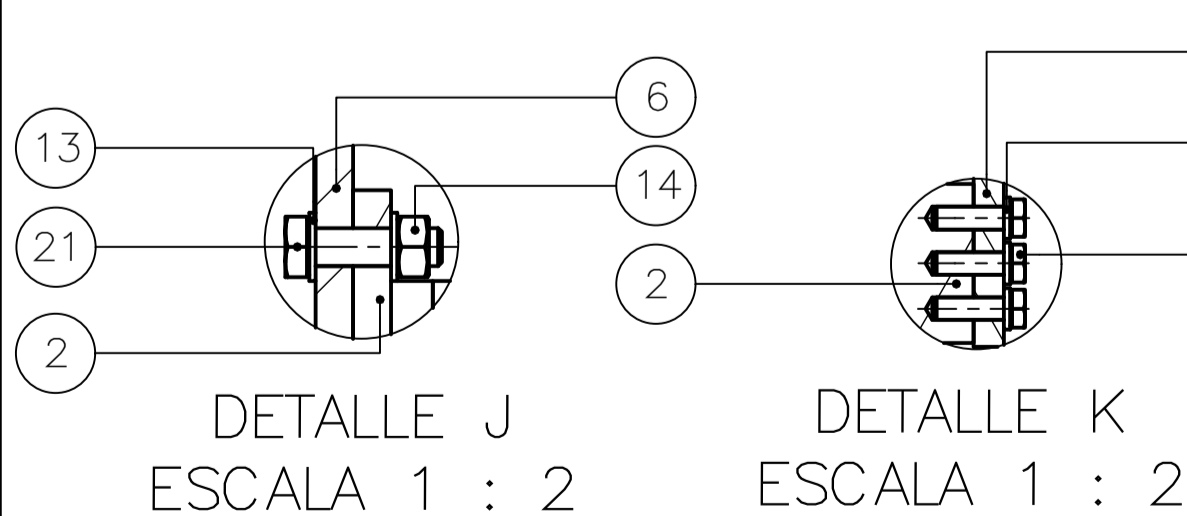
DETALLE D
ESCALA 1 : 2

DETALLE E
ESCALA 1 : 2

DETALLE F
ESCALA 1 : 2

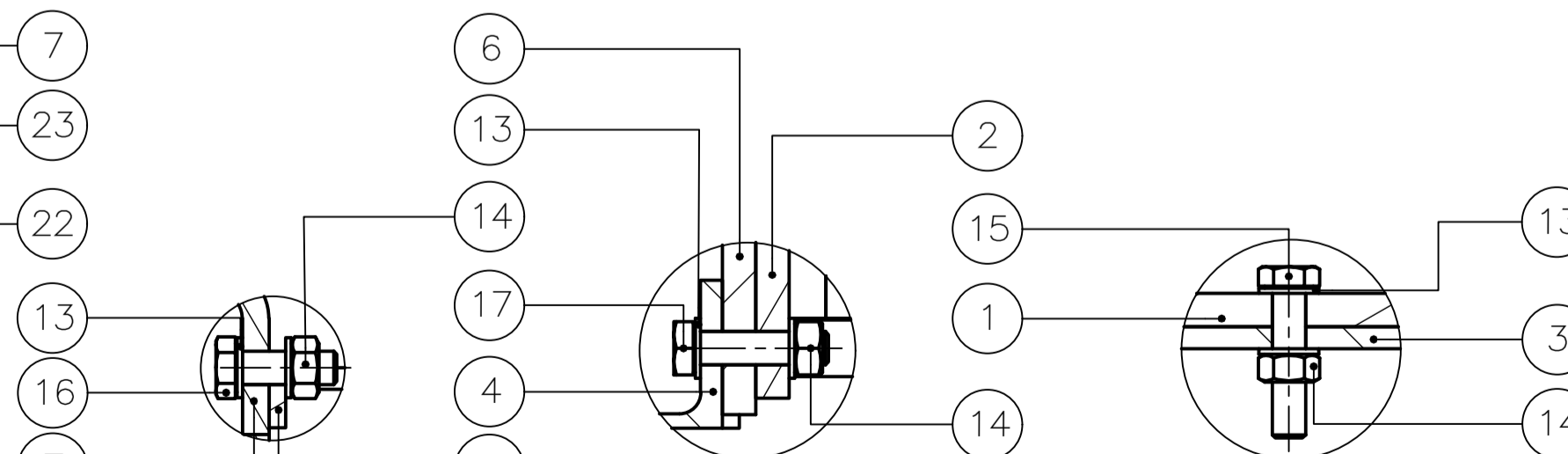
DETALLE G
ESCALA 1 : 2

DETALLE H
ESCALA 1 : 1



DETALLE J
ESCALA 1 : 2

DETALLE K
ESCALA 1 : 2



DETALLE L
ESCALA 1 : 2

DETALLE M
ESCALA 1 : 2

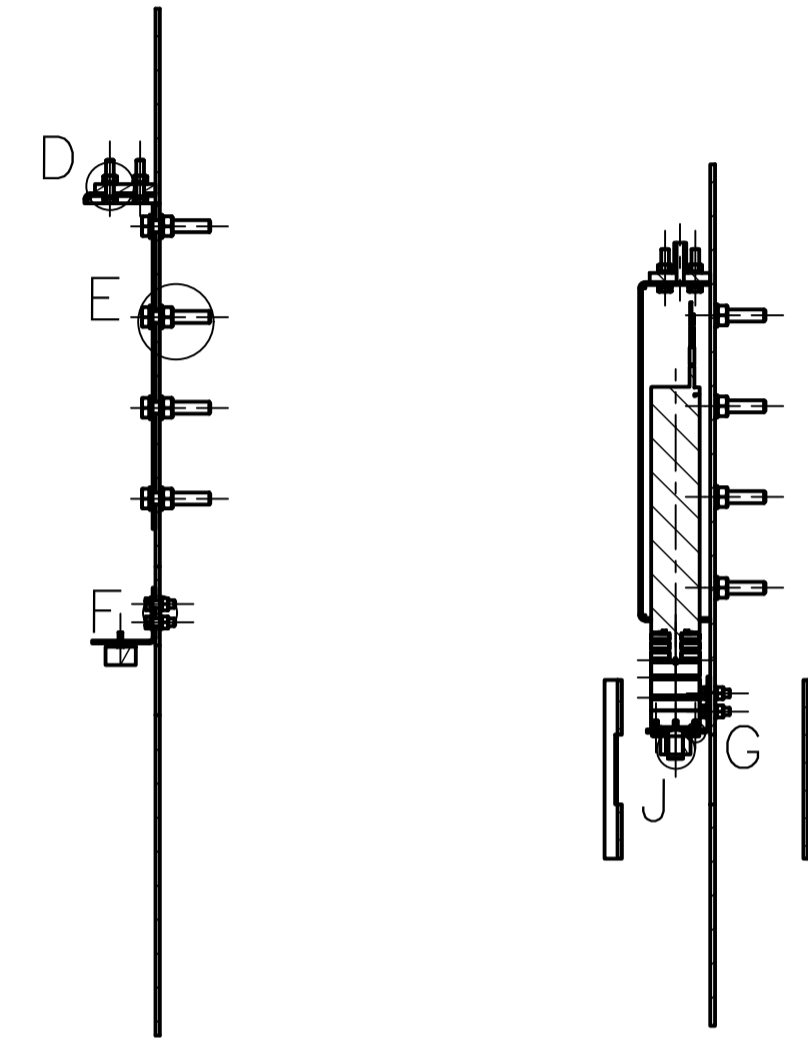
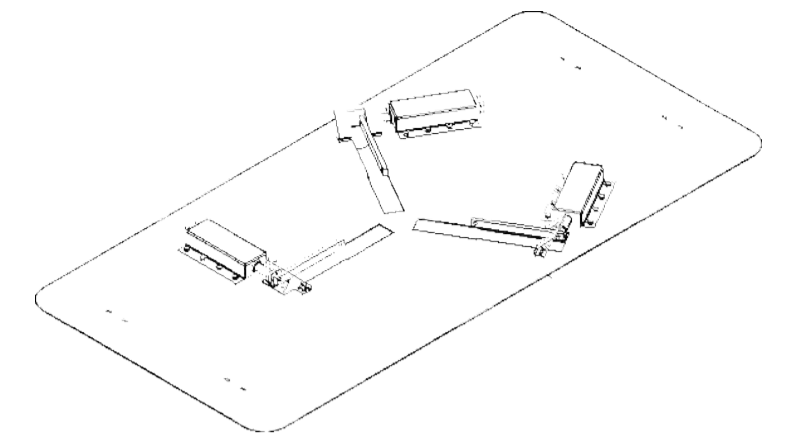
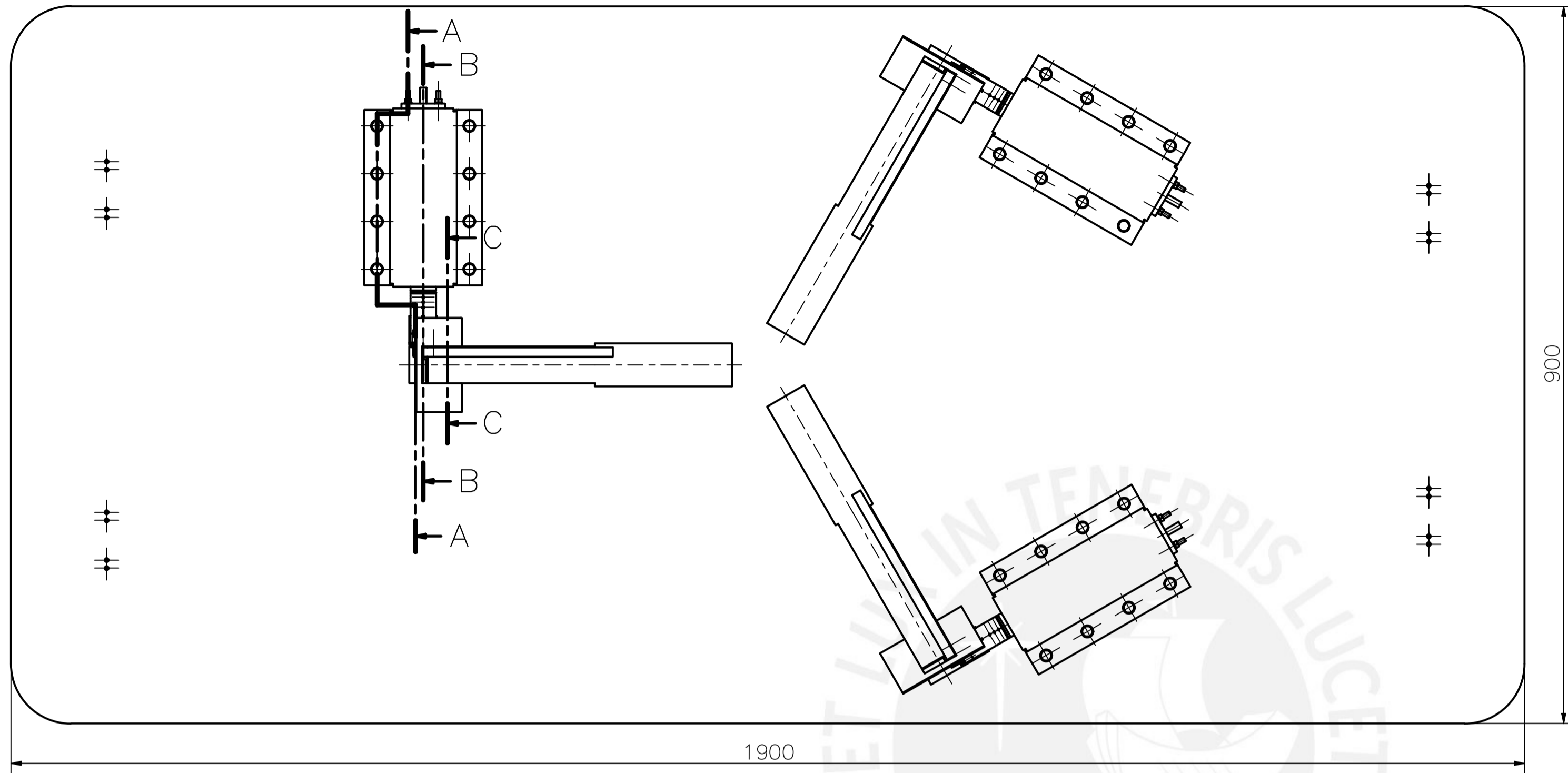
DETALLE N
ESCALA 1 : 2

TOLERANCIAS DIMENSIONALES
SEGÚN DIN 7168

GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400	Más de 400 hasta 1000	Más de 1000 hasta 2000	Más de 2000 hasta 4000
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±0,8	±1,2	±3

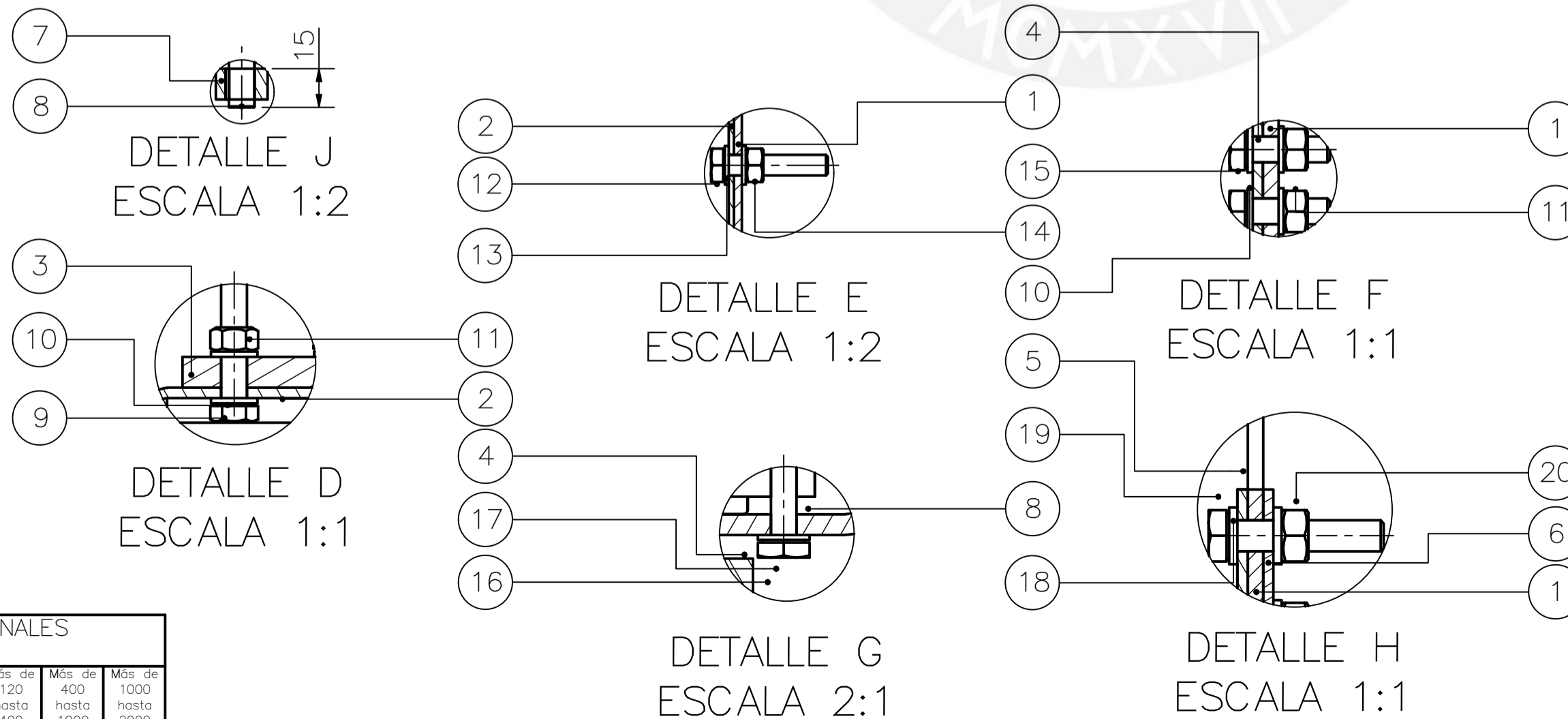
23	20	ARANDELA A6	ISO 7092	St	
22	10	TORNILLO HEXAGONAL M6x20	ISO 4017	8.8	
21	4	TORNILLO HEXAGONAL M10x35	ISO 4017	8.8	
20	16	TUERCA HEXAGONAL M5	ISO 4032	8	
19	32	ARANDELA A5	ISO 7092	St	
18	16	TORNILLO HEXAGONAL ROSCA PARCIAL M5x25	ISO 4014	8.8	
17	4	TORNILLO HEXAGONAL M10x40	ISO 4017	8.8	
16	10	TORNILLO HEXAGONAL M10x30	ISO 4017	8.8	
15	62	TORNILLO HEXAGONAL ROSCA PARCIAL M10x45	ISO 4014	8.8	
14	84	TUERCA HEXAGONAL M10	ISO 4032	8	
13	168	ARANDELA A10	ISO 7092	St	
12	4	TORNILLO HEXAGONAL M10x25	ISO 4017	8.8	
11	2	PIEZA GUIA TIPO 2		Ti6Al4V	A4-18
10	2	PIEZA GUIA TIPO 1		Ti6Al4V	A4-17
9	8	ANGULO TIPO 1		Ti6Al4V	A4-04
8	1	PLANCHA DERECHA DE AROS DELANTEROS		Ti6Al4V	A3-03
7	1	PLANCHA IZQUIERDA DE AROS DELANTEROS		Ti6Al4V	A3-02
6	1	PLANCHA DELANTERA		Ti6Al4V	A4-26
5	1	PLANCHA BASE		Ti6Al4V	A4-24
4	1	PERFIL C CS 3x1.60 DERECHO		AA 6061-T6	A1-01
3	1	PERFIL C CS 3x1.60 IZQUIERDO		AA 6061-T6	A1-02
2	2	SISTEMA DELANTERO DE RODAMIENTOS			A3-12
1	1	SISTEMA PARA CAJA ELECTRICA			A1-06
POS. CANT.		DESCRIPCIÓN	NORMA	MATERIAL	OBSERVACIONES

PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA - SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA		
MÉTODO DE PROYECCIÓN	TRABAJO DE FIN DE CARRERA	ESCALA
	SISTEMA INFERIOR	1:10
20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.12.12
		LÁMINA: A2-03



SECCIÓN A-A

SECCIÓN B-B



SECCIÓN C-C

DETALLE J
ESCALA 1:2

DETALLE D
ESCALA 1:1

DETALLE E
ESCALA 1:2

DETALLE F
ESCALA 1:1

DETALLE G
ESCALA 2:1

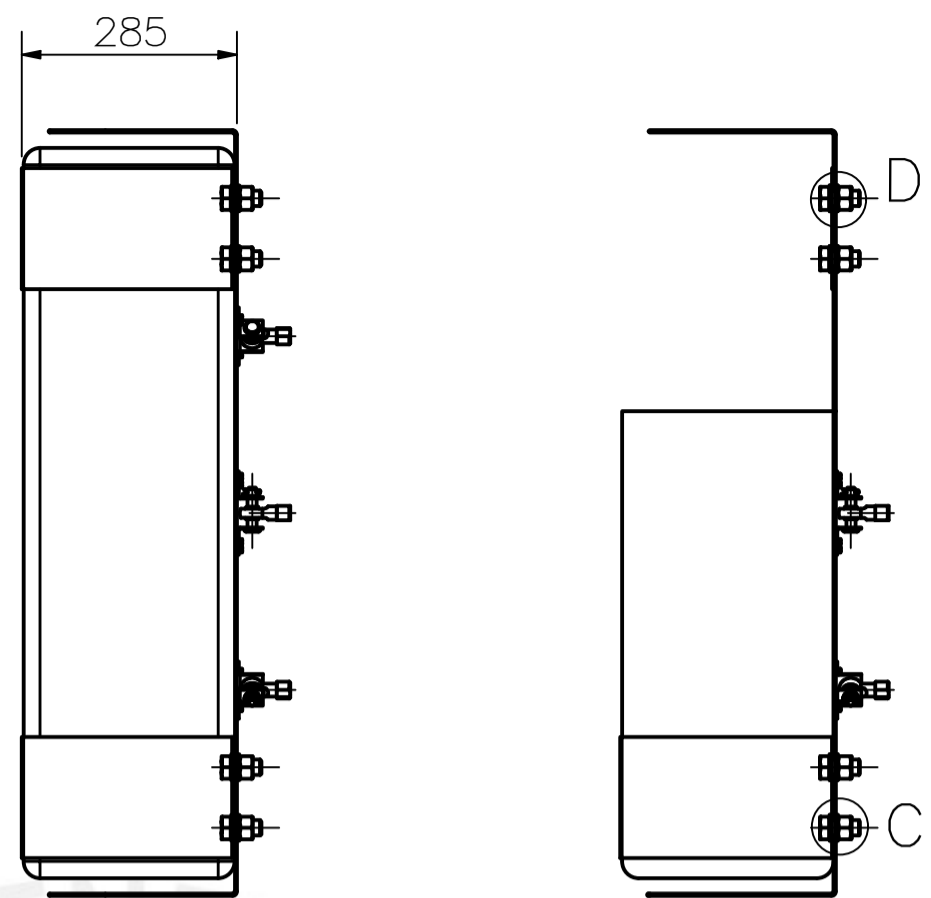
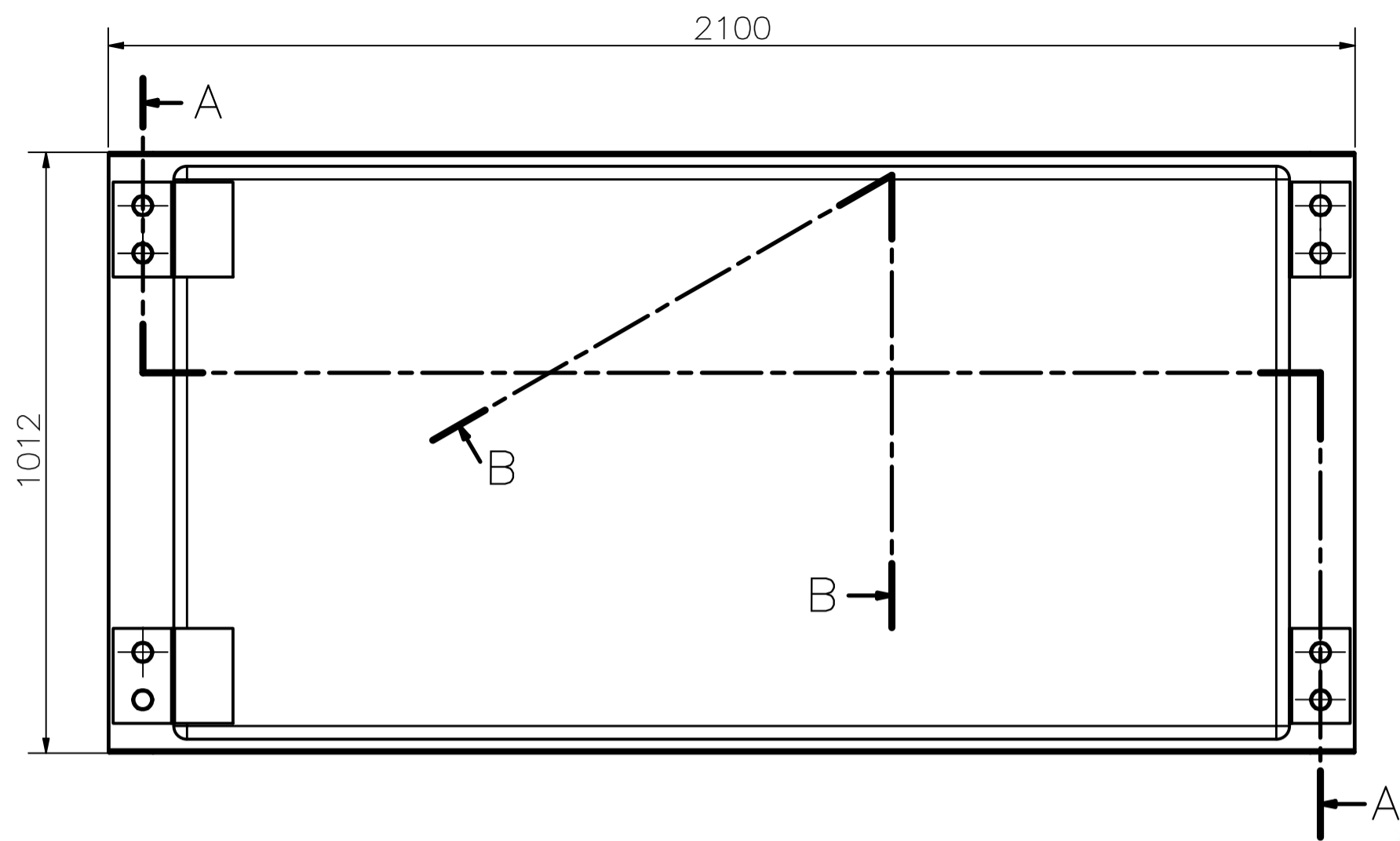
DETALLE H
ESCALA 1:1

20	12	TUERCA HEXAGONAL M6	ISO 4032	8	
19	24	ARANDELA A6	ISO 7092	St	
18	12	TORNILLO HEXAGONAL ROSCA PARCIAL M6x30	ISO 4014	8.8	
17	24	ARANDELA A2,5	ISO 7092	St	
16	12	TORNILLO HEXAGONAL M2,5x8	ISO 4017	A2	
15	12	TORNILLO HEXAGONAL M5x16	ISO 4017	8.8	
14	24	TUERCA HEXAGONAL M8	ISO 4032	8	
13	48	ARANDELA A8	ISO 7092	St	
12	24	TORNILLO HEXAGONAL ROSCA PARCIAL M8x40	ISO 4014	8.8	
11	24	TUERCA HEXAGONAL M5	ISO 4032	8	
10	48	ARANDELA A5	ISO 7092	St	
9	12	TORNILLO HEXAGONAL ROSCA PARCIAL M5x25	ISO 4014	8.8	
8	3	Motor EC-4 pole 32			Maxon motor
7	3	MANIVELA		Ti6Al4V	A4-14
6	3	LIMITE PARA MANIVELA TIPO 2		Ti6Al4V	A3-14
5	3	LIMITE PARA MANIVELA TIPO 1		Ti6Al4V	A3-13
4	3	ANGULO PARA FIJAR MOTOR		Ti6Al4V	A4-03
3	3	ACOPLE DE MANGUERA PARA MOTOR		Ti6Al4V	A4-01
2	3	REVESTIMIENTO PARA MOTOR		Ti6Al4V	A3-07
1	1	PLANCHA MEDIA		Ti6Al4V	A3-04
POS.	CANT.	DESCRIPCIÓN	NORMA	MATERIAL	OBSERVACIONES

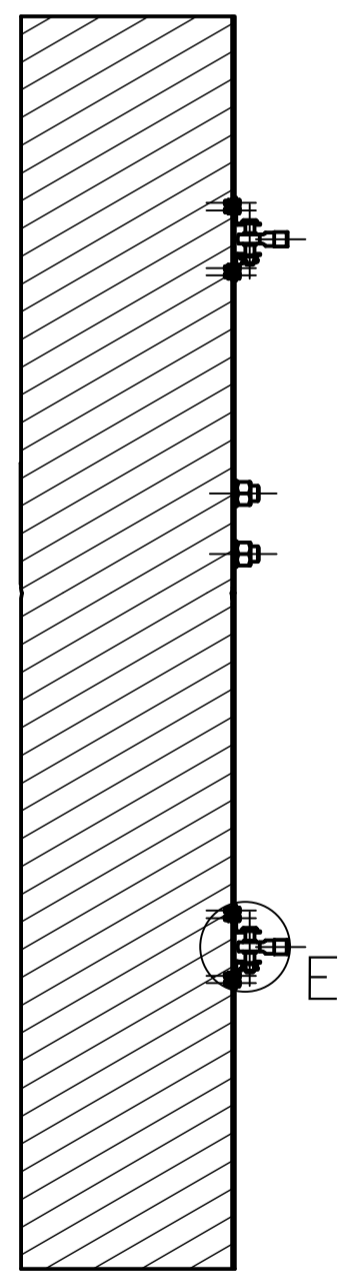
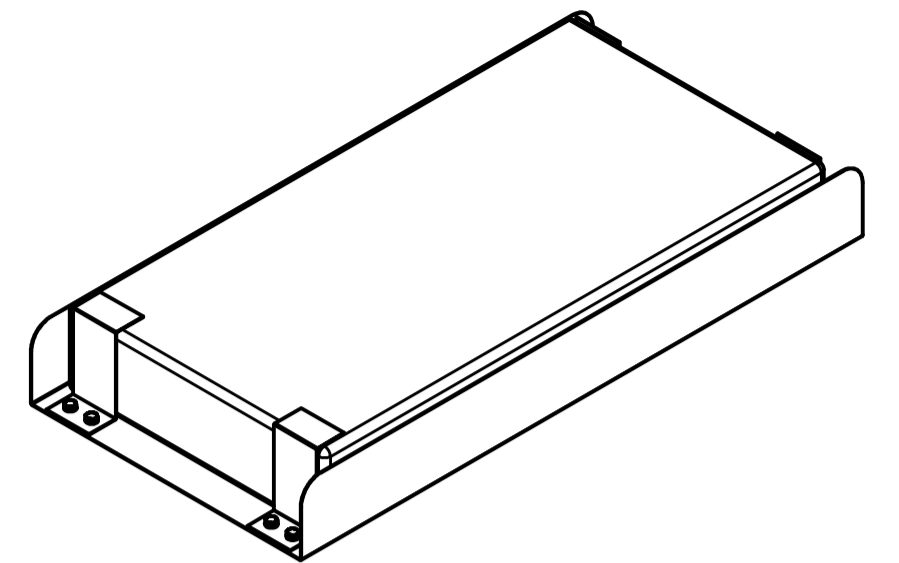
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA - SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

MÉTODO DE PROYECCIÓN	TRABAJO DE FIN DE CARRERA	ESCALA
	SISTEMA MEDIO	1:5
20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.12.13
		LÁMINA: A2-04

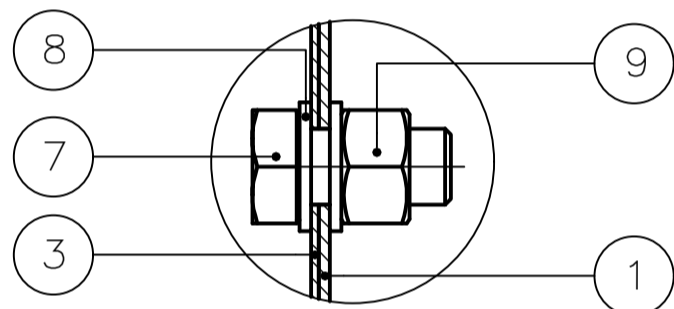
TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168							
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400	Más de 400 hasta 1000	Más de 1000 hasta 2000
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±0,8	±1,2



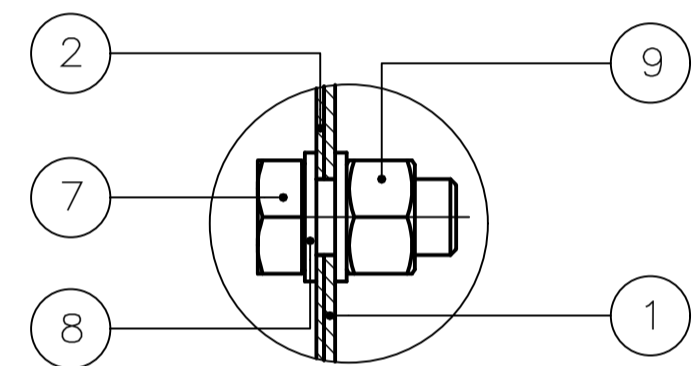
SECCIÓN A-A



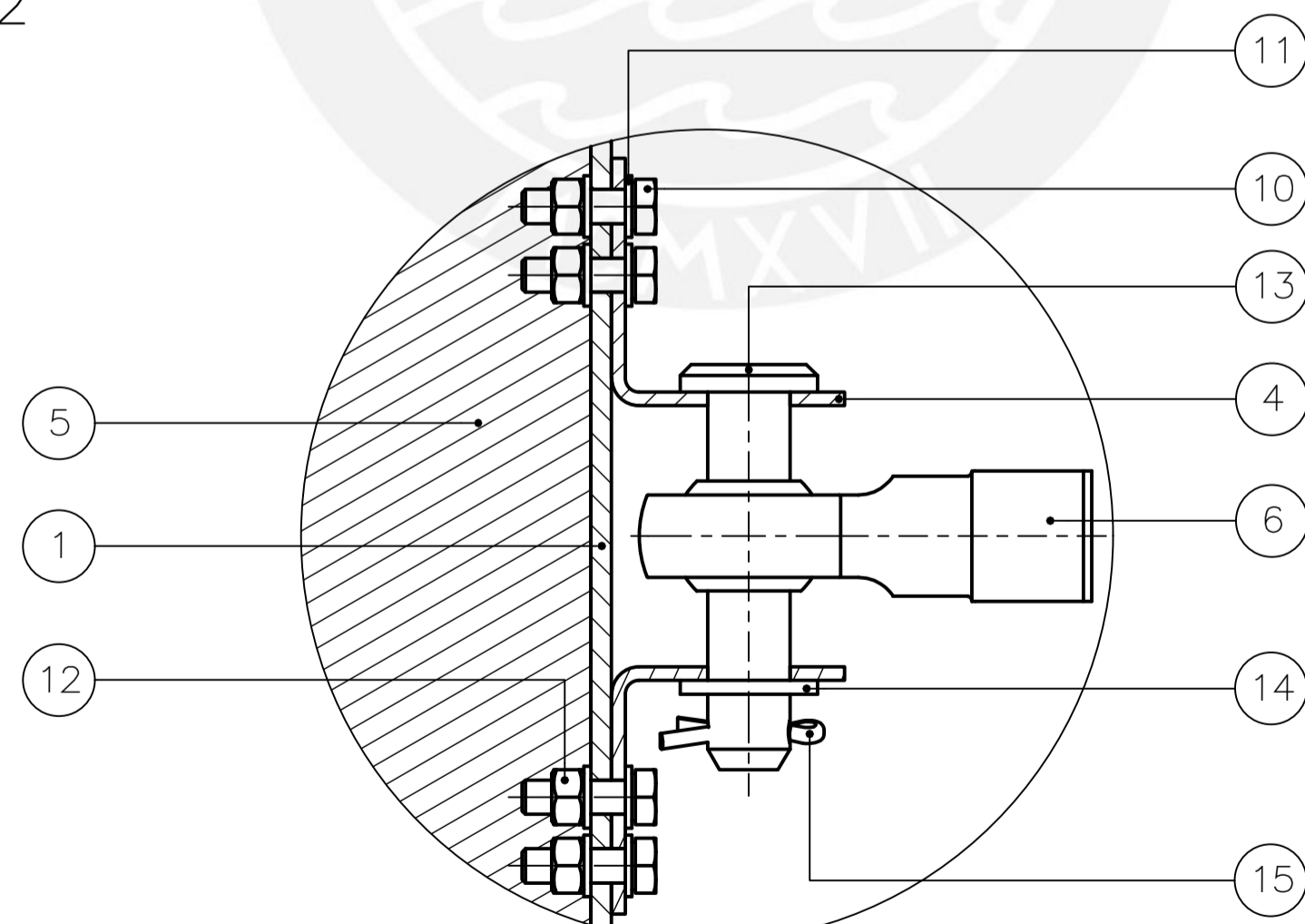
SECCIÓN B-B



DETALLE C
ESCALA 1 : 2



DETALLE D
ESCALA 1 : 2

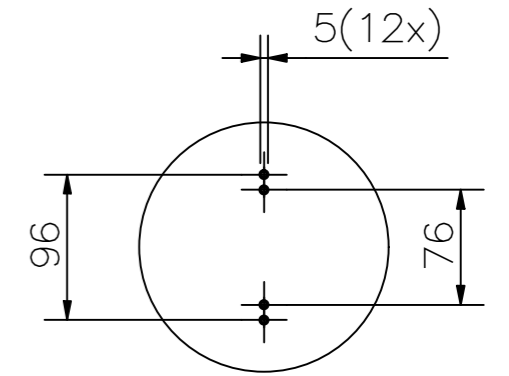
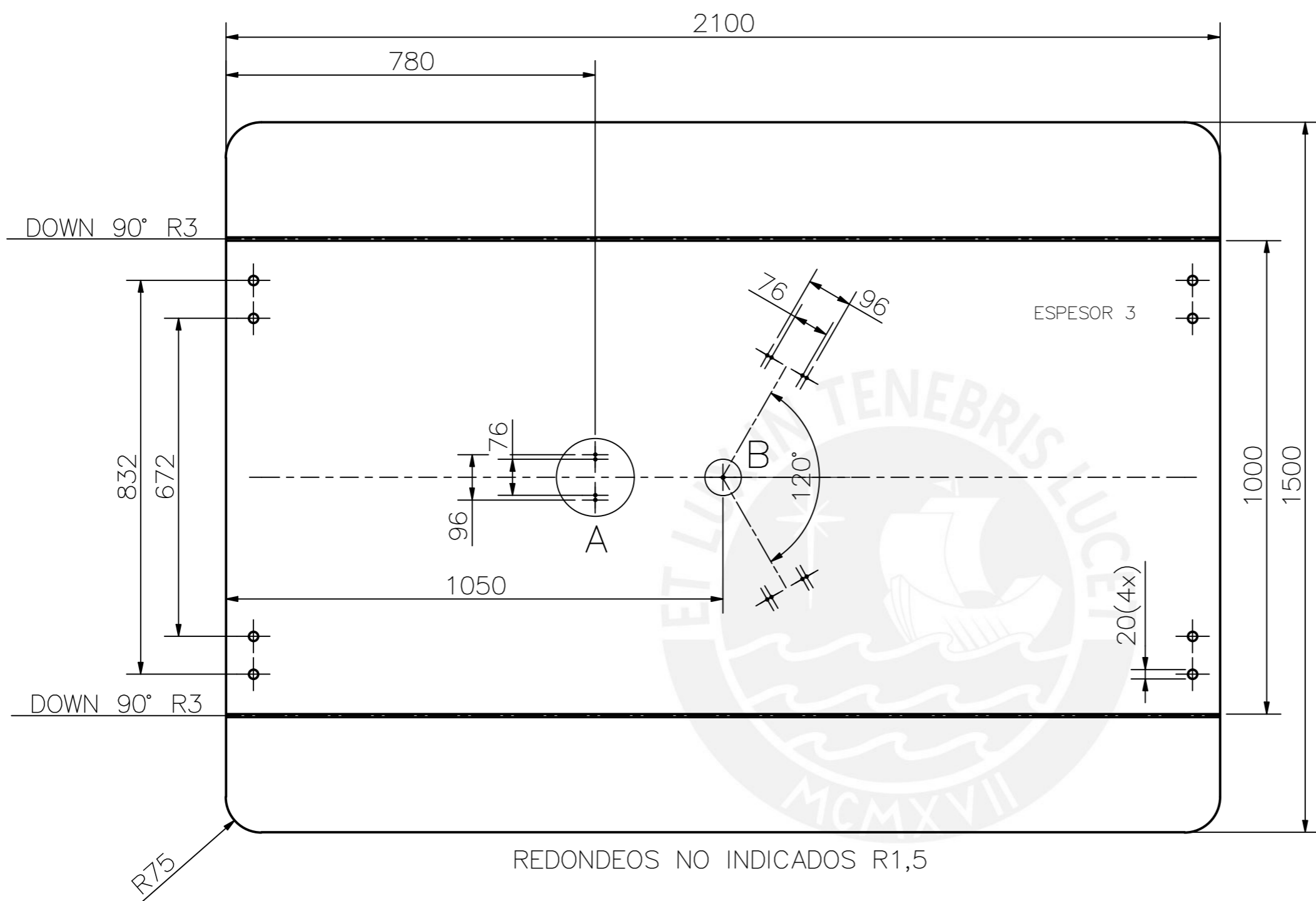


DETALLE E
ESCALA 1 : 1

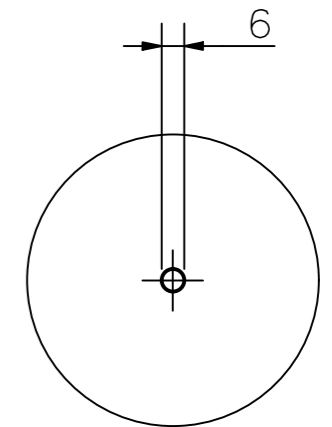
TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168								
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400	Más de 400 hasta 1000	Más de 1000 hasta 2000	Más de 2000 hasta 4000
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±0,8	±1,2	±3

15	3	PASADOR CLAVIJA 2,5x16	ISO 1234	A2	
14	3	ARANDELA A12	ISO 7092	St	
13	3	PASADOR DE HORQUILLA M12x55	ISO 2341	St	
12	12	TUERCA HEXAGONAL M5	ISO 4032	8	
11	24	ARANDELA A5	ISO 7092	St	
10	12	TORNILLO HEXAGONAL M5x16	ISO 4017	8.8	
9	8	TUERCA HEXAGONAL M20	ISO 4032	8	
8	16	ARANDELA A20	ISO 7092	St	
7	8	TORNILLO HEXAGONAL M20x40	ISO 4017	A4	
6	3	ROTULA ESFERICA HEMBRA M12	DIN 648	St	
5	1	COLCHON 38"x74"x11"		Memory Foam	Tempur-Pedic
4	6	ANGULO TIPO 2		Ti6Al4V	A4-05
3	2	TOPE DELANTERO PARA COLCHON		Ti6Al4V	A4-13
2	2	TOPE POSTERIOR PARA COLCHON		Ti6Al4V	A4-12
1	1	PLANCHA BASE PARA CAMA		Ti6Al4V	A3-01
POS. CANT.		DESCRIPCIÓN	NORMA	MATERIAL	OBSERVACIONES

PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA - SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA		
MÉTODO DE PROYECCIÓN 	TRABAJO DE FIN DE CARRERA SISTEMA SUPERIOR	ESCALA 1:10
20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.12.13
		LÁMINA: A2-05



DETALLE A
ESCALA 1 : 5

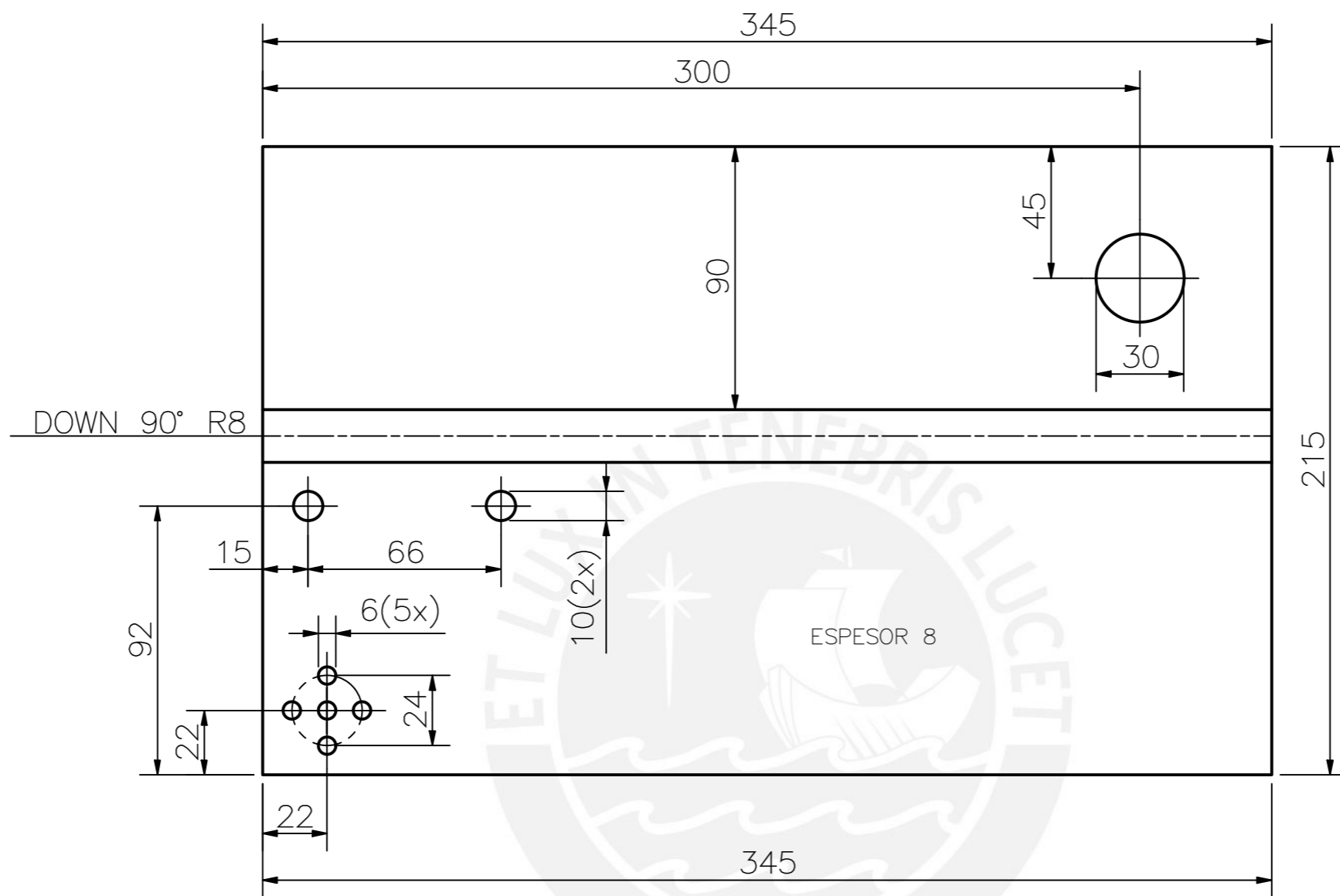


DETALLE B
ESCALA 1 : 2

TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168								
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400	Más de 400 hasta 1000	Más de 1000 hasta 2000	Más de 2000 hasta 4000
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±0,8	±1,2	±3

COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA

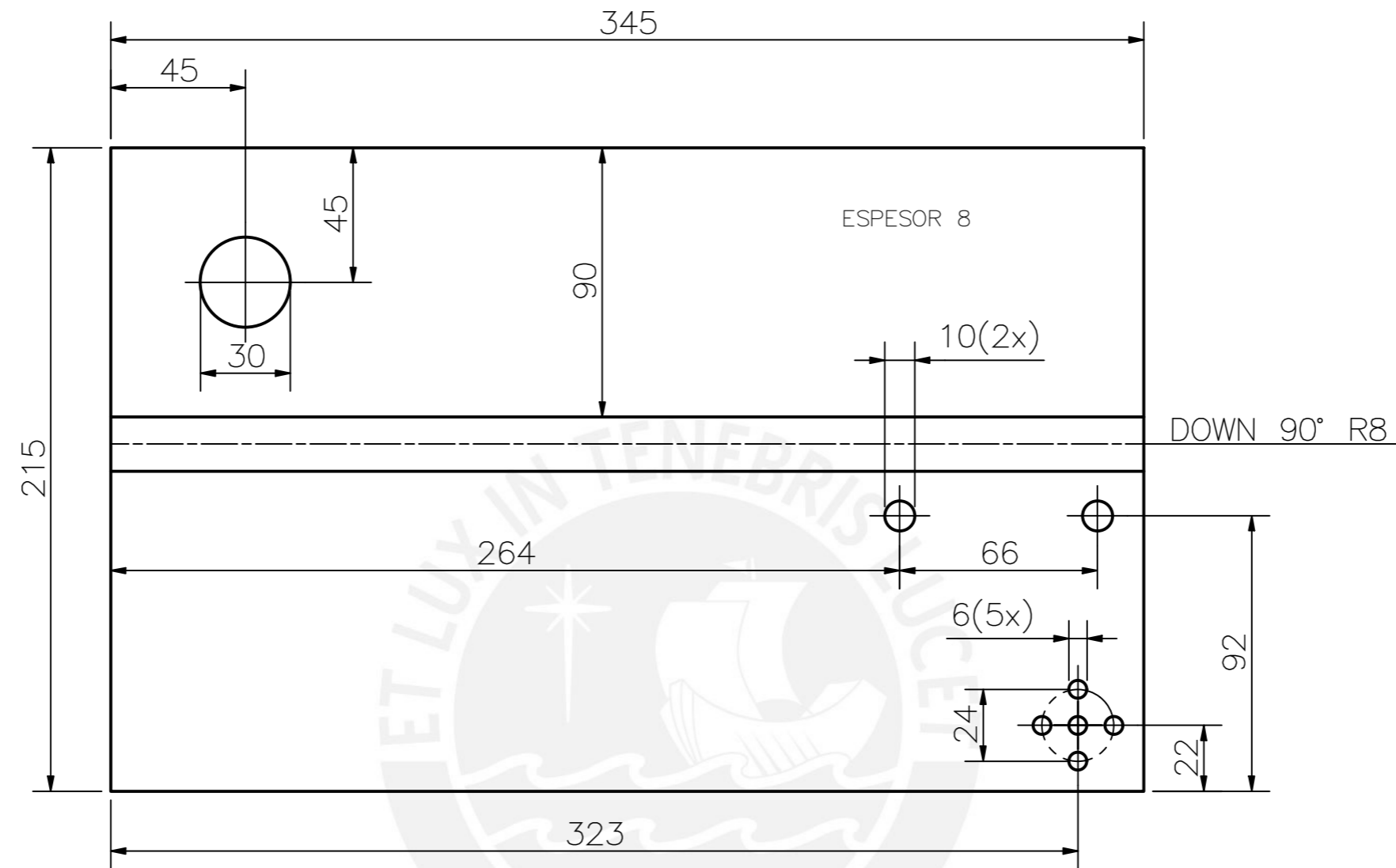
ACABADO SUPERFICIAL ✓	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 – MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA – SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA		
MÉTODO DE PROYECCIÓN ⊕ ⊞	TRABAJO DE FIN DE CARRERA PLANCHA BASE PARA CAMA	ESCALA 1:10
20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.11.25
		LÁMINA: A3-01



TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168					
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5

COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA

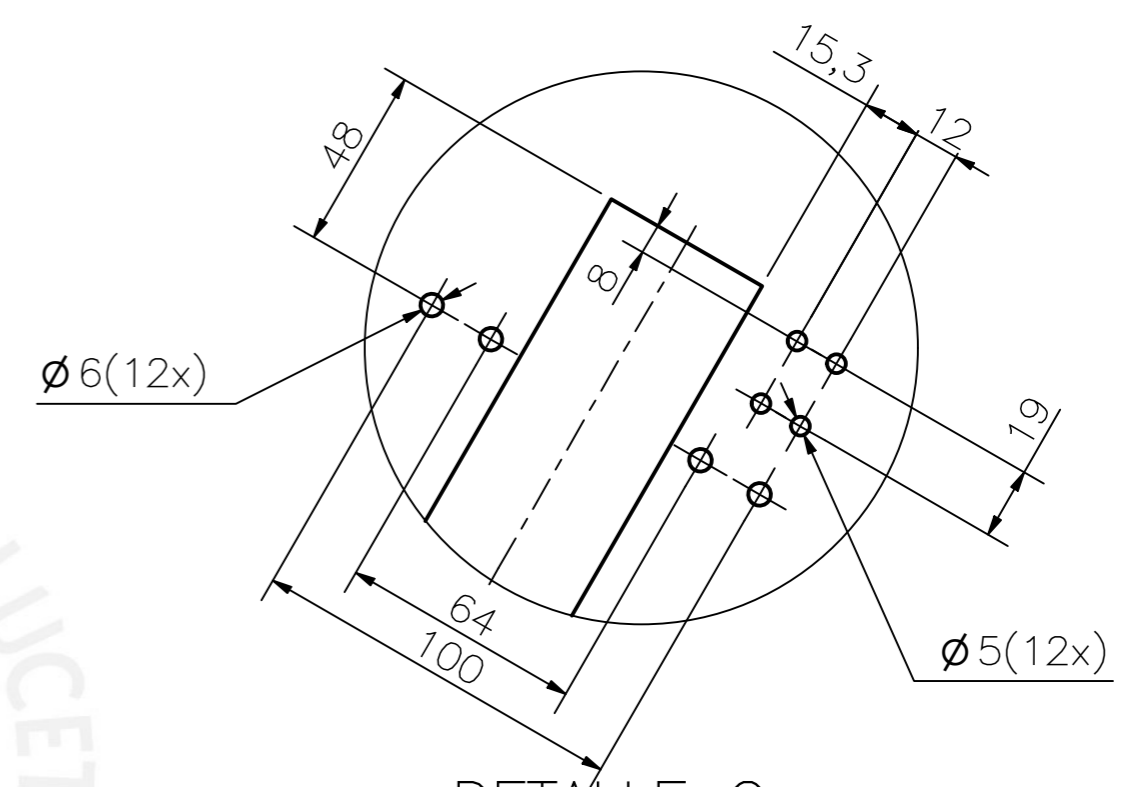
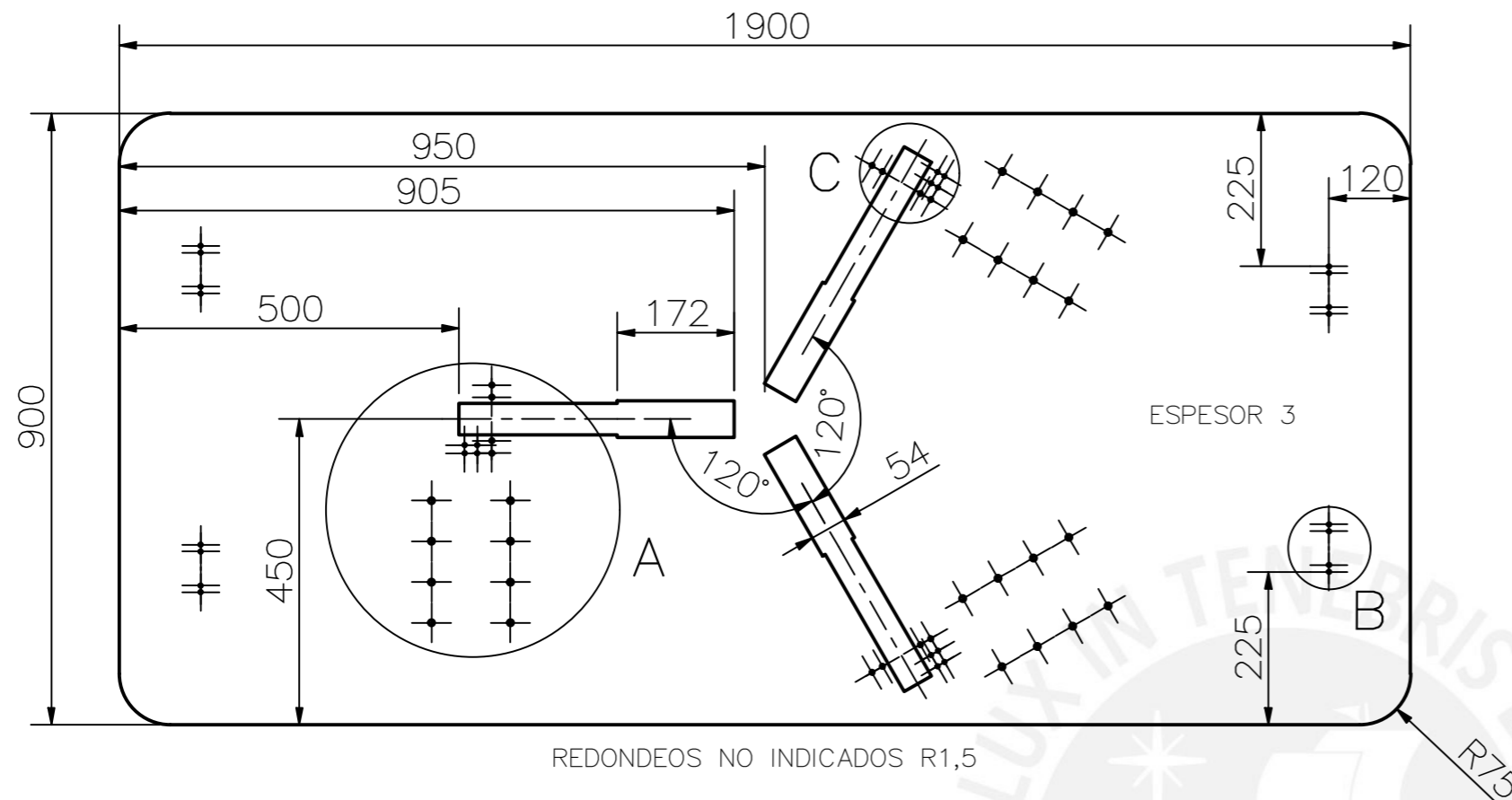
ACABADO SUPERFICIAL ✓	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 – MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA – SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA		
MÉTODO DE PROYECCIÓN ⊕ ⊖	TRABAJO DE FIN DE CARRERA PLANCHA IZQUIERDA DE AROS DELANTEROS	ESCALA 1:2
20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.12.04
		LÁMINA: A3-02



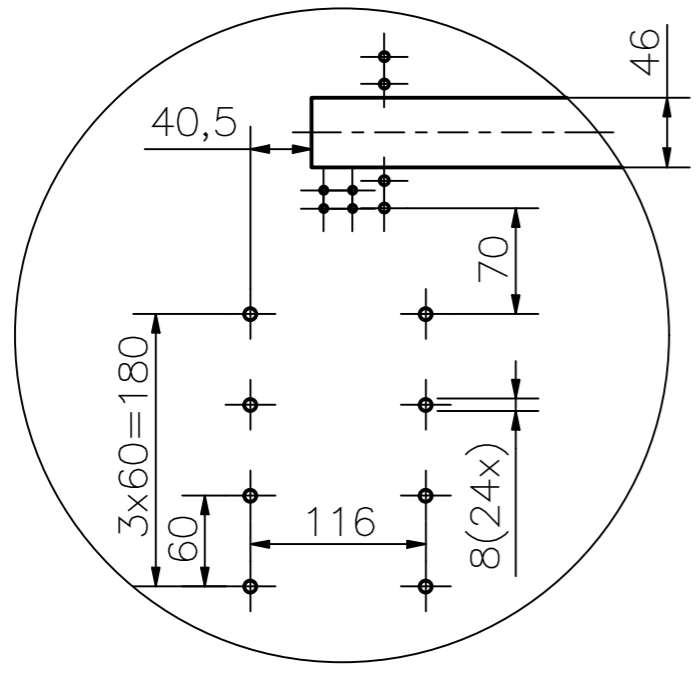
TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168					
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5

COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA

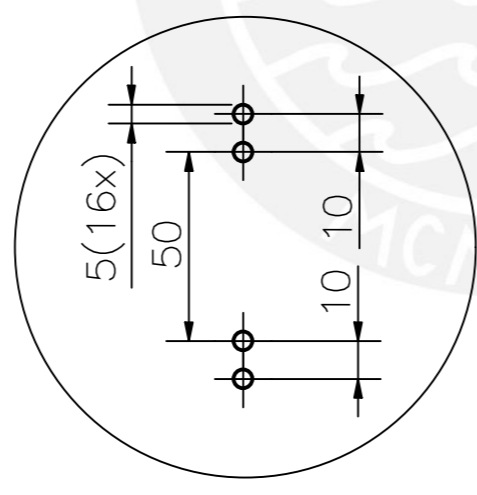
ACABADO SUPERFICIAL ✓	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 – MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA – SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA		
MÉTODO DE PROYECCIÓN ⊕	TRABAJO DE FIN DE CARRERA PLANCHA DERECHA DE AROS DELANTEROS	ESCALA 1:2
20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.12.04
		LÁMINA: A3-03



DETALLE C
ESCALA 1 : 2



DETALLE A
ESCALA 1 : 5

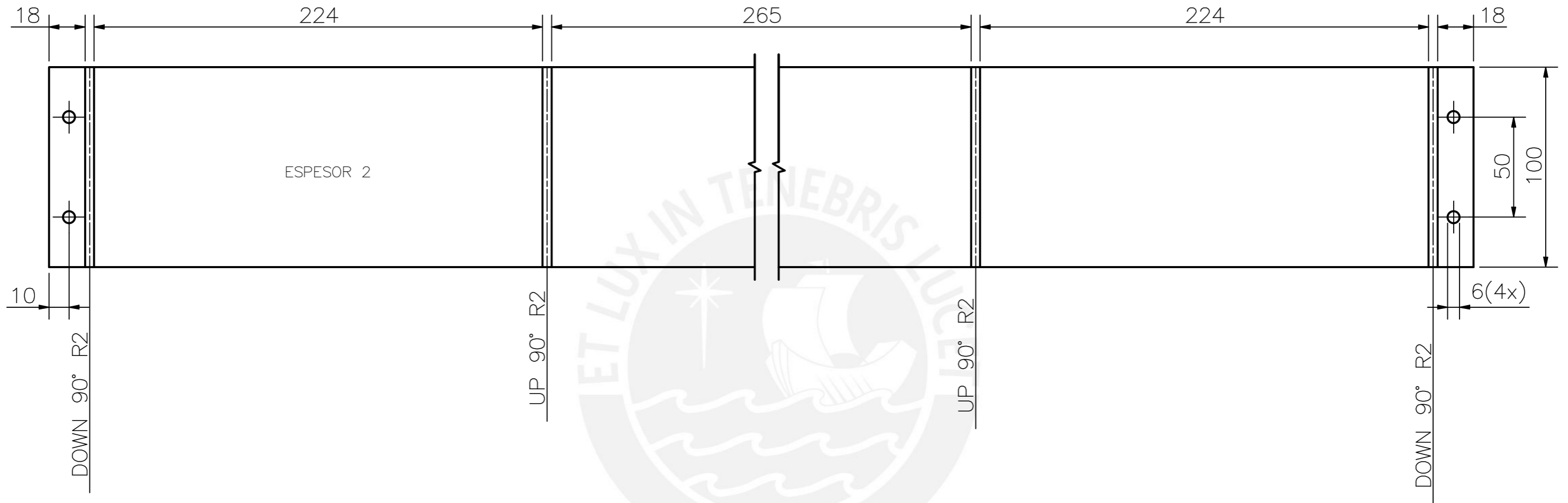


DETALLE B
ESCALA 1 : 2

TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168							
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400	Más de 400 hasta 1000	Más de 1000 hasta 2000
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±0,8	±1,2

ACABADO SUPERFICIAL ✓	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 – MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA – SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA		
MÉTODO DE PROYECCIÓN ⊕	TRABAJO DE FIN DE CARRERA PLANCHA MEDIA	ESCALA 1:10
20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.11.14
		LÁMINA: A3-04

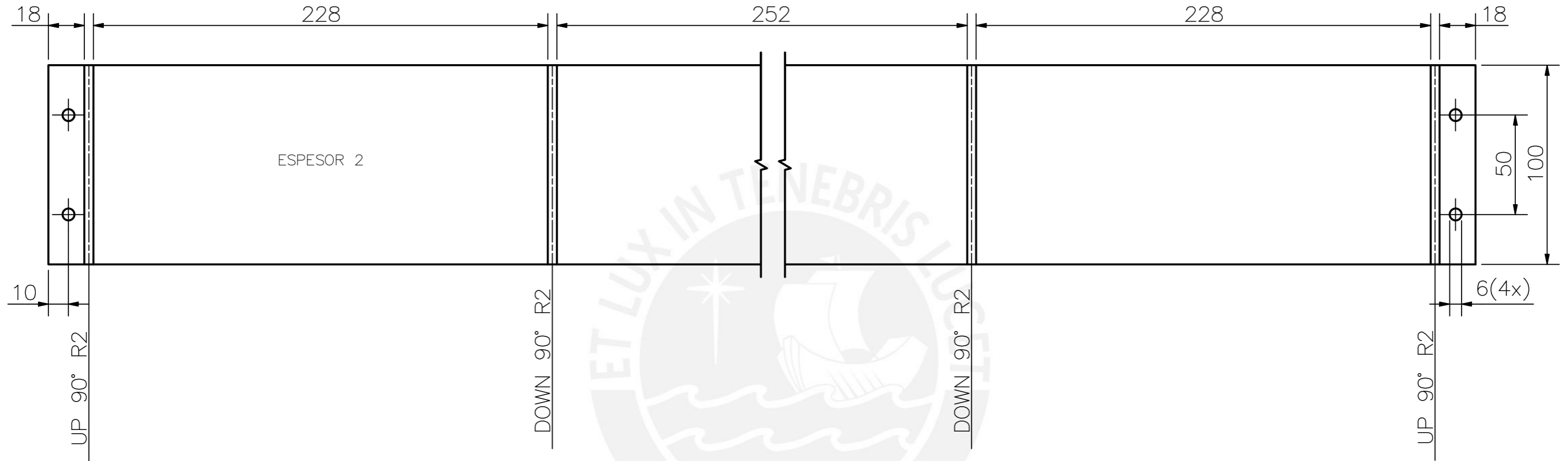
COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA



TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168						
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400	Más de 400 hasta 1000
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±0,8

COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA

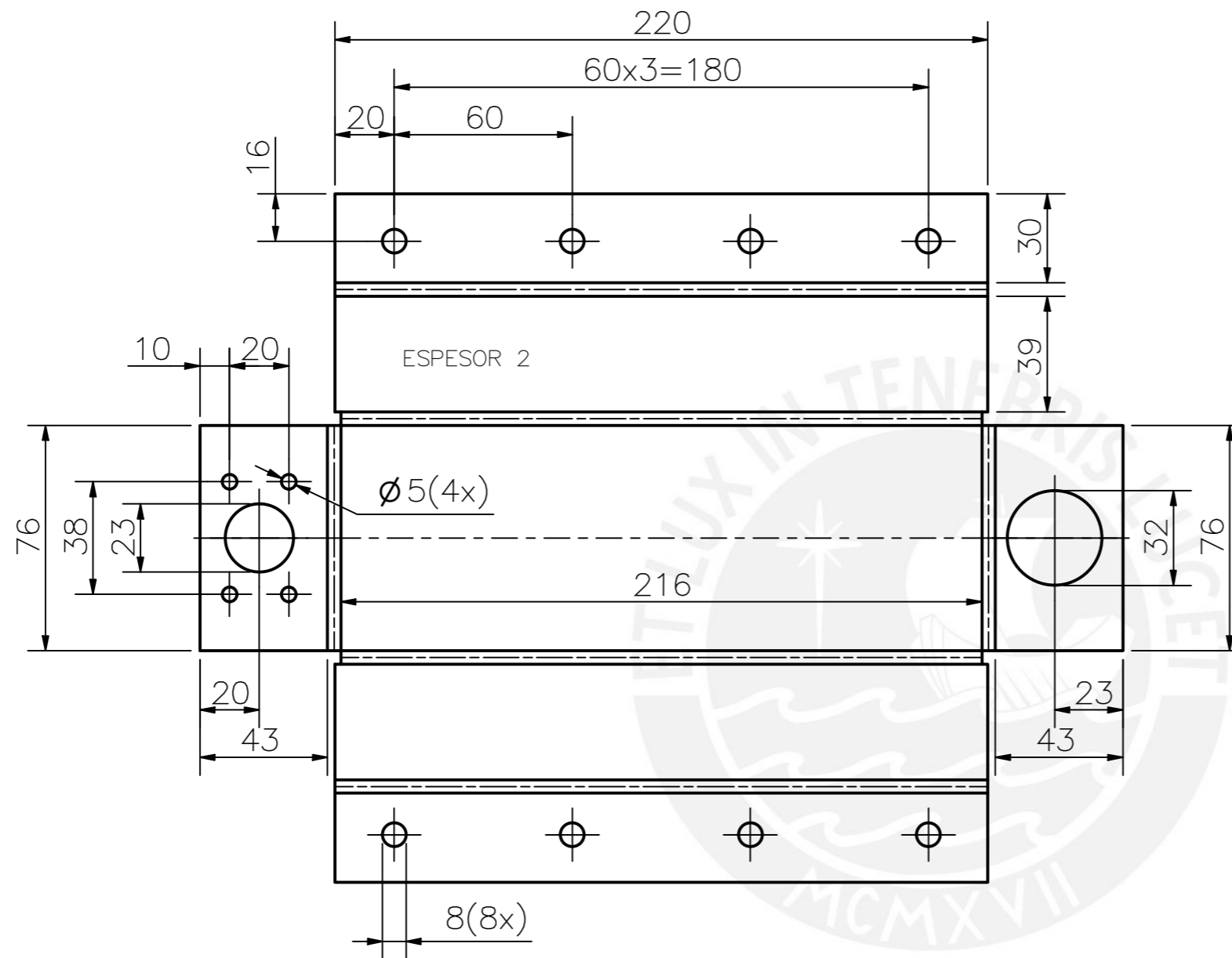
ACABADO SUPERFICIAL ✓	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 – MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA – SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA		
MÉTODO DE PROYECCIÓN ⊕ ⊖	TRABAJO DE FIN DE CARRERA SOPORTE PARA BATERIA TIPO 1	ESCALA 1:2
20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.12.18
		LÁMINA: A3-05



TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168						
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400	Más de 400 hasta 1000
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±0,8

COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA

ACABADO SUPERFICIAL ✓	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 – MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA – SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA		
MÉTODO DE PROYECCIÓN ⊕ ⊖	TRABAJO DE FIN DE CARRERA SOPORTE PARA BATERIA TIPO 2	ESCALA 1:2
20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.12.18
		LÁMINA: A3-06

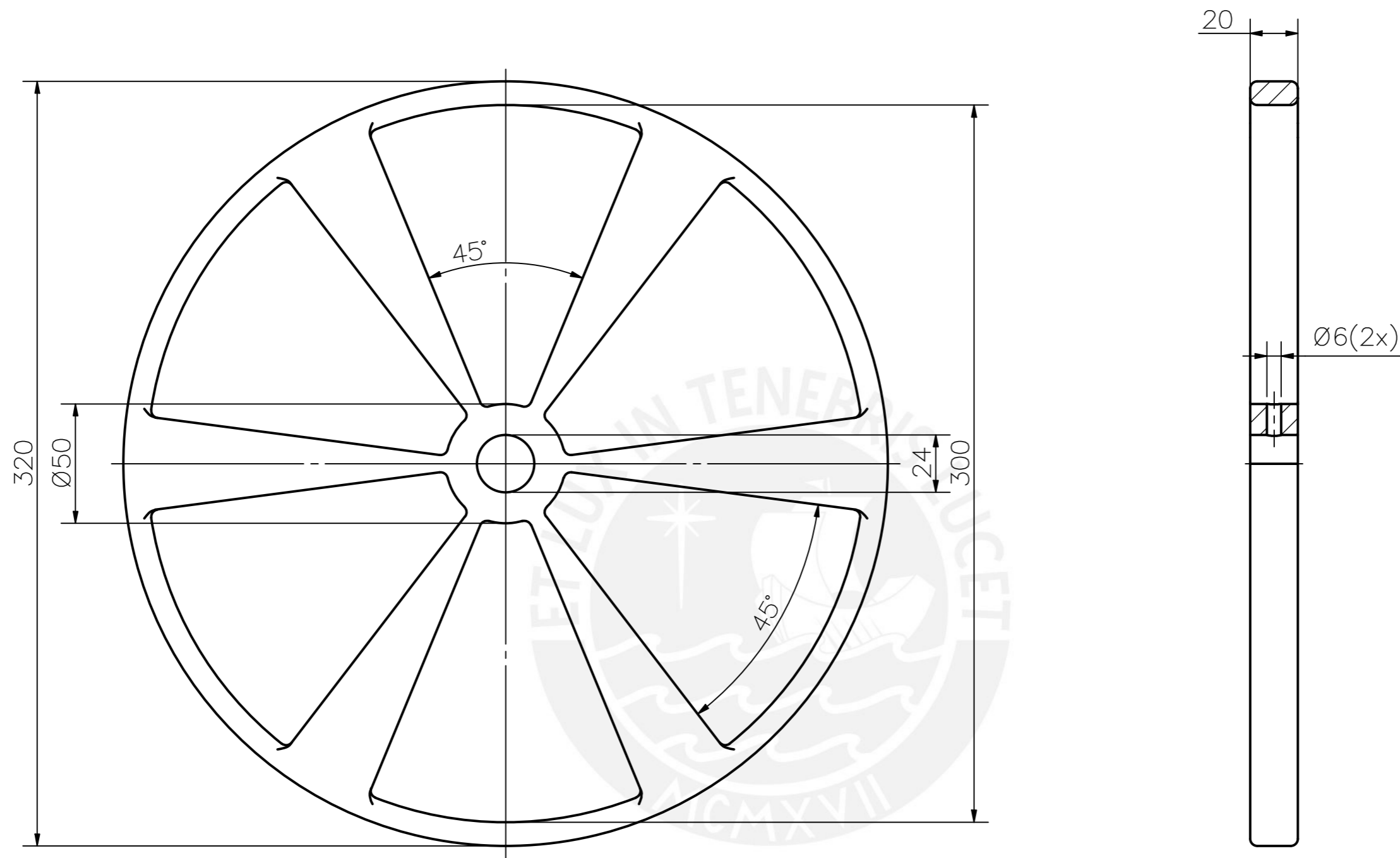


TOLERANCIAS DIMENSIONALES
SEGÚN DIN 7168

GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5

COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA

ACABADO SUPERFICIAL ✓	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 – MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA – SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA		
MÉTODO DE PROYECCIÓN ⊕ ⊞	TRABAJO DE FIN DE CARRERA REVESTIMIENTO PARA MOTOR	ESCALA 1:2
20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.11.20
		LÁMINA: A3-07

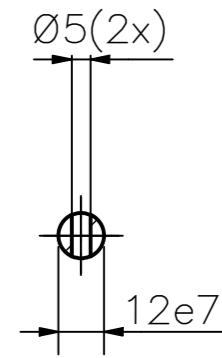
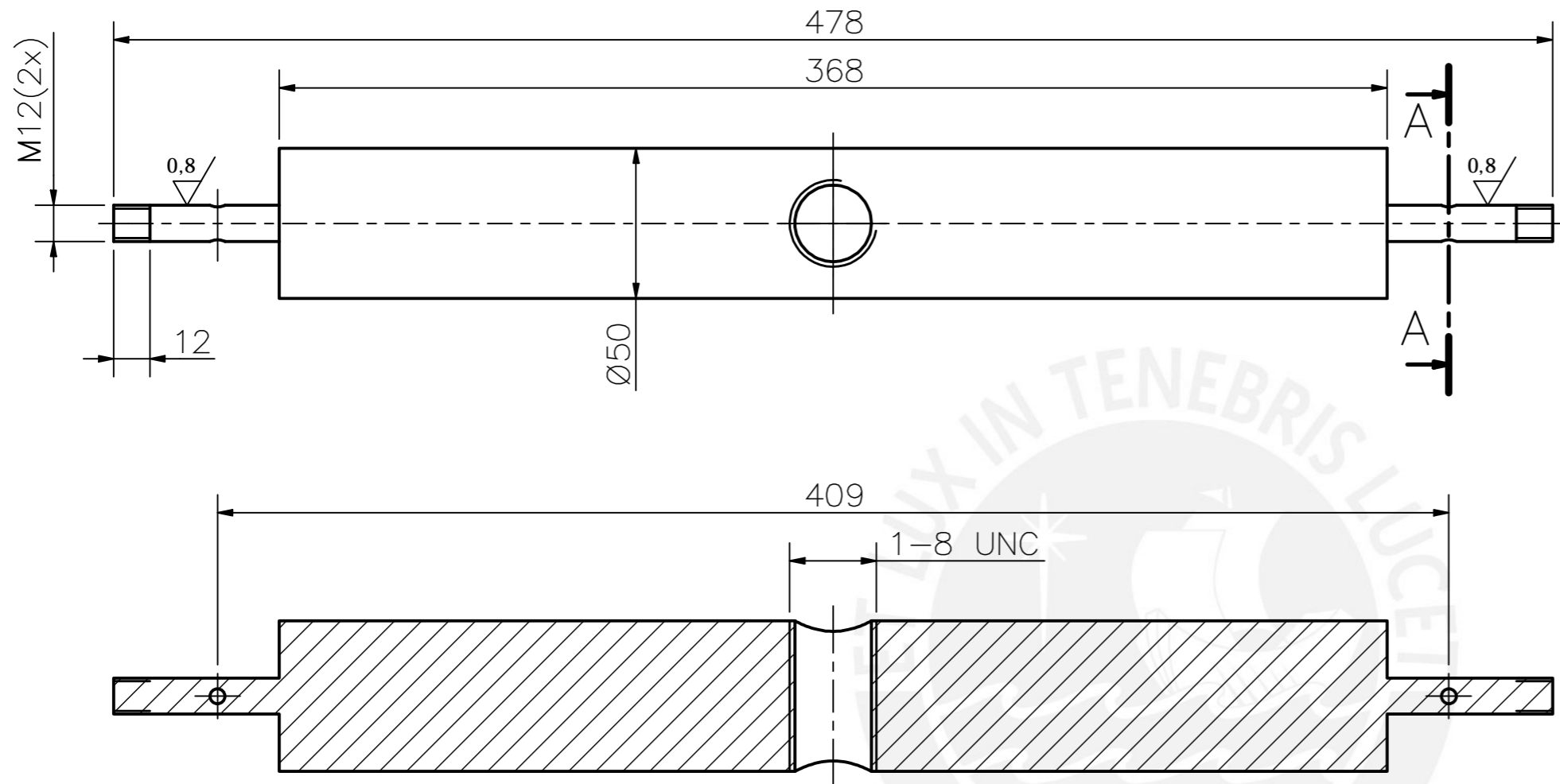


REDONDEOS NO INDICADOS R3

TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168					
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5

COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA

ACABADO SUPERFICIAL ✓	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 – MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA – SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA		
MÉTODO DE PROYECCIÓN ⊕ ⊖	TRABAJO DE FIN DE CARRERA	ESCALA 1:2
20092070	RUEDA PARA PLEGAR	FECHA: 2019.11.24
	DENEGRI MIASTA, ITALO	LÁMINA: A3-08

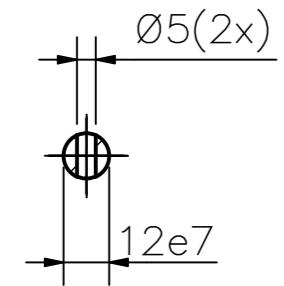
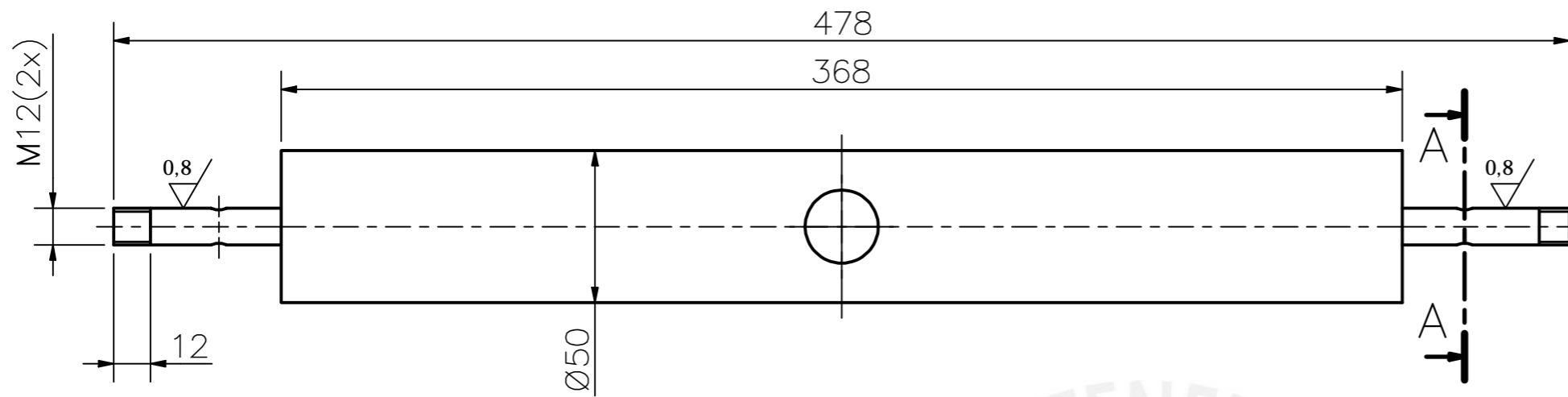


SECCIÓN A-A

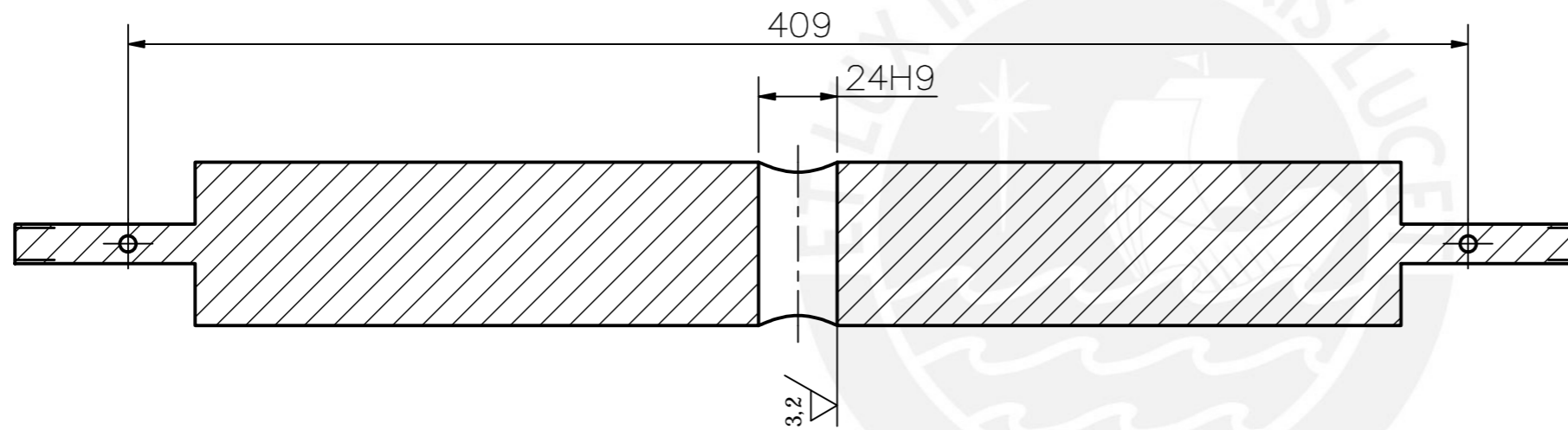
ACABADO SUPERFICIAL 0,8	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 - MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA - SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA		
MÉTODO DE PROYECCIÓN 	TRABAJO DE FIN DE CARRERA SOPORTE PARA HUSILLO TIPO 1	ESCALA 1:2
20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.11.24
12e7	11,968	11,950
COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA
		LÁMINA: A3-09

TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168						
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400	Más de 400 hasta 1000
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±0,8

12e7	11,968	11,950
COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA



SECCIÓN A-A



ACABADO SUPERFICIAL 0.8 / 3.2	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 – MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
----------------------------------	--	---------------------

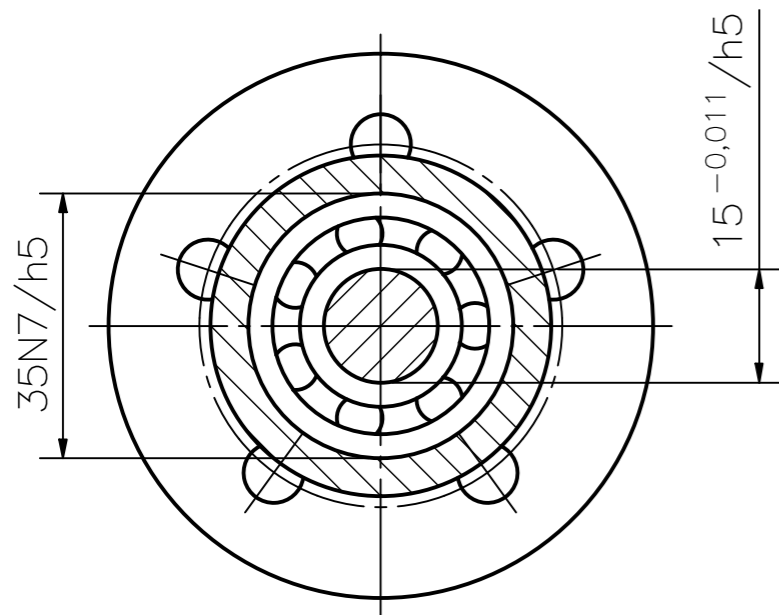
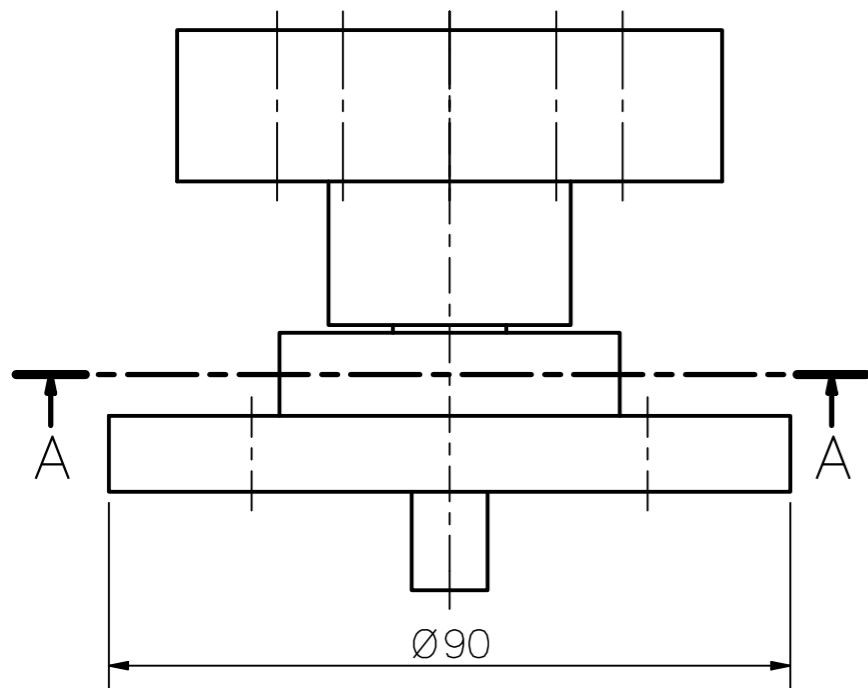
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA – SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

MÉTODO DE PROYECCIÓN 	TRABAJO DE FIN DE CARRERA SOPORTE PARA HUSILLO TIPO 2	ESCALA 1:2
--------------------------	--	---------------

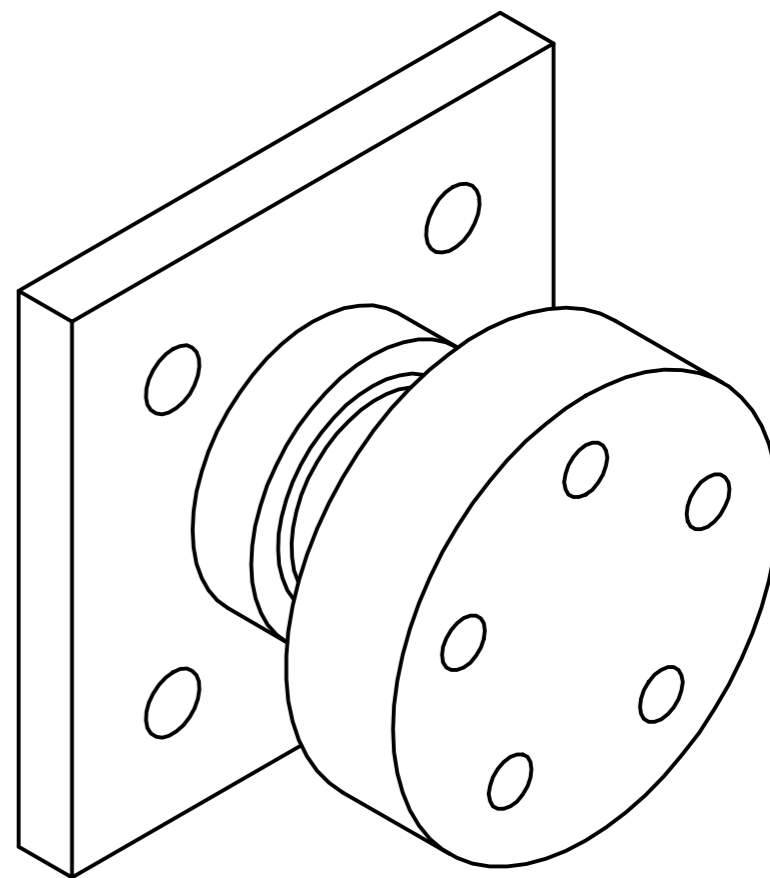
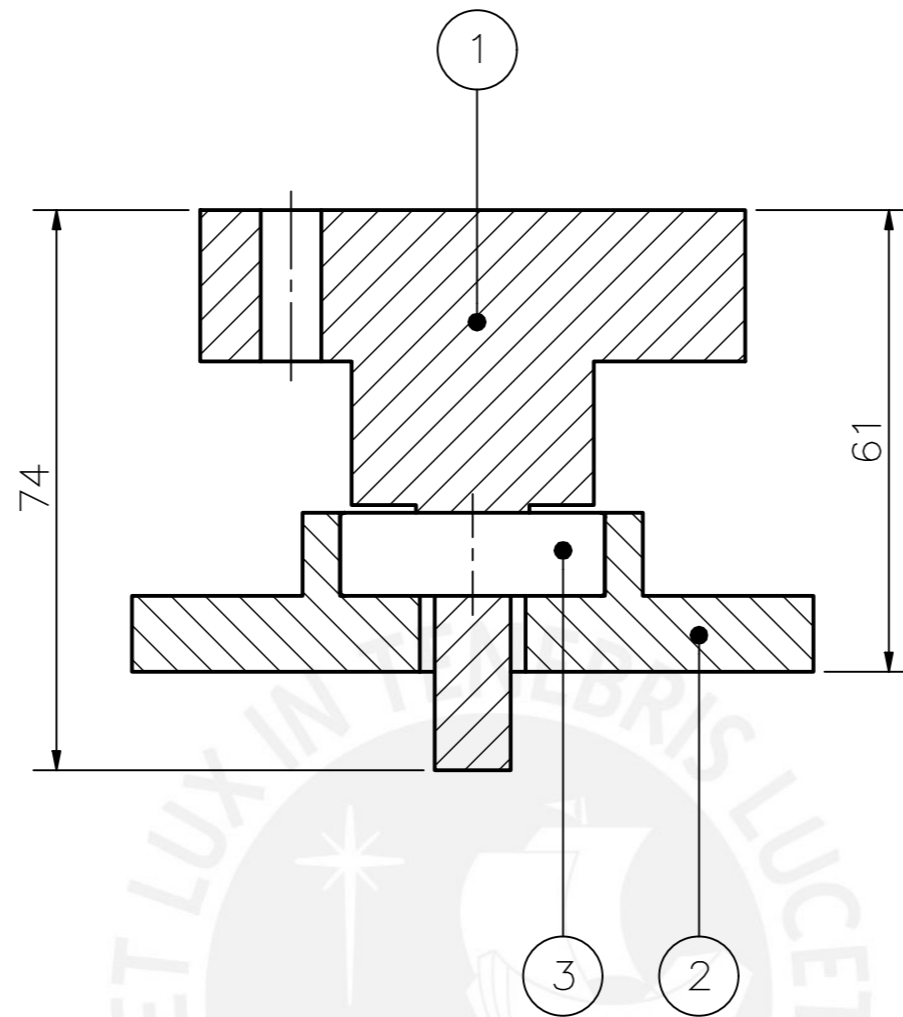
20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.11.24
		LÁMINA: A3-10

24H9	24,000	24,052
12e7	11,968	11,950
COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA

TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168						
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400	Más de 400 hasta 1000
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±0,8



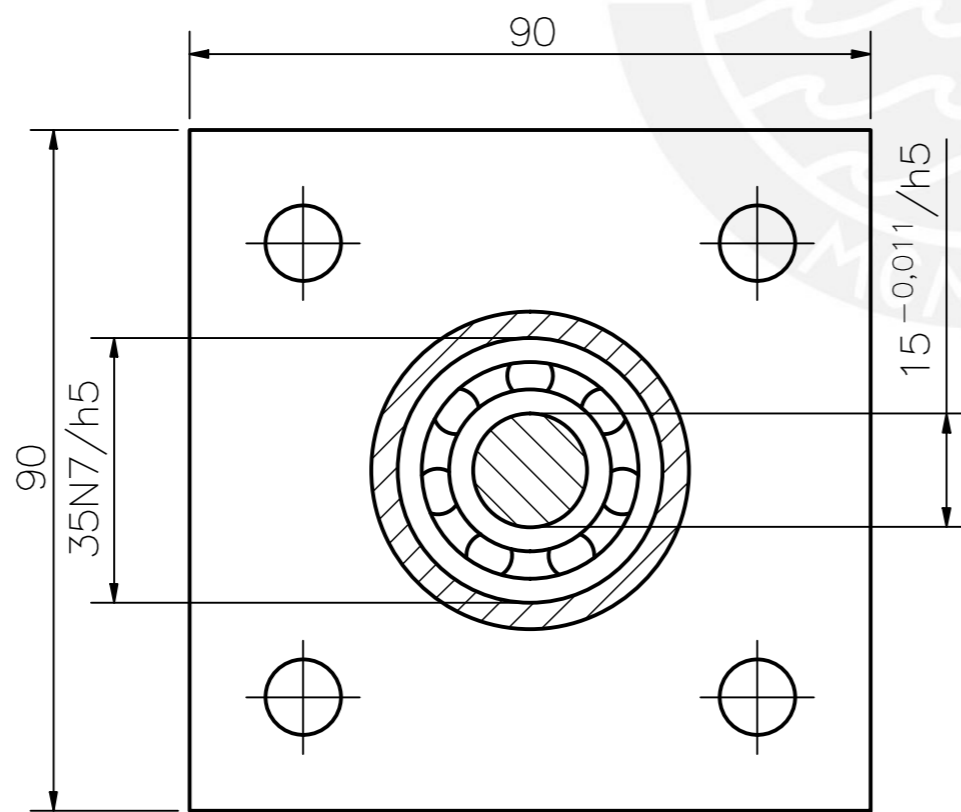
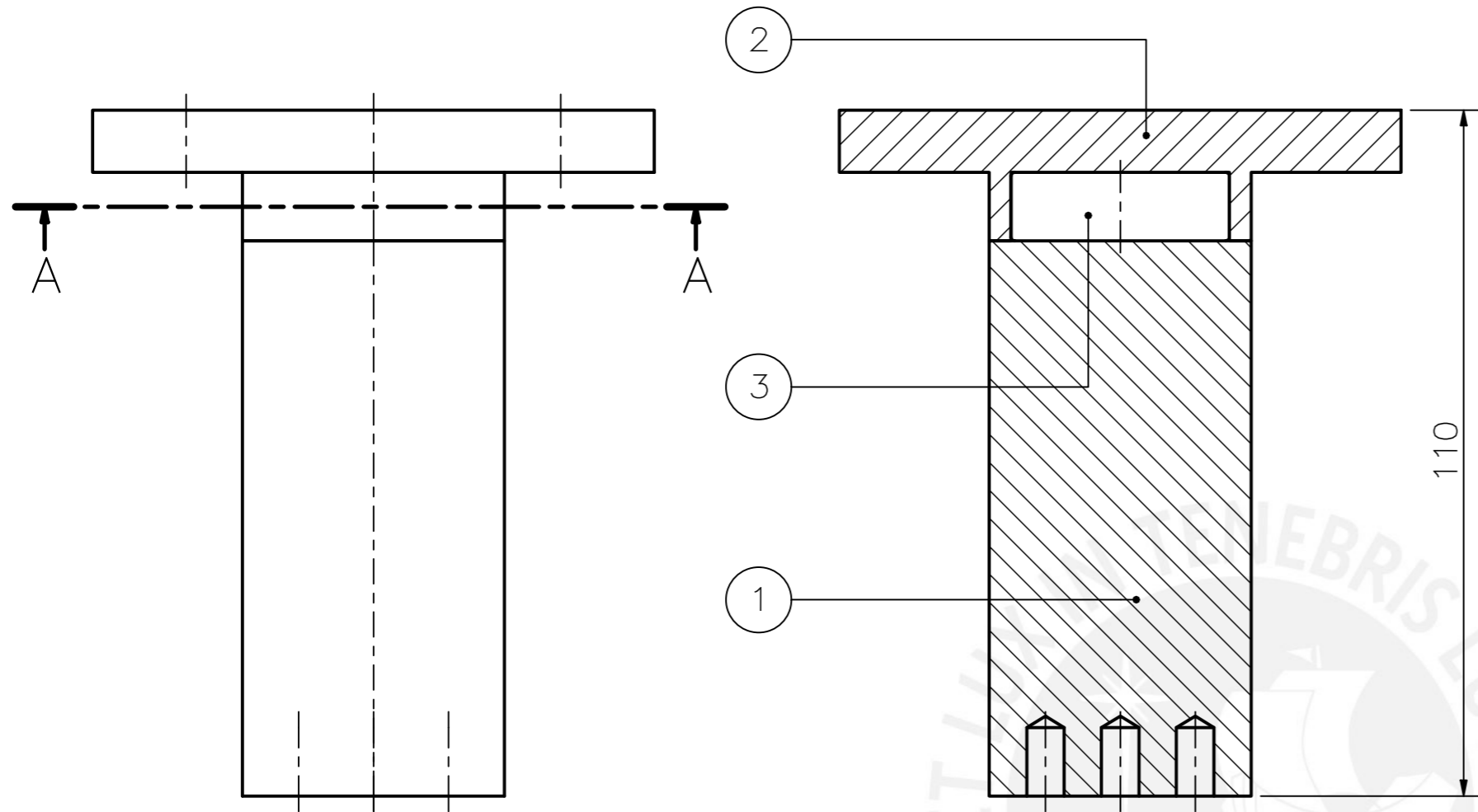
SECCIÓN A-A



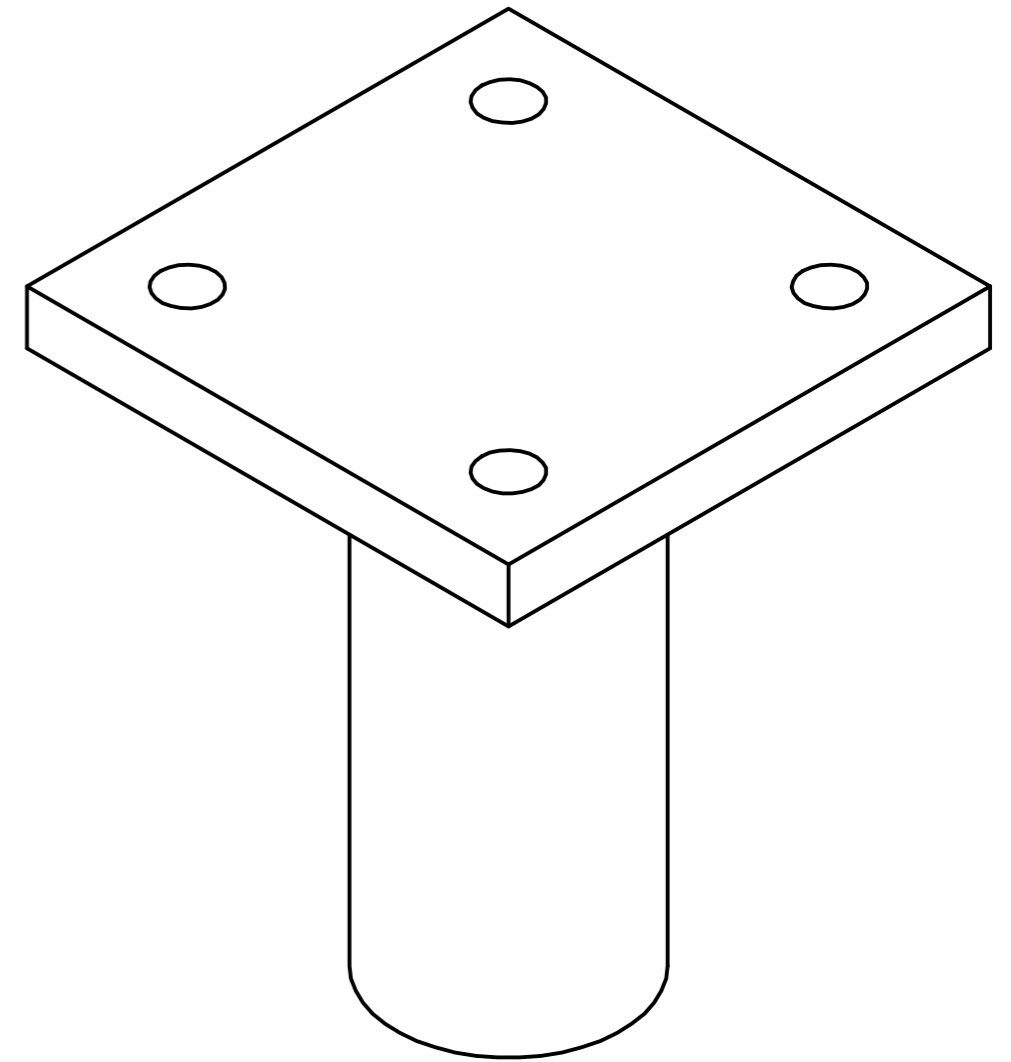
TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168				
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3

POS.	CANT.	DESCRIPCIÓN	NORMA	MATERIAL	OBSERVACIONES
1	1	RADIAL BALL BEARING 15x35x11	ABEC 1 P0	Si3N4	
1	1	PIEZA PARA RODAMIENTO TIPO 2		Ti6Al4V	A4-21
1	1	PIEZA GIRATORIA PARA RUEDAS		Ti6Al4V	A4-16

PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA – SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA		
MÉTODO DE PROYECCIÓN	TRABAJO DE FIN DE CARRERA	ESCALA
	SISTEMA PARA RODAMIENTO DE AROS	1:1
20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.12.05
		LÁMINA: A3-11



SECCIÓN A-A

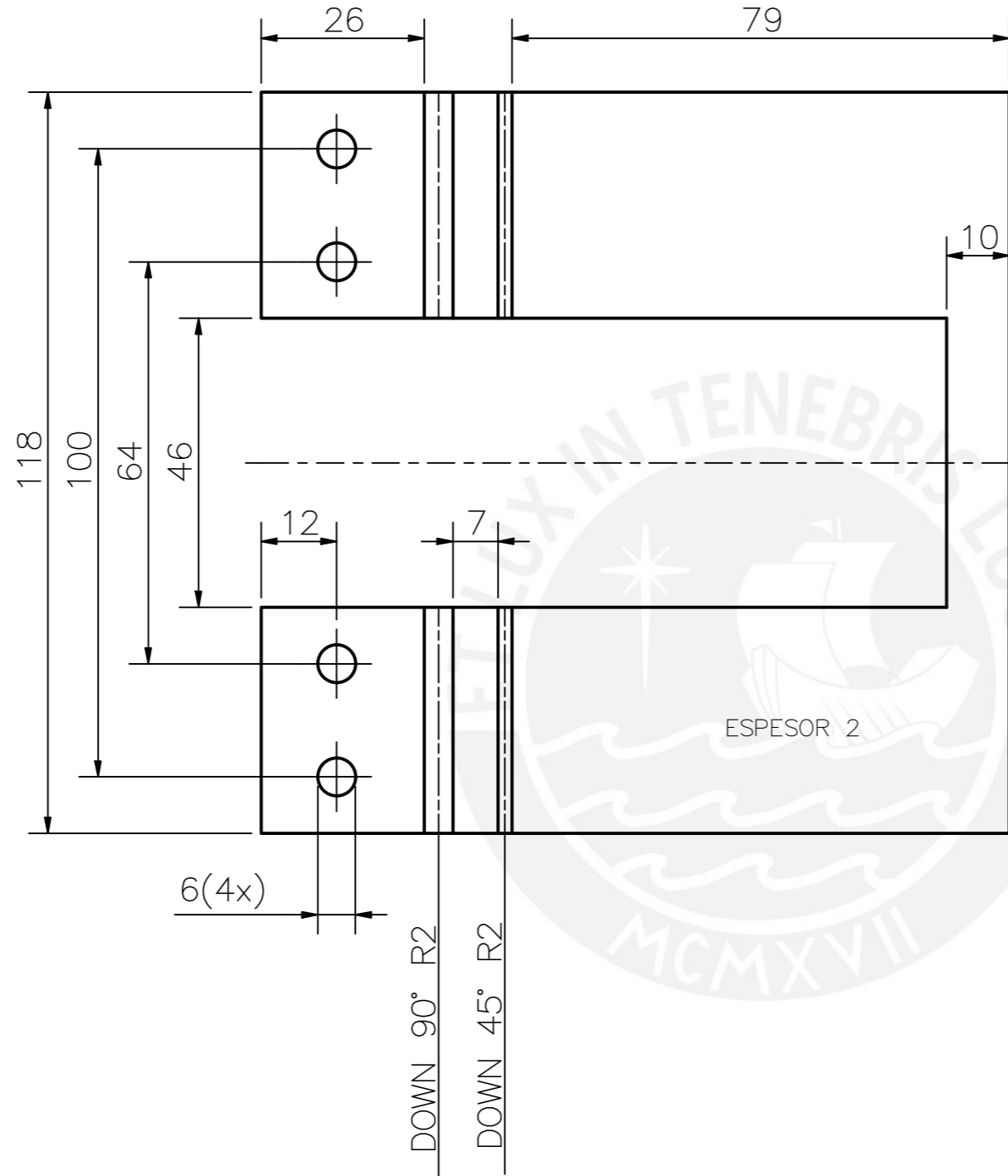


TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168				
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3

POS.	CANT.	DESCRIPCIÓN	NORMA	MATERIAL	OBSERVACIONES
1	1	RADIAL BALL BEARING 15x35x11	ABEC 1 P0	Si3N4	
1	1	PIEZA PARA RODAMIENTO TIPO 1		Ti6Al4V	A4-20
1	1	PIEZA EJE PARA RODAMIENTO		Ti6Al4V	A4-15

PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA – SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

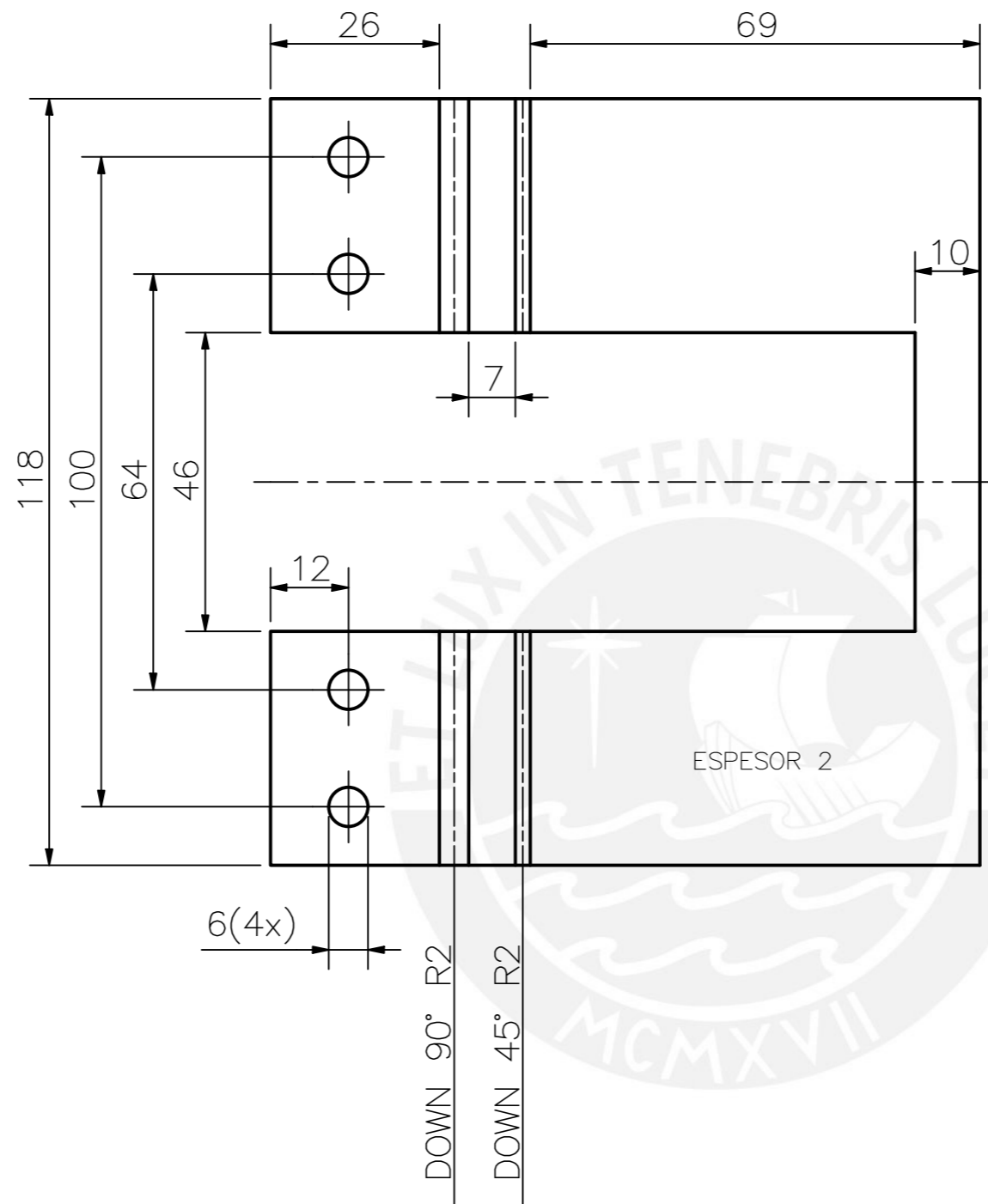
MÉTODO DE PROYECCIÓN	TRABAJO DE FIN DE CARRERA	ESCALA
	SISTEMA DELANTEROS DE RODAMIENTOS	1:1
20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.12.10
		LÁMINA: A3-12



TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168				
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3

COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA

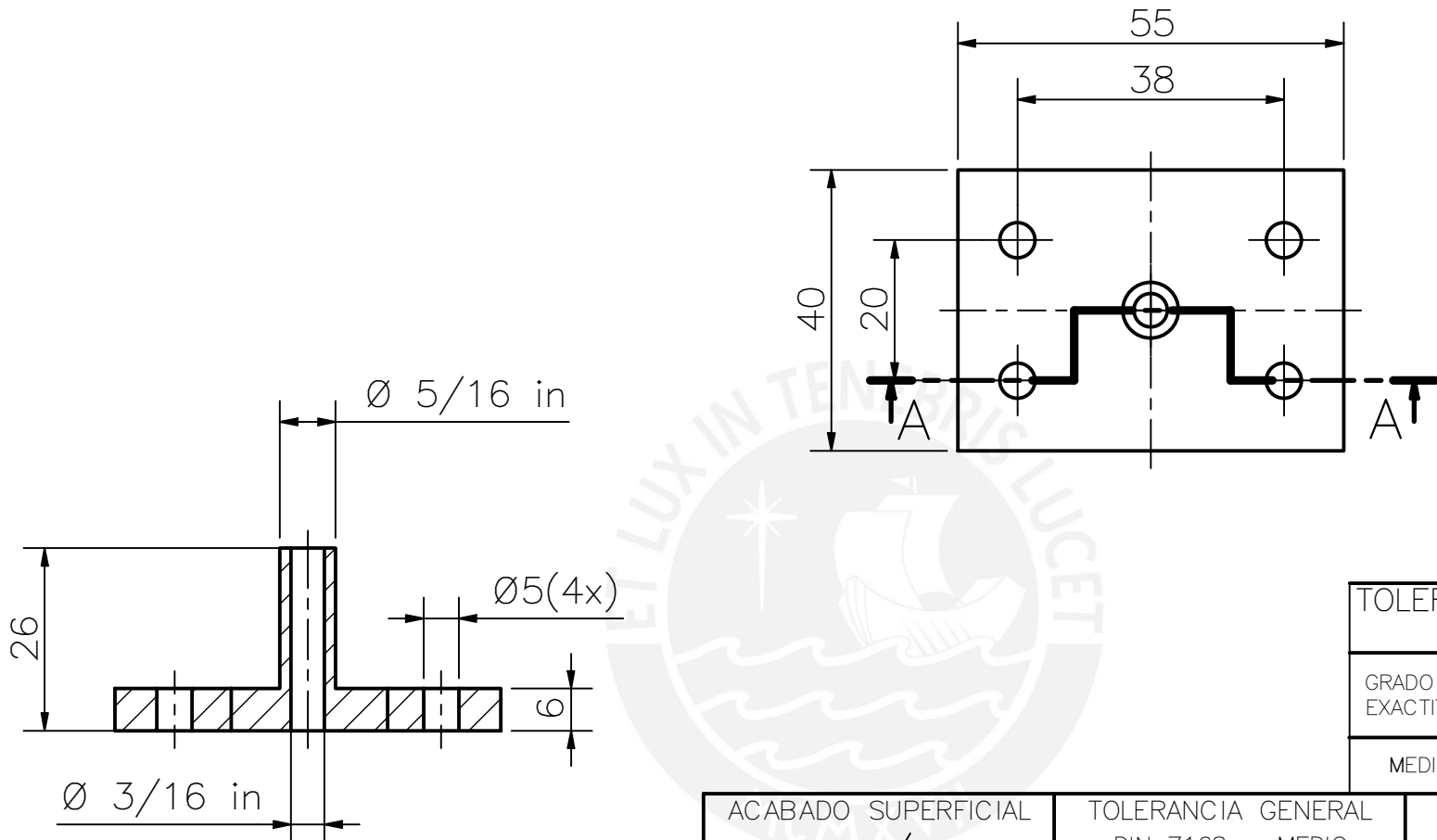
ACABADO SUPERFICIAL ✓	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 – MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA – SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA		
MÉTODO DE PROYECCIÓN ⊕	TRABAJO DE FIN DE CARRERA LIMITE PARA MANIVELA TIPO 1	ESCALA 1:1
20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.11.18
		LÁMINA: A3-13



TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168				
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3

COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA

ACABADO SUPERFICIAL ✓	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 – MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA – SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA		
MÉTODO DE PROYECCIÓN ⊕	TRABAJO DE FIN DE CARRERA LIMITE PARA MANIVELA TIPO 2	ESCALA 1:1
20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.11.19
		LÁMINA: A3-14



SECCIÓN A-A
 ESCALA 1 : 1

TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168				
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3

ACABADO SUPERFICIAL ✓	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 – MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
--------------------------	--	---------------------

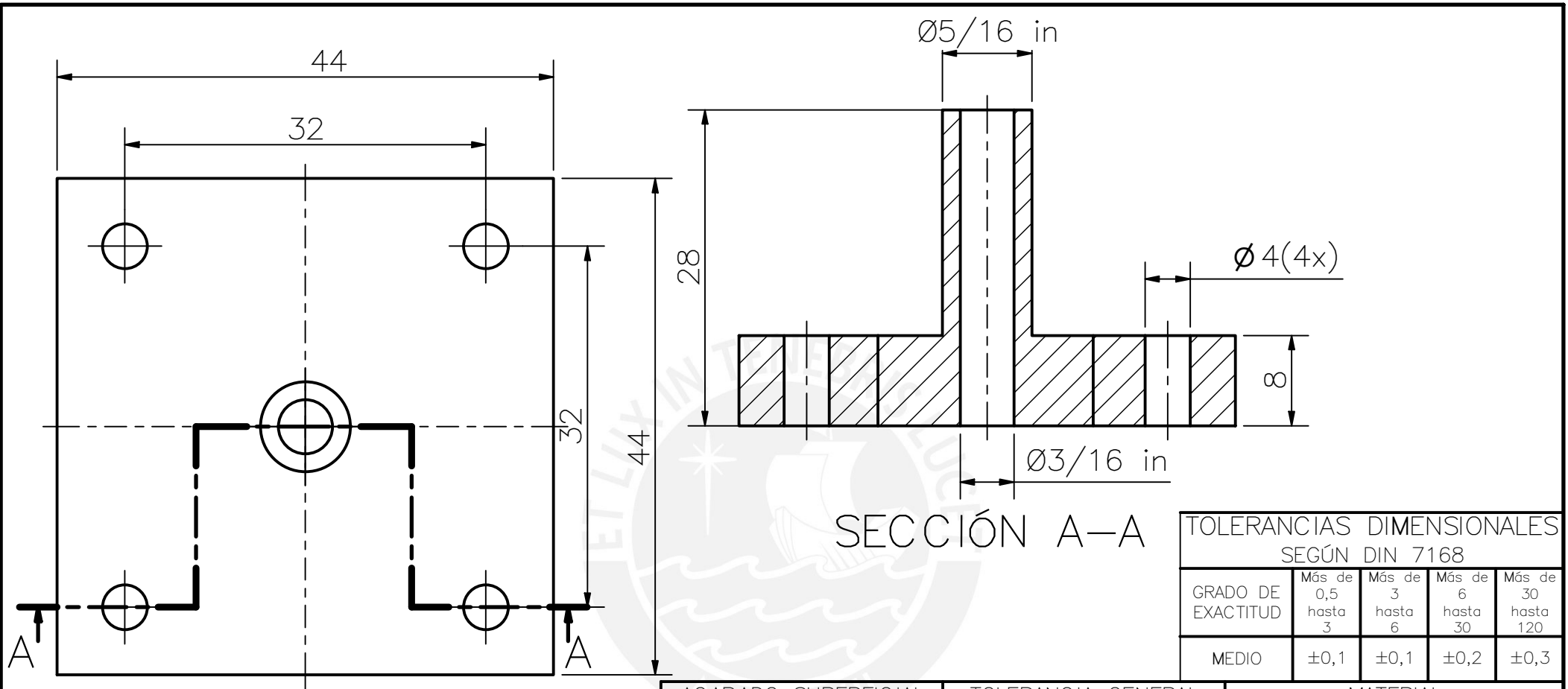
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
 FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA – SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

MÉTODO DE PROYECCIÓN 	TRABAJO DE FIN DE CARRERA ACOPLE DE MANGUERA PARA MOTOR	ESCALA 1:1
--------------------------	--	---------------

20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.11.20
----------	-----------------------	----------------------

COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA
--------------	-------------	-------------

LÁMINA:
A4-01



SECCIÓN A-A

TOLERANCIAS DIMENSIONALES
SEGÚN DIN 7168

GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3

ACABADO SUPERFICIAL ▽	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 - MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
--------------------------	--	---------------------

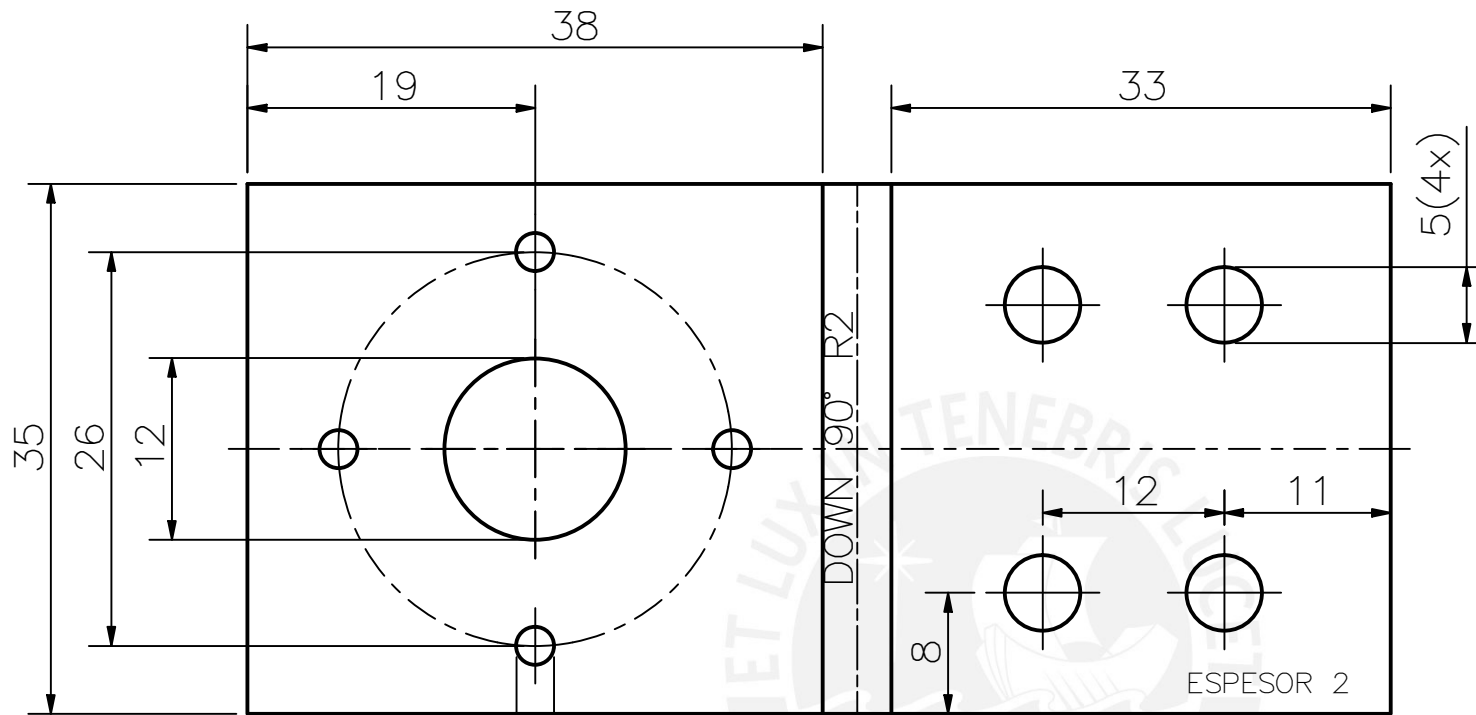
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA - SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

MÉTODO DE PROYECCIÓN 	TRABAJO DE FIN DE CARRERA ACOPLE DE MANGUERA PARA VENTILADOR	ESCALA 2:1
--------------------------	--	----------------------

20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.11.26
----------	-----------------------	----------------------

COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA
--------------	-------------	-------------

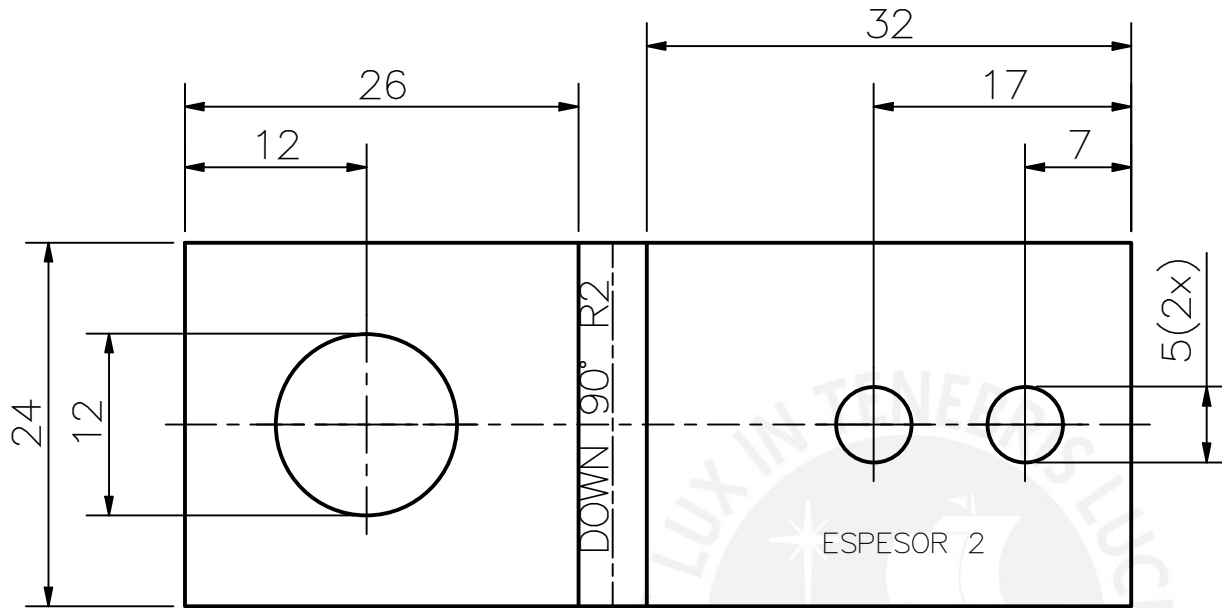
LÁMINA:
A4-02



TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168				
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3

ACABADO SUPERFICIAL ▽	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 – MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA – SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA		
MÉTODO DE PROYECCIÓN ⊕ ⊔	TRABAJO DE FIN DE CARRERA ANGULO PARA FIJAR MOTOR	ESCALA 2:1
20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.11.15
		LÁMINA: A4-03

COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA



TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168				
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3

ACABADO SUPERFICIAL ▽	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 – MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
--------------------------	--	---------------------

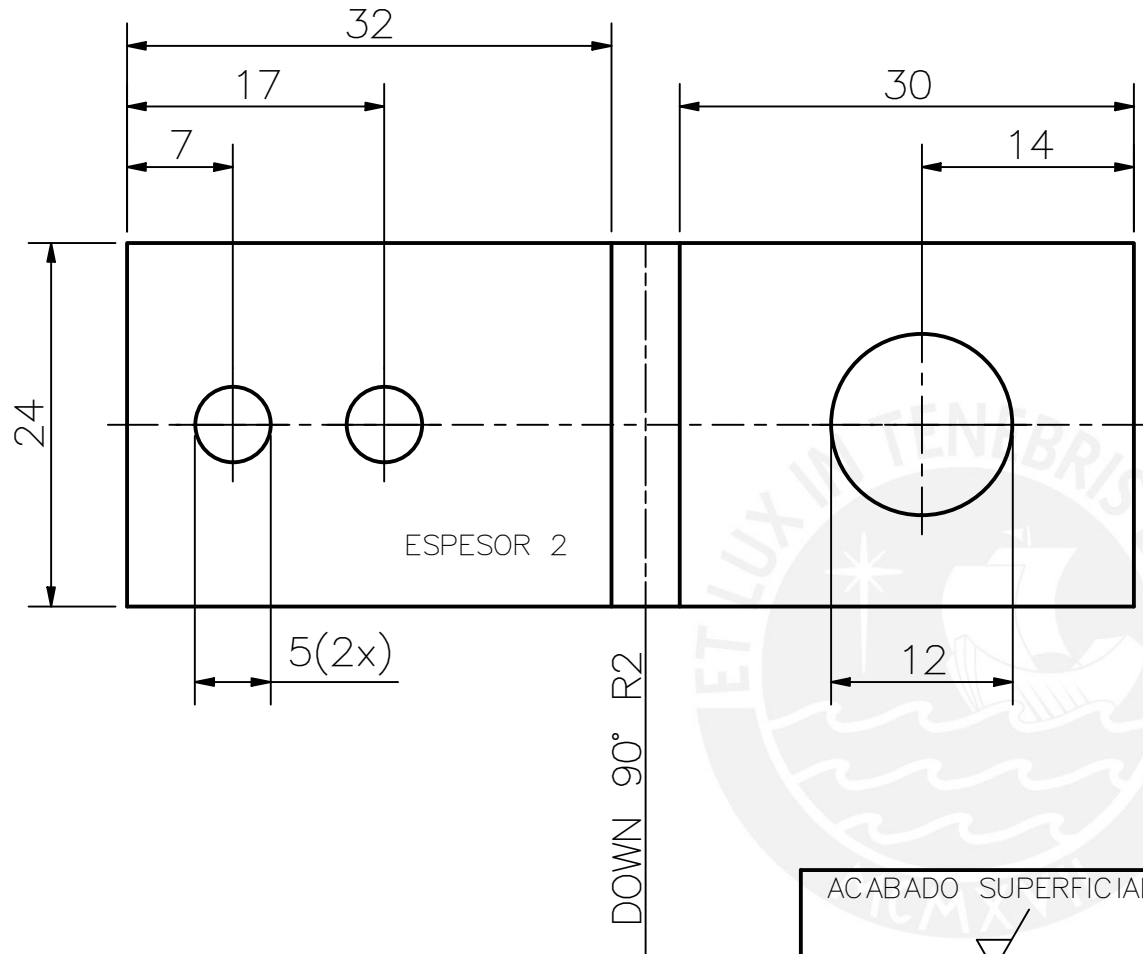
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA – SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

MÉTODO DE PROYECCIÓN 	TRABAJO DE FIN DE CARRERA ANGULO TIPO 1	ESCALA 2:1
--	--	---------------

20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.11.23
----------	-----------------------	----------------------

COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA
--------------	-------------	-------------

LÁMINA:
A4-04



TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168				
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3

ACABADO SUPERFICIAL ▽	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 – MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
--------------------------	--	---------------------

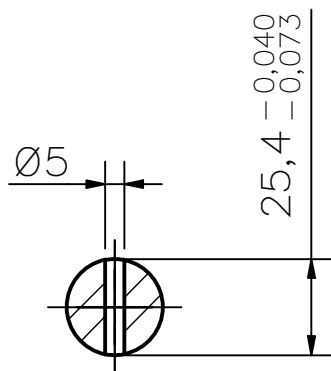
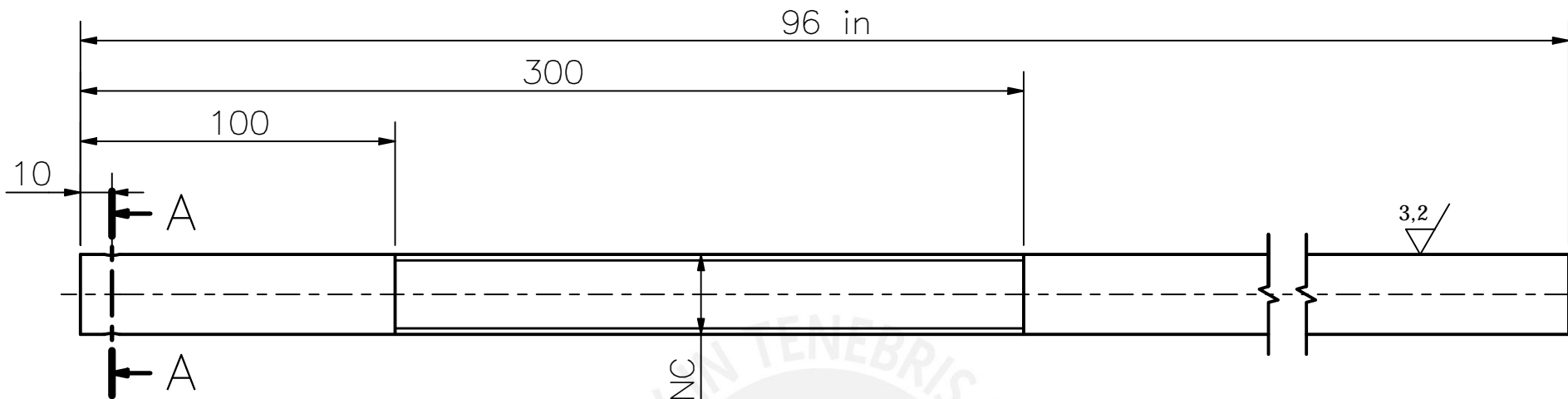
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA – SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

MÉTODO DE PROYECCIÓN 	TRABAJO DE FIN DE CARRERA ANGULO TIPO 2	ESCALA 2:1
--	--	---------------

20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.11.25
----------	-----------------------	----------------------

COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA
--------------	-------------	-------------

LÁMINA:
A4-05



SECCIÓN A-A

1-8 UNC

TOLERANCIAS DIMENSIONALES
SEGÚN DIN 7168

GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400	Más de 400 hasta 1000	Más de 1000 hasta 2000	Más de 2000 hasta 4000
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±0,8	±1,2	±3

ACABADO SUPERFICIAL 3,2	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 - MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
----------------------------	--	---------------------

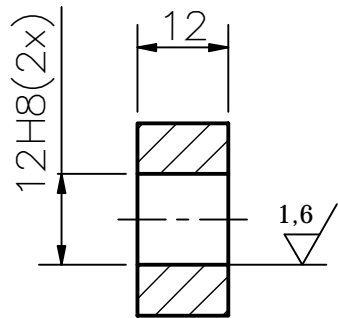
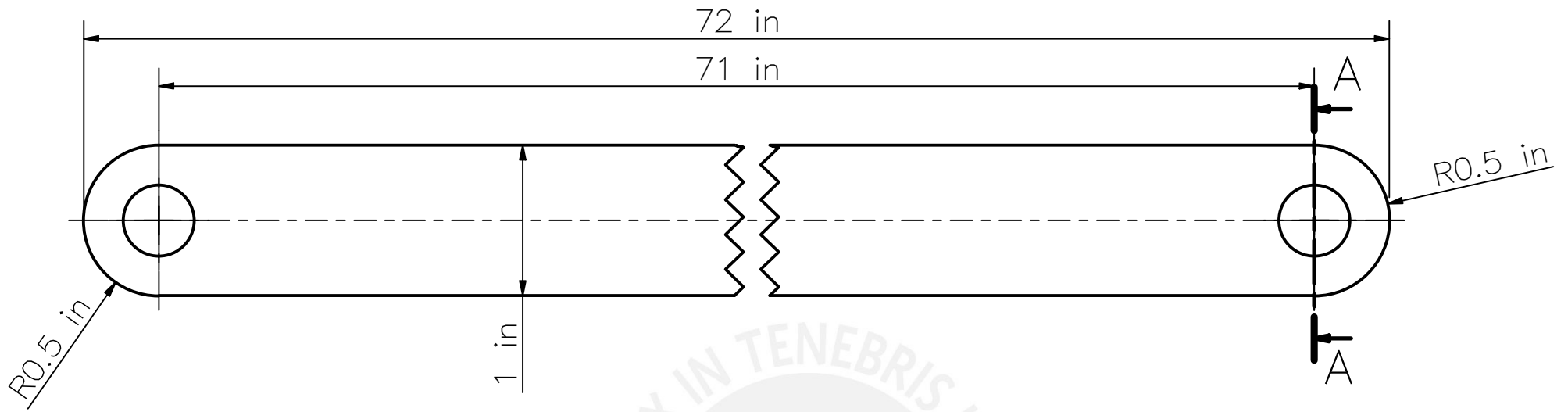
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA - SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

MÉTODO DE PROYECCIÓN 	TRABAJO DE FIN DE CARRERA BARRA HUSILLO	ESCALA 1:2
--------------------------	--	-------------------

20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.11.24
----------	-----------------------	----------------------

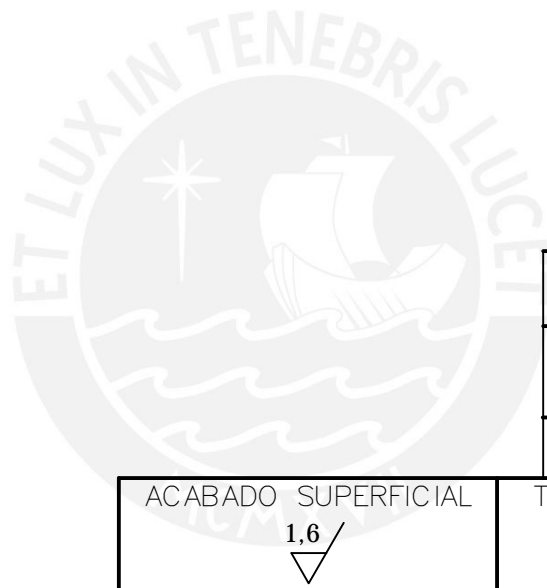
COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA

LÁMINA:
A4-06



SECCIÓN A-A

12H8	12,000	12,027
COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA



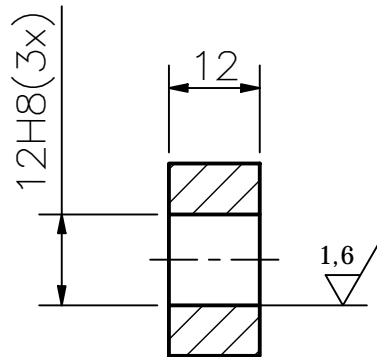
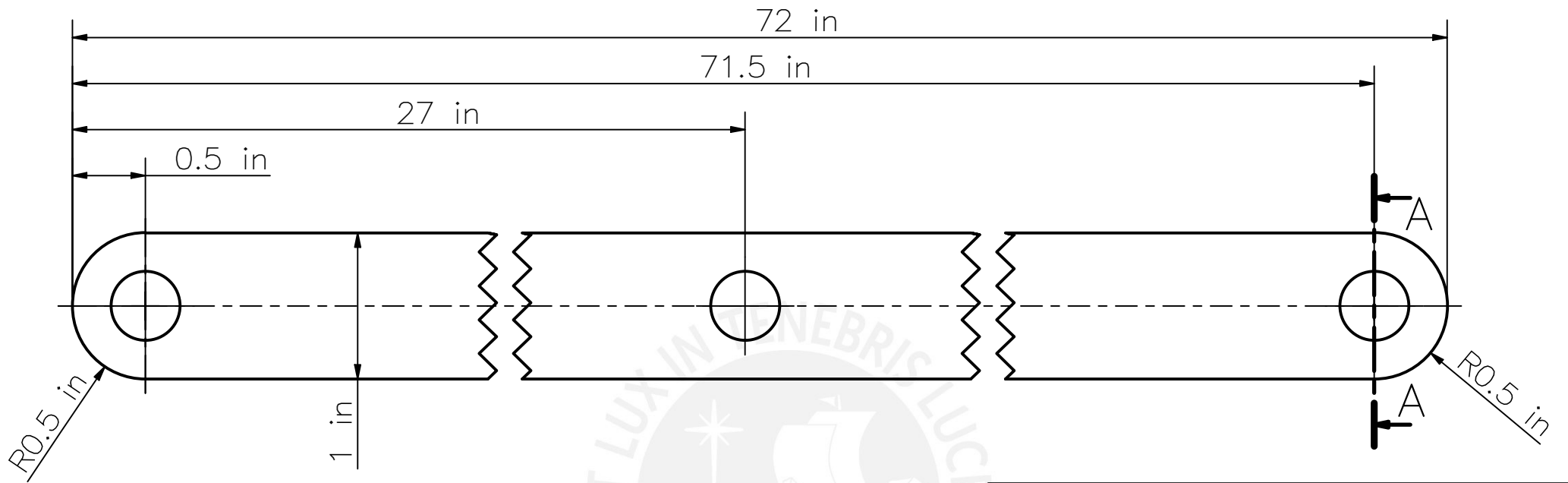
TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168							
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400	Más de 400 hasta 1000	Más de 1000 hasta 2000
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±0,8	±1,2

ACABADO SUPERFICIAL 1,6 /	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 – MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
------------------------------	--	---------------------

PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA – SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

MÉTODO DE PROYECCIÓN 	TRABAJO DE FIN DE CARRERA BARRA INTERNA PARA PLEGAR	ESCALA 1:1
--------------------------	--	---------------

20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.11.22
		LÁMINA: A4-07



SECCIÓN A-A

12H7	12,000	12,027
COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA

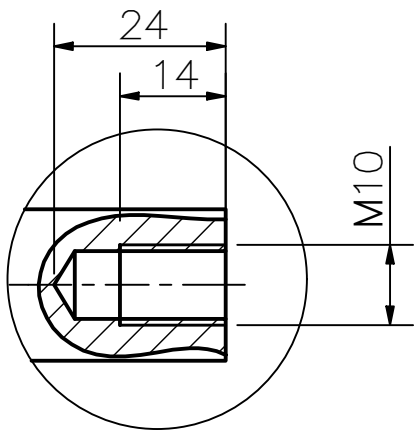
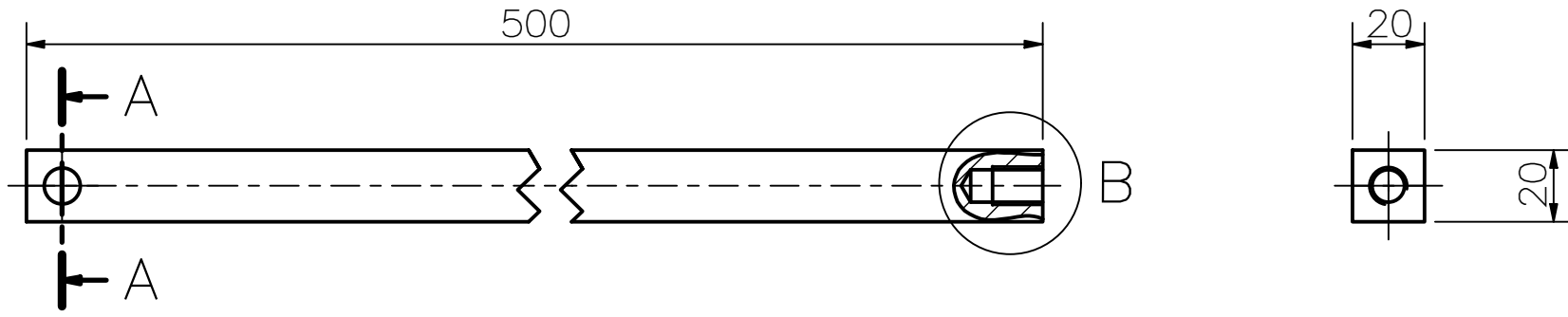
TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168							
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400	Más de 400 hasta 1000	Más de 1000 hasta 2000
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±0,8	±1,2

ACABADO SUPERFICIAL 1.6	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 - MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
----------------------------	--	---------------------

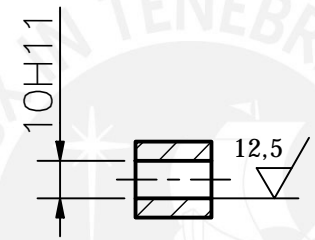
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA - SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

MÉTODO DE PROYECCIÓN 	TRABAJO DE FIN DE CARRERA BARRA EXTERNA PARA PLEGAR	ESCALA 1:1
--------------------------	--	---------------

20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.11.23
		LÁMINA: A4-08



DETALLE B
ESCALA 1 : 1



DETALLE A-A
ESCALA 1:2

TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168						
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400	Más de 400 hasta 1000
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±0,8

ACABADO SUPERFICIAL 12,5	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 – MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
-----------------------------	--	---------------------

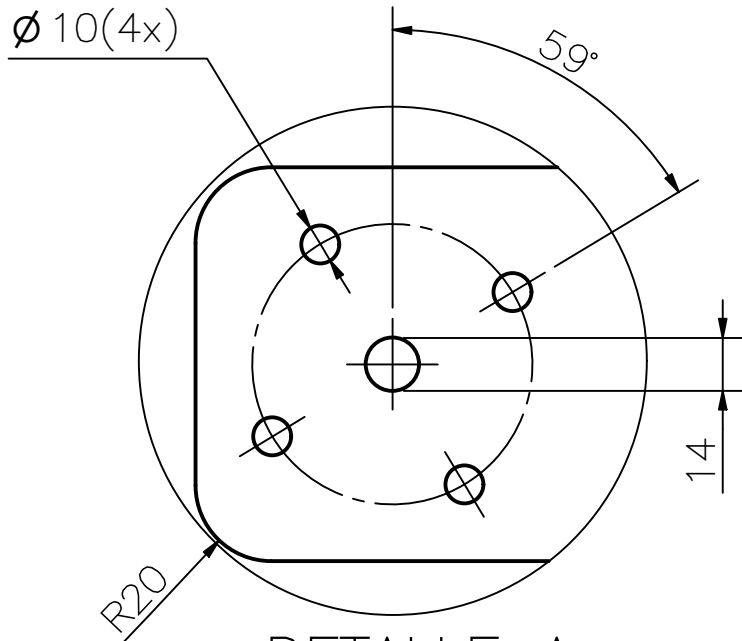
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA – SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

MÉTODO DE PROYECCIÓN 	TRABAJO DE FIN DE CARRERA BIELA	ESCALA 1:2
--------------------------	--	---------------

20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.11.17
----------	-----------------------	----------------------

10H11	10,000	10,090
COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA

LÁMINA:
A4-09



DETALLE A
ESCALA 1:2

TOLERANCIAS DIMENSIONALES
SEGÚN DIN 7168

GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400	Más de 400 hasta 1000
MEDIO	$\pm 0,1$	$\pm 0,1$	$\pm 0,2$	$\pm 0,3$	$\pm 0,5$	$\pm 0,8$

ACABADO SUPERFICIAL 	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 – MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
-------------------------	--	---------------------

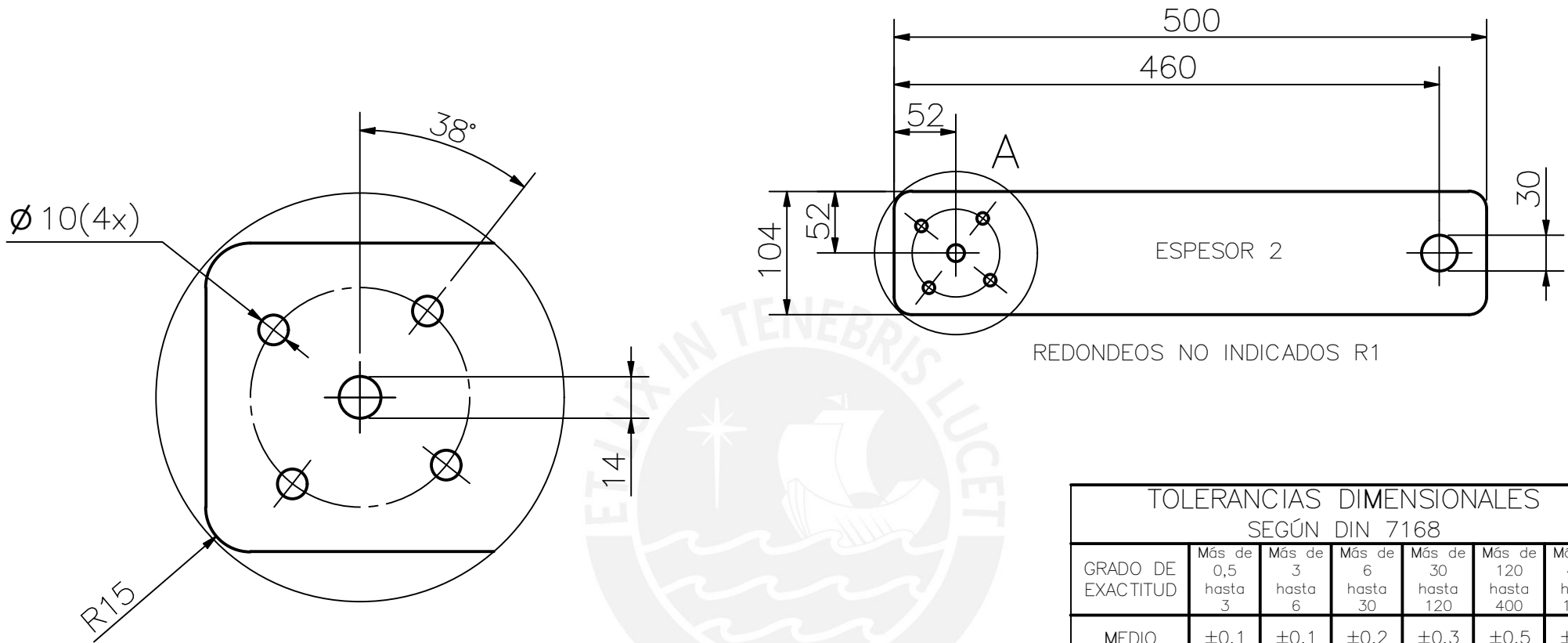
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA – SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

MÉTODO DE PROYECCIÓN 	TRABAJO DE FIN DE CARRERA BRAZO POSTERIOR	ESCALA 1:5
--------------------------	---	---------------

20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.11.22
----------	-----------------------	----------------------

COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA
--------------	-------------	-------------

LÁMINA:
A4-10



DETALLE A
ESCALA 1:2

REDONDEOS NO INDICADOS R1

TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168						
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400	Más de 400 hasta 1000
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±0,8

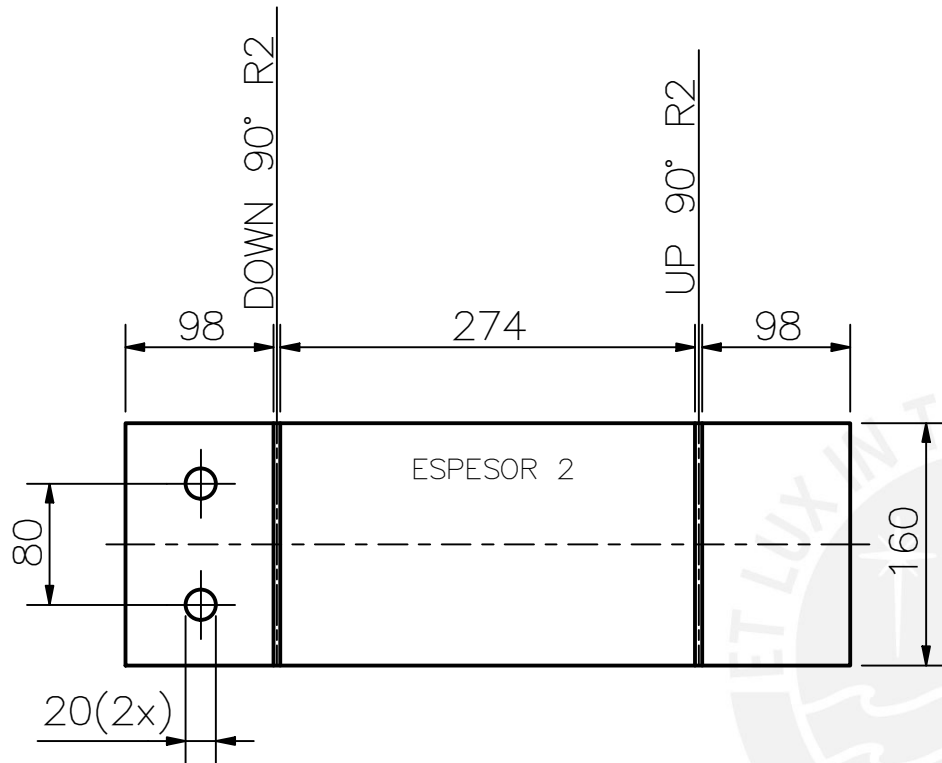
ACABADO SUPERFICIAL ▽	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 – MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
--------------------------	--	---------------------

PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA – SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

MÉTODO DE PROYECCIÓN 	TRABAJO DE FIN DE CARRERA BRAZO DELANTERO	ESCALA 1:5
20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.12.04

COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA
--------------	-------------	-------------

LÁMINA:
A4-11



TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168						
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400	Más de 400 hasta 1000
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±0,8

ACABADO SUPERFICIAL ✓	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 – MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
--------------------------	--	---------------------

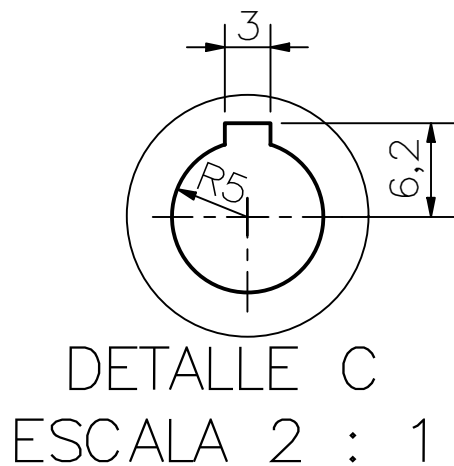
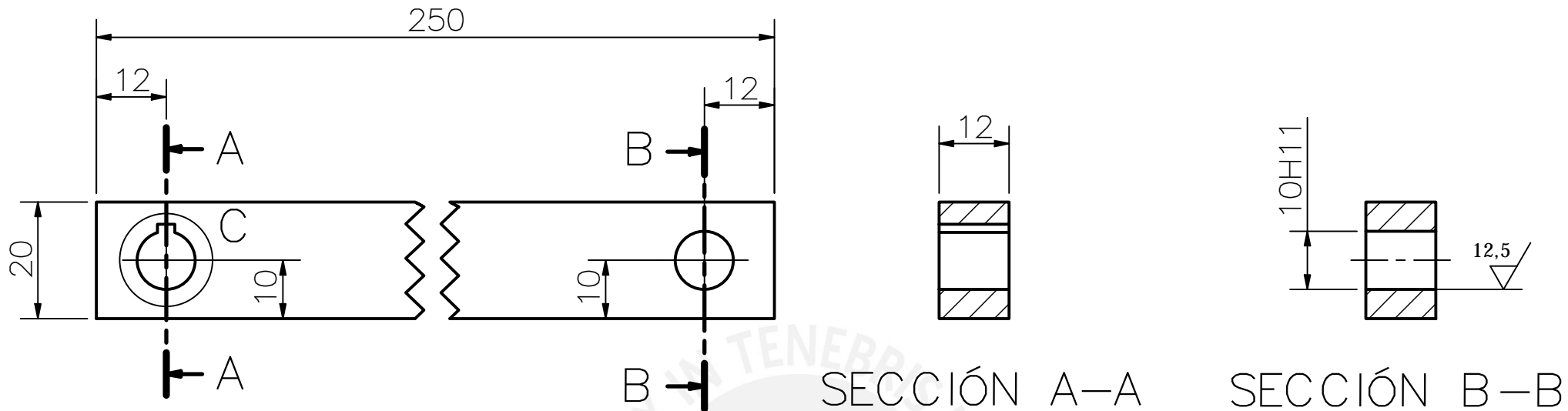
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA – SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

MÉTODO DE PROYECCIÓN 	TRABAJO DE FIN DE CARRERA TOPE POSTERIOR PARA COLCHON	ESCALA 1:5
--	--	---------------

20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.12.23
----------	-----------------------	----------------------

COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA
--------------	-------------	-------------

LÁMINA:
A4-12



TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168					
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5

ACABADO SUPERFICIAL 12,5/√	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 – MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
-------------------------------	--	---------------------

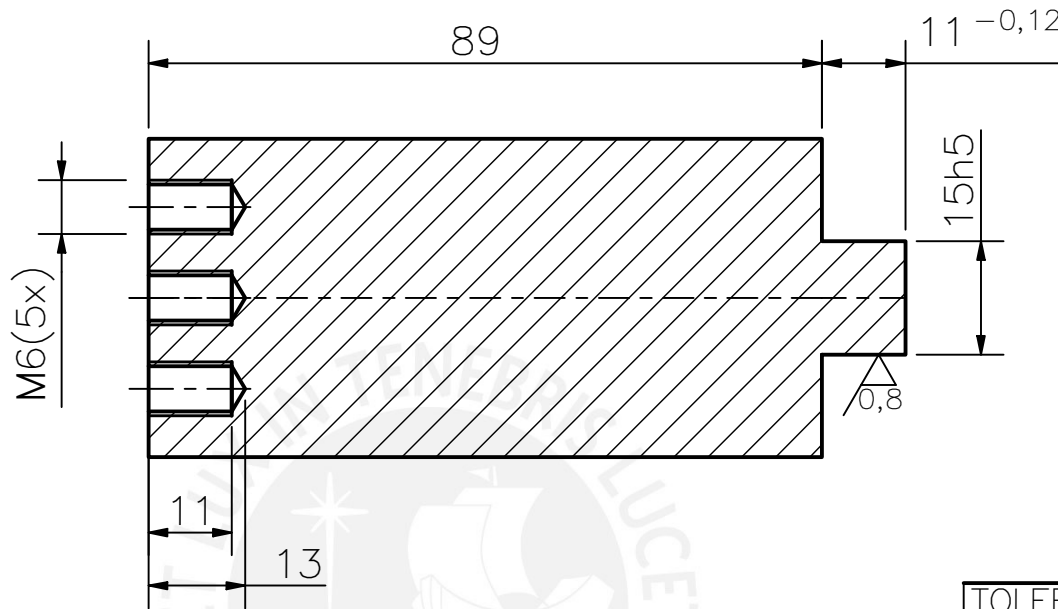
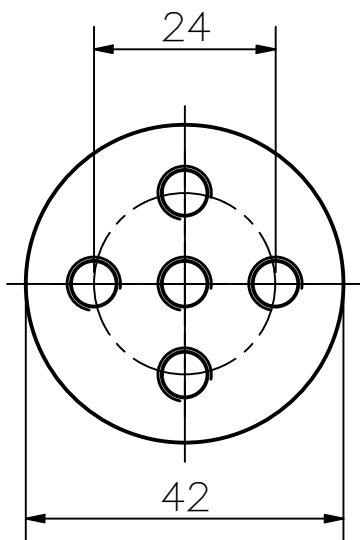
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA – SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

MÉTODO DE PROYECCIÓN 	TRABAJO DE FIN DE CARRERA MANIVELA	ESCALA 1:1
--------------------------	---	---------------

20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.11.15
----------	-----------------------	----------------------

10H11	10,000	10,090
COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA

LÁMINA:
A4-14



TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168				
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3

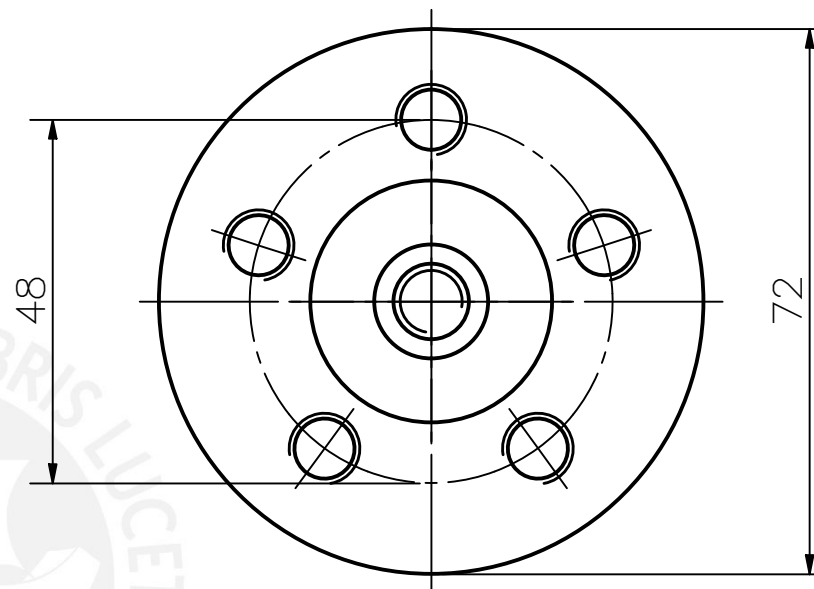
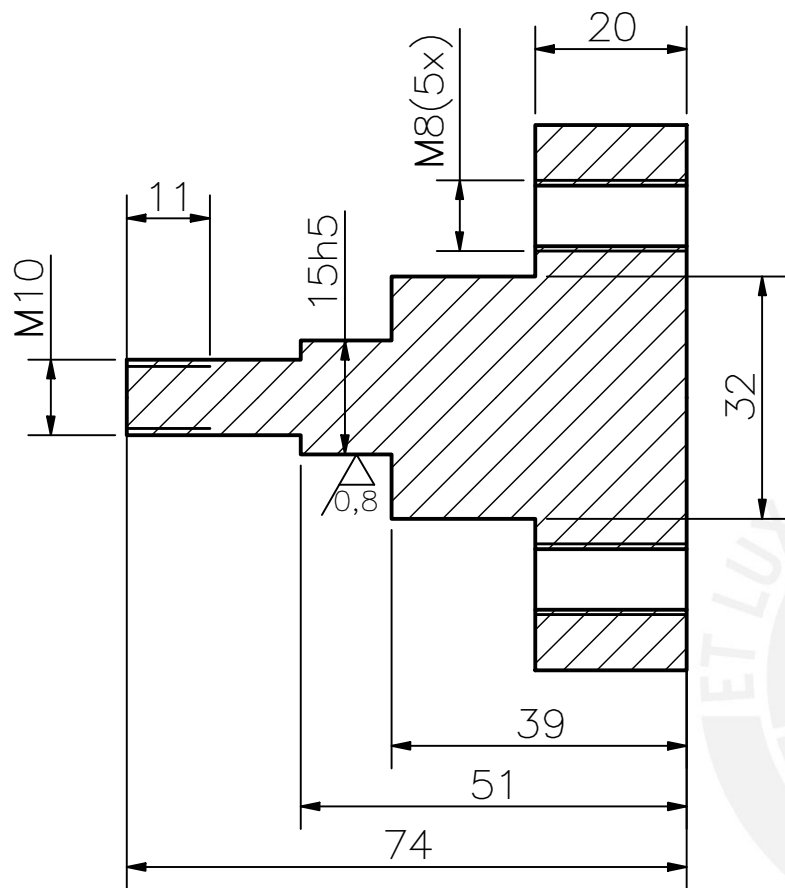
ACABADO SUPERFICIAL 0,8 /	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 – MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
------------------------------	--	---------------------

PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA – SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

MÉTODO DE PROYECCIÓN 	TRABAJO DE FIN DE CARRERA PIEZA EJE PARA RODAMIENTO	ESCALA 1:2
--------------------------	--	---------------

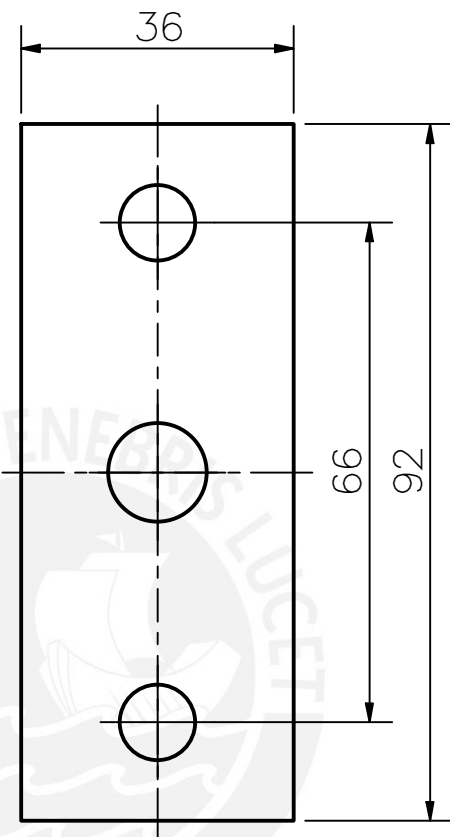
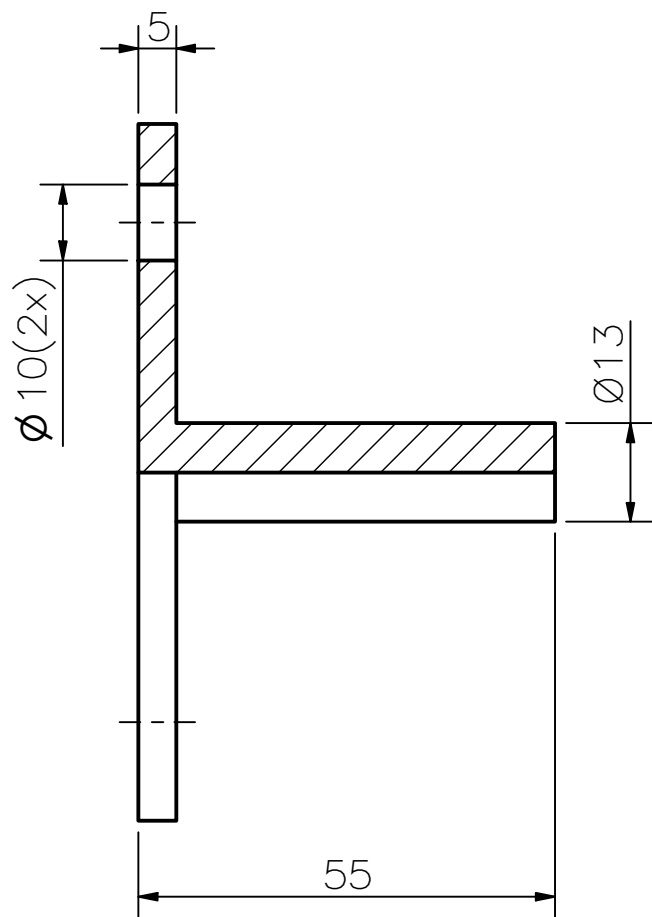
20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.12.04
		LÁMINA: A4-15

15h5	15,000	14,979
COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA



ACABADO SUPERFICIAL 0,8	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 – MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA – SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA		
MÉTODO DE PROYECCIÓN 	TRABAJO DE FIN DE CARRERA PIEZA GIRATORIA PARA RUEDAS	ESCALA 1:1
20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.12.03
		LÁMINA: A4-16

15h5	15,000	14,992
COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA



TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168				
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3

ACABADO SUPERFICIAL ▽	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 – MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
--------------------------	--	---------------------

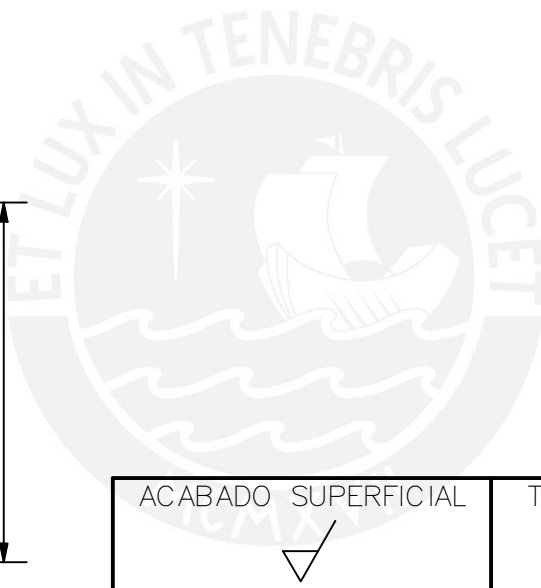
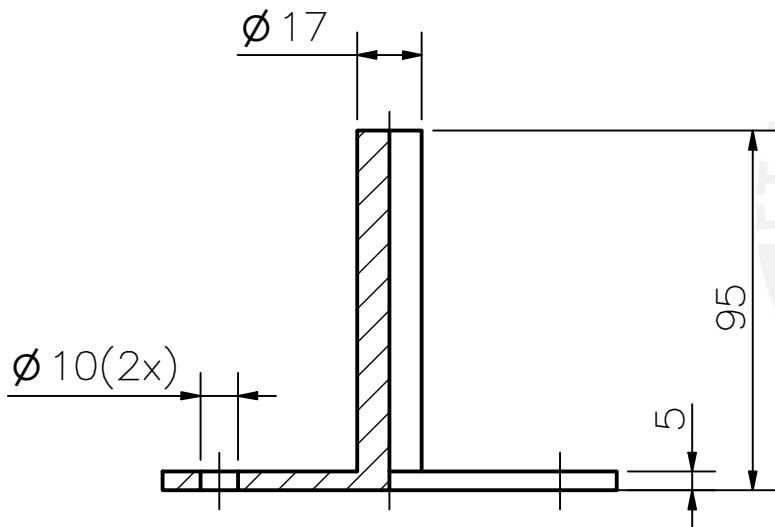
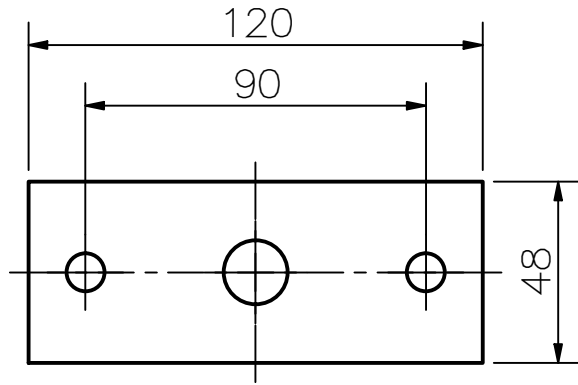
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA – SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

MÉTODO DE PROYECCIÓN 	TRABAJO DE FIN DE CARRERA PIEZA GUIA TIPO 1	ESCALA 1:1
--------------------------	--	-------------------

20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.12.04
----------	-----------------------	----------------------

COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA
--------------	-------------	-------------

LÁMINA:
A4-17



TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168				
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3

ACABADO SUPERFICIAL ✓	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 – MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
--------------------------	--	---------------------

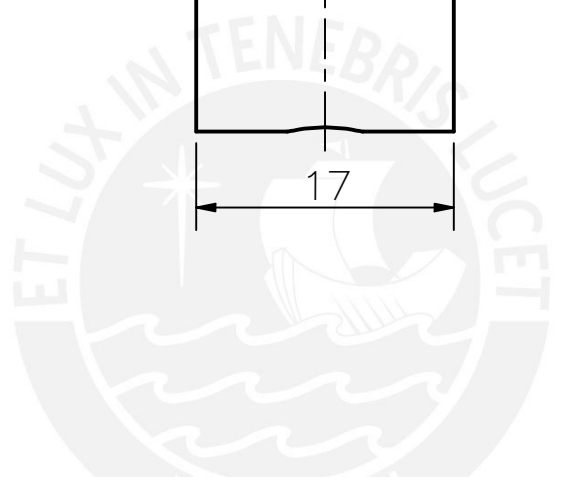
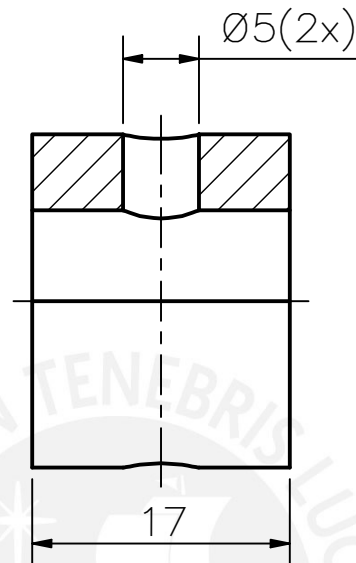
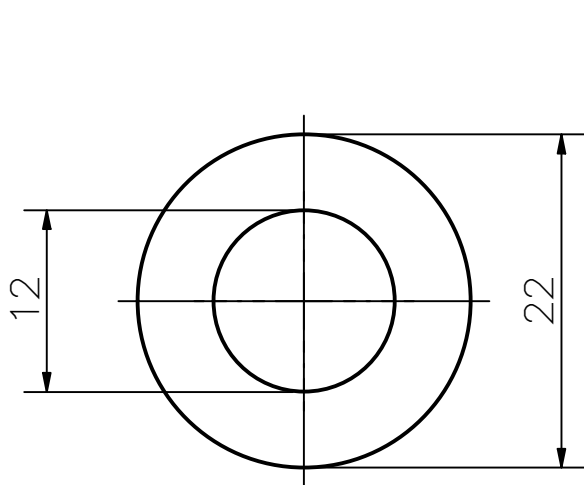
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA – SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

MÉTODO DE PROYECCIÓN 	TRABAJO DE FIN DE CARRERA PIEZA GUIA TIPO 2	ESCALA 1:2
--------------------------	--	-------------------

20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.11.26
----------	-----------------------	----------------------

COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA
--------------	-------------	-------------

LÁMINA:
A4-18



TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168				
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3

ACABADO SUPERFICIAL ▽	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 – MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
--------------------------	--	---------------------

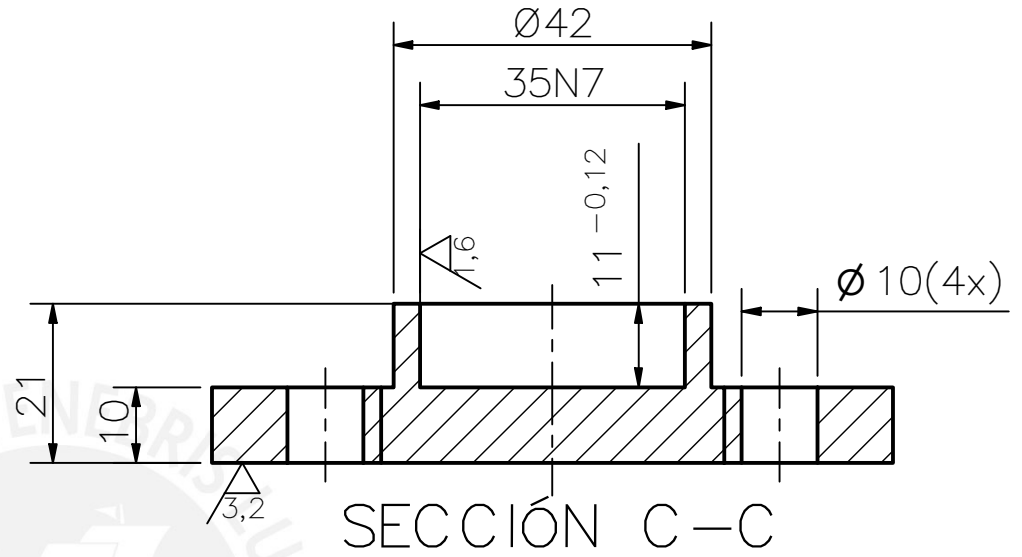
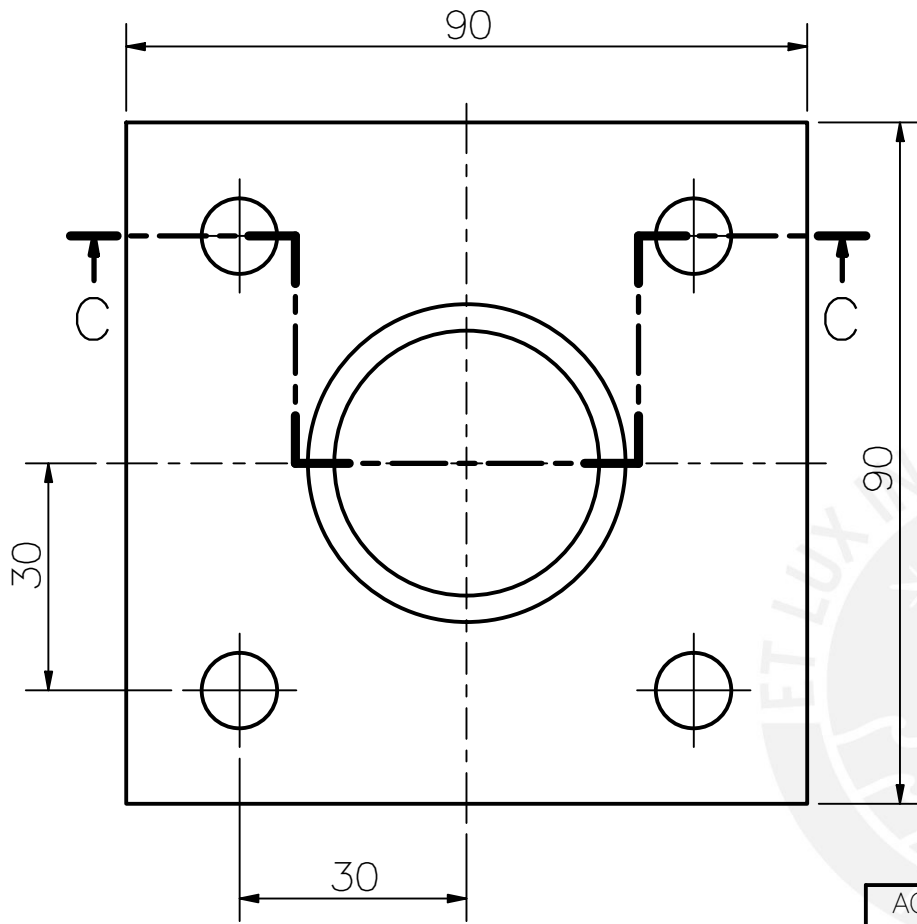
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA – SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

MÉTODO DE PROYECCIÓN 	TRABAJO DE FIN DE CARRERA PIEZA PARA FIJACION	ESCALA 2:1
--	--	---------------

20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.11.24
----------	-----------------------	----------------------

COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA
--------------	-------------	-------------

LÁMINA:
A4-19



TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168				
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3

ACABADO SUPERFICIAL 3,2 / 1,6 / ▽, ▽	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 - MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
--	--	---------------------

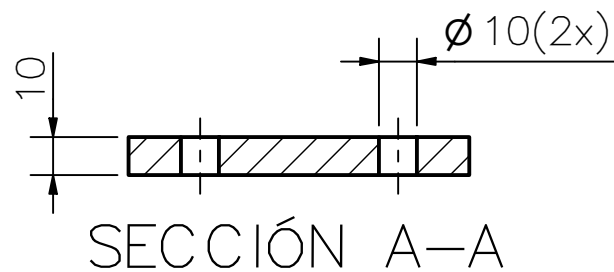
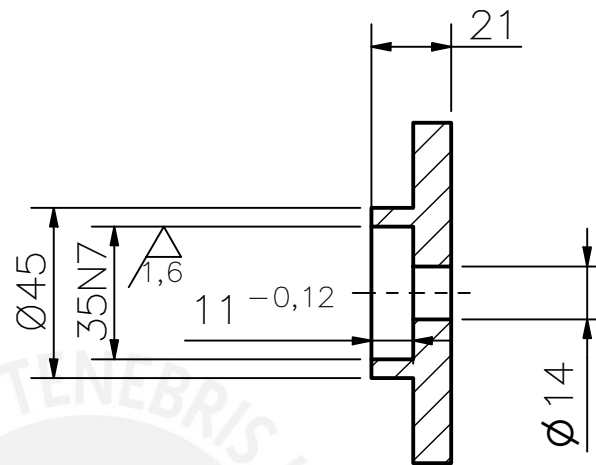
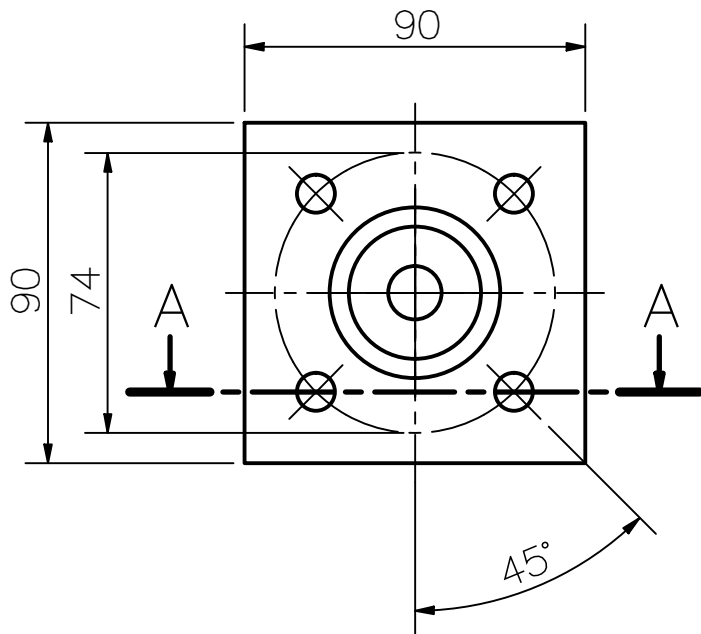
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA - SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

MÉTODO DE PROYECCIÓN 	TRABAJO DE FIN DE CARRERA PIEZA PARA RODAMIENTO TIPO 1	ESCALA 1:1
--------------------------	--	---------------

20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.11.12
----------	-----------------------	----------------------

35N7	34,992	34,967
COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA

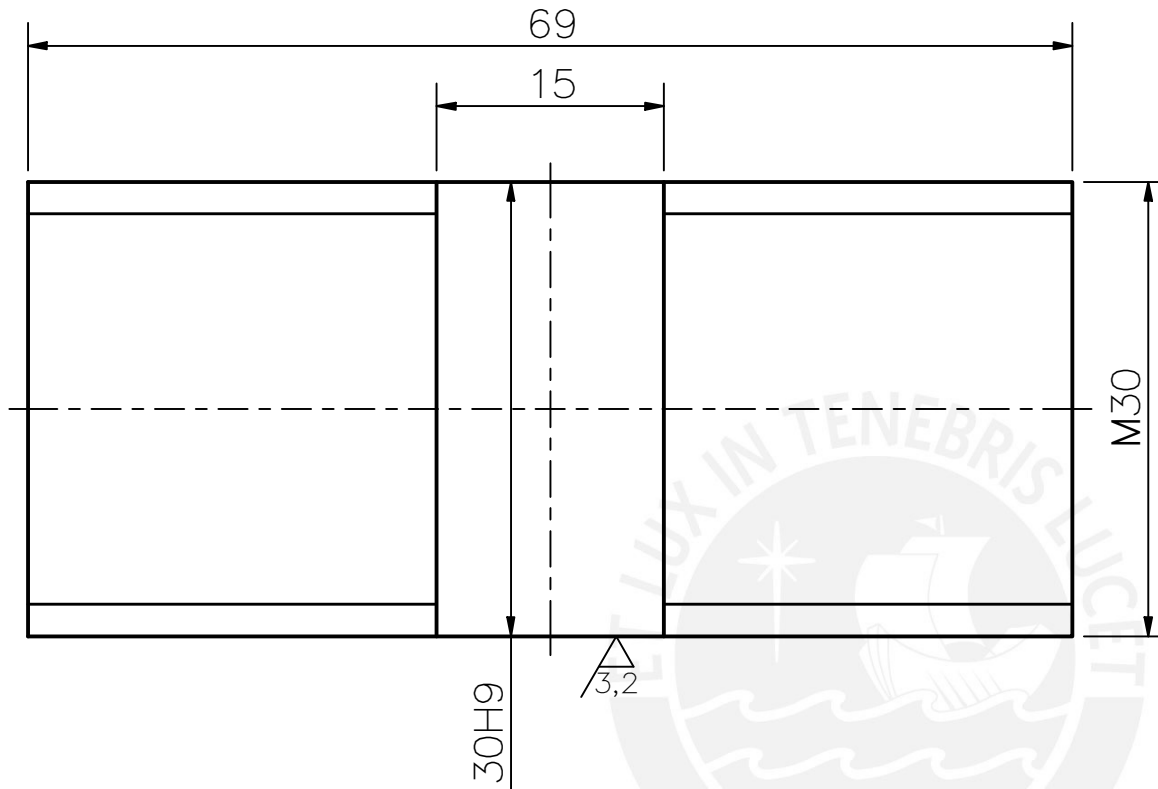
LÁMINA:
A4-20



35N7	34,992	34,967
COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA

TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168				
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3

ACABADO SUPERFICIAL 1,6/	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 - MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA - SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA		
MÉTODO DE PROYECCIÓN 	TRABAJO DE FIN DE CARRERA PIEZA PARA RODAMIENTO TIPO 2	ESCALA 1:2
20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.12.03
		LÁMINA: A4-21



TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168				
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3

ACABADO SUPERFICIAL 3,2	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 – MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
----------------------------	--	---------------------

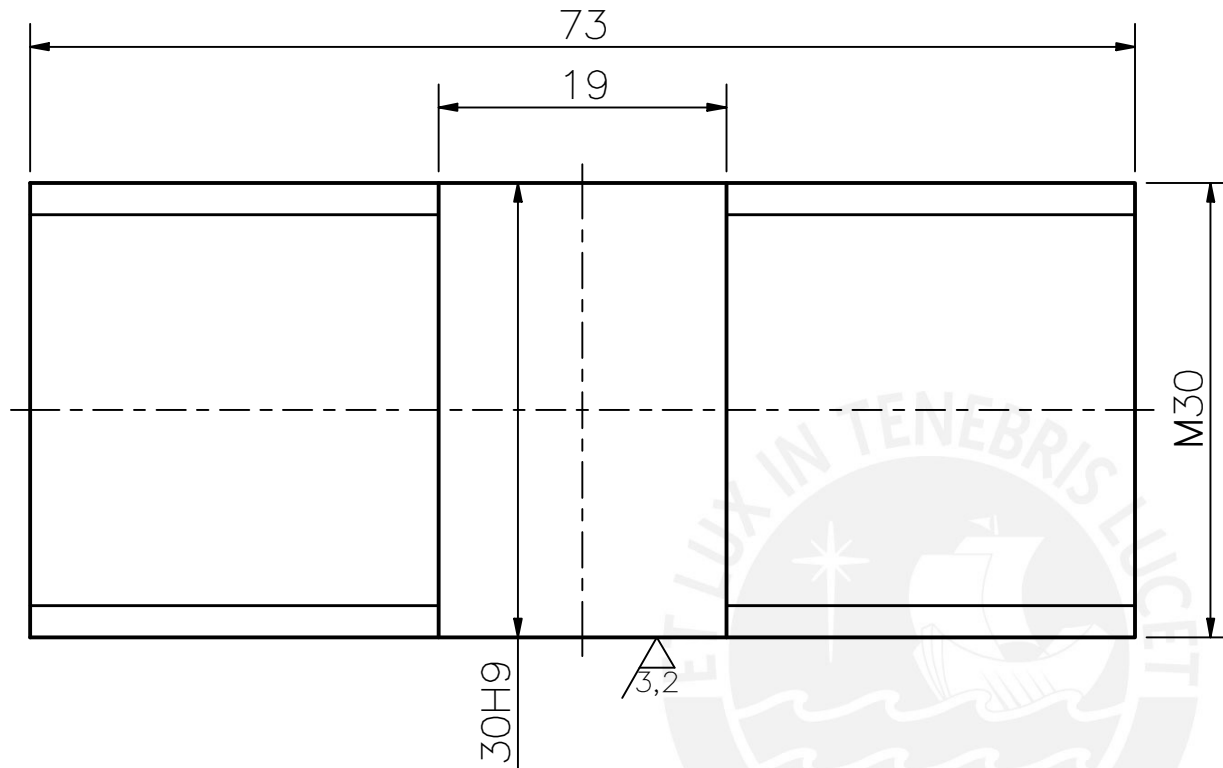
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA – SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

MÉTODO DE PROYECCIÓN 	TRABAJO DE FIN DE CARRERA PIN SEMI ROSCADO TIPO 1	ESCALA 2:1
--------------------------	---	---------------

20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.11.26
----------	-----------------------	----------------------

30H9	30,000	30,062
COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA

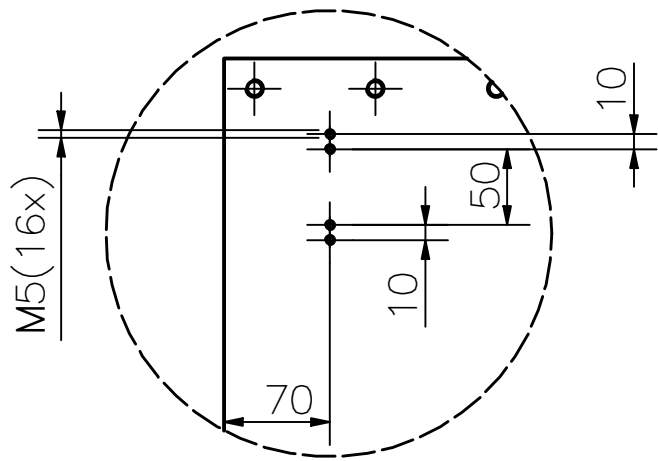
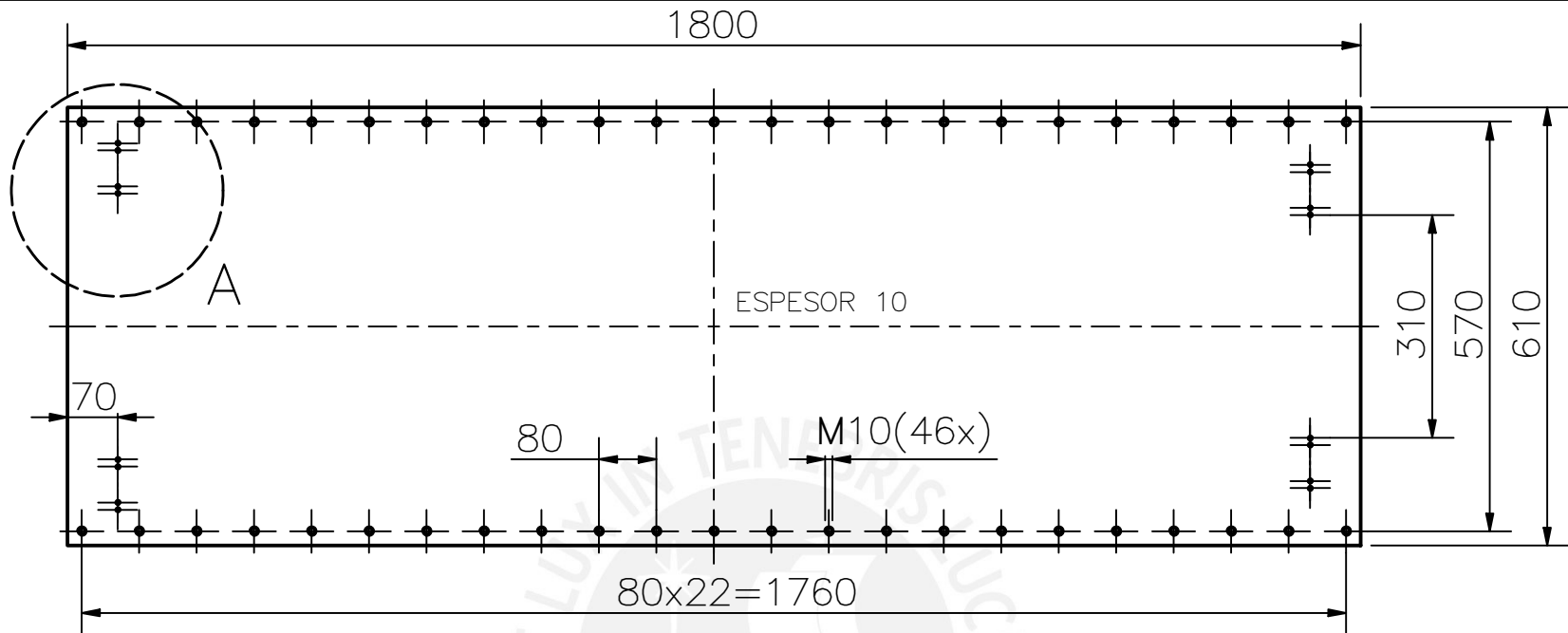
LÁMINA:
A4-22



TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168				
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3

ACABADO SUPERFICIAL 3,2	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 – MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA – SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA		
MÉTODO DE PROYECCIÓN 	TRABAJO DE FIN DE CARRERA PIN SEMI ROSCADO TIPO 2	ESCALA 2:1
20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.12.04
		LÁMINA: A4-23

30H9	30,000	30,062
COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA



DETALLE A
ESCALA 1:5

TOLERANCIAS DIMENSIONALES
SEGÚN DIN 7168

GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400	Más de 400 hasta 1000	Más de 1000 hasta 2000
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±0,8	±1,2

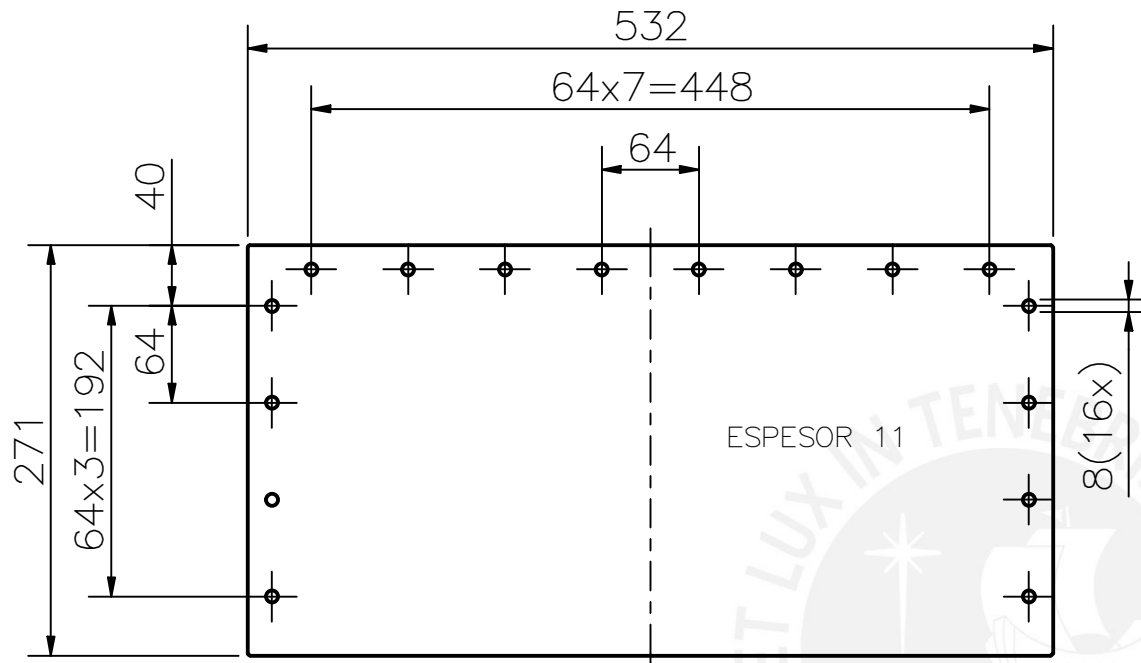
ACABADO SUPERFICIAL ✓	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 – MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
--------------------------	--	---------------------

PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA – SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

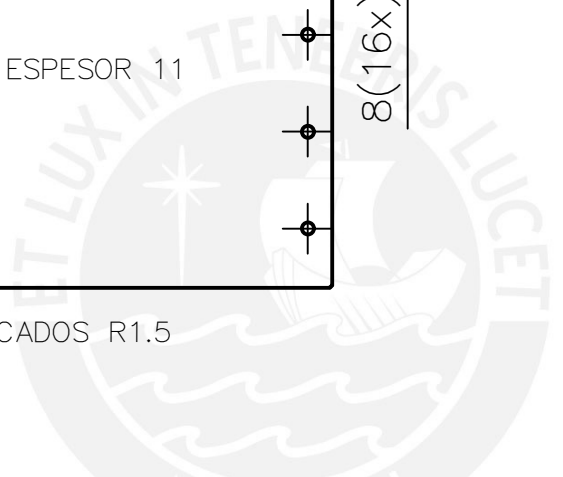
MÉTODO DE PROYECCIÓN 	TRABAJO DE FIN DE CARRERA	ESCALA 1:10
20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.11.14

COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA

LÁMINA:
A4-24



REDONDEOS NO INDICADOS R1.5



TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168						
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400	Más de 400 hasta 1000
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±0,8

ACABADO SUPERFICIAL ▽	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 – MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
--------------------------	--	---------------------

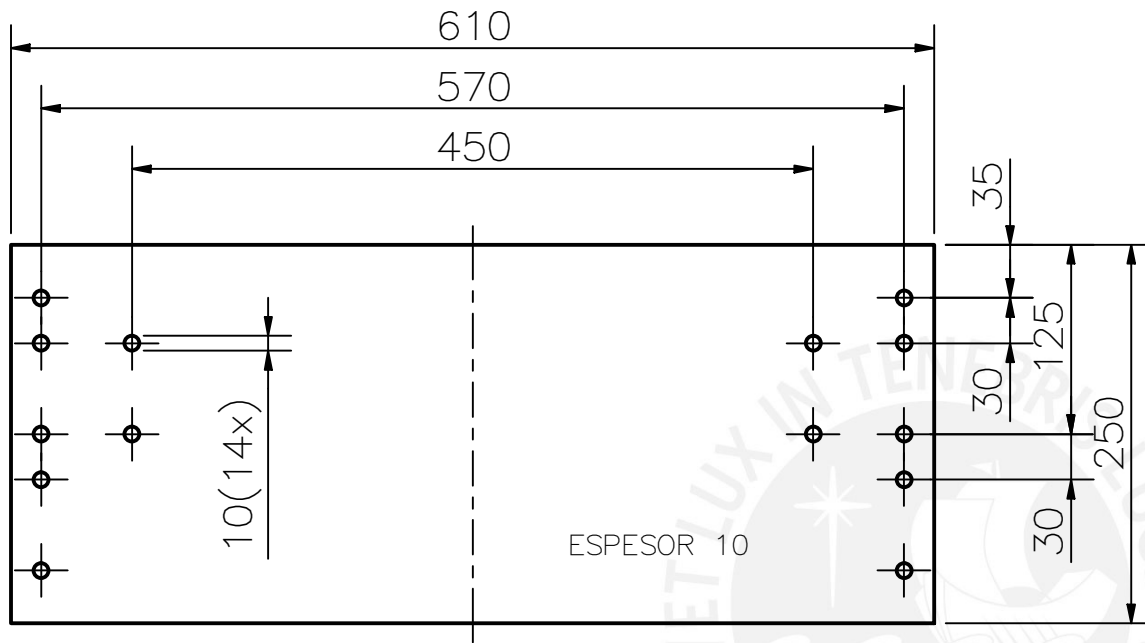
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA – SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

MÉTODO DE PROYECCIÓN 	TRABAJO DE FIN DE CARRERA PLANCHA LATERAL PARA CAJA	ESCALA 1:5
--------------------------	---	----------------------

20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.11.22
----------	-----------------------	----------------------

COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA
--------------	-------------	-------------

LÁMINA:
A4-25



TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168						
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400	Más de 400 hasta 1000
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±0,8

ACABADO SUPERFICIAL ✓	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 – MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
--------------------------	--	---------------------

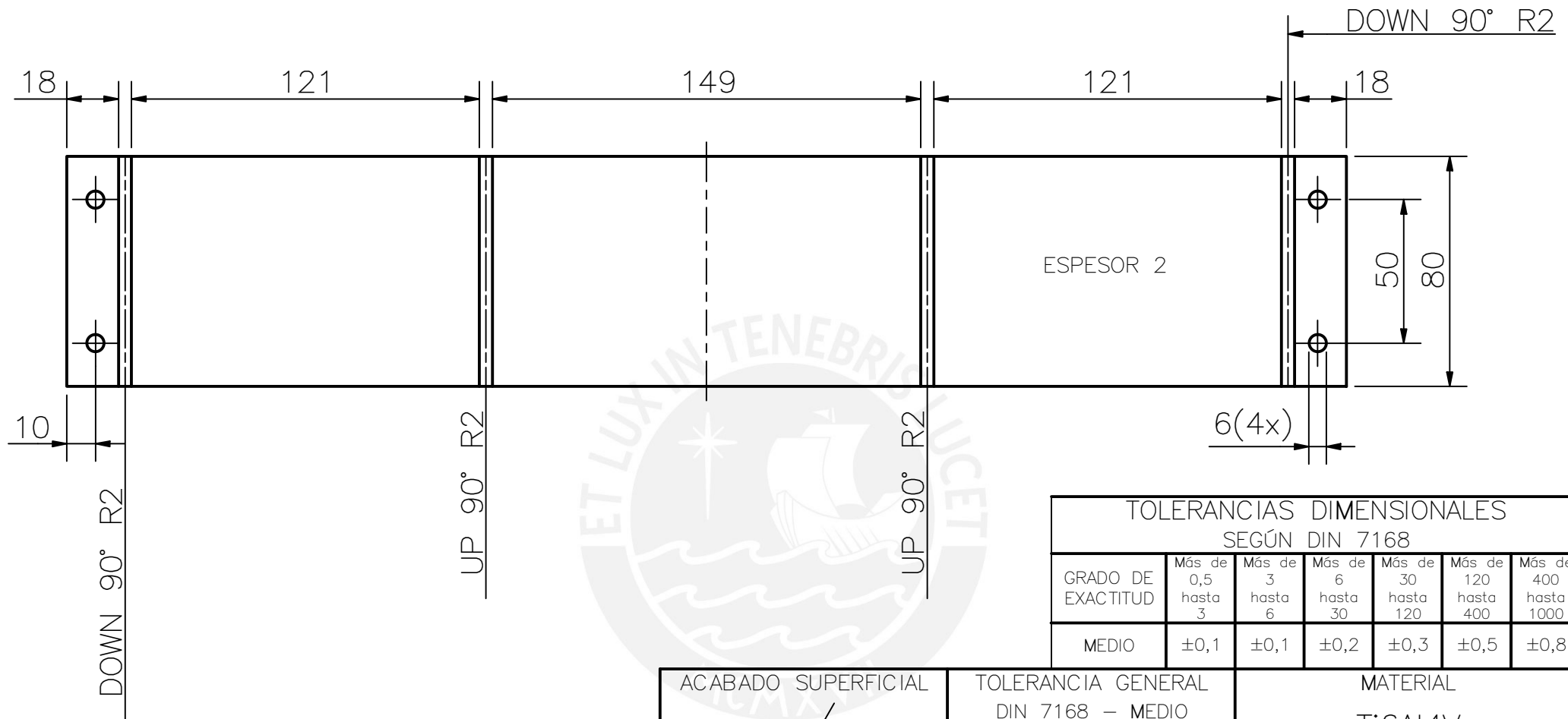
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA – SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

MÉTODO DE PROYECCIÓN 	TRABAJO DE FIN DE CARRERA PLANCHA DELANTERA	ESCALA 1:5
--------------------------	--	-------------------

20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.11.26
----------	-----------------------	----------------------

COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA
--------------	-------------	-------------

LÁMINA: A4-26



TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168						
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400	Más de 400 hasta 1000
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±0,8

ACABADO SUPERFICIAL 	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 – MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
-------------------------	--	---------------------

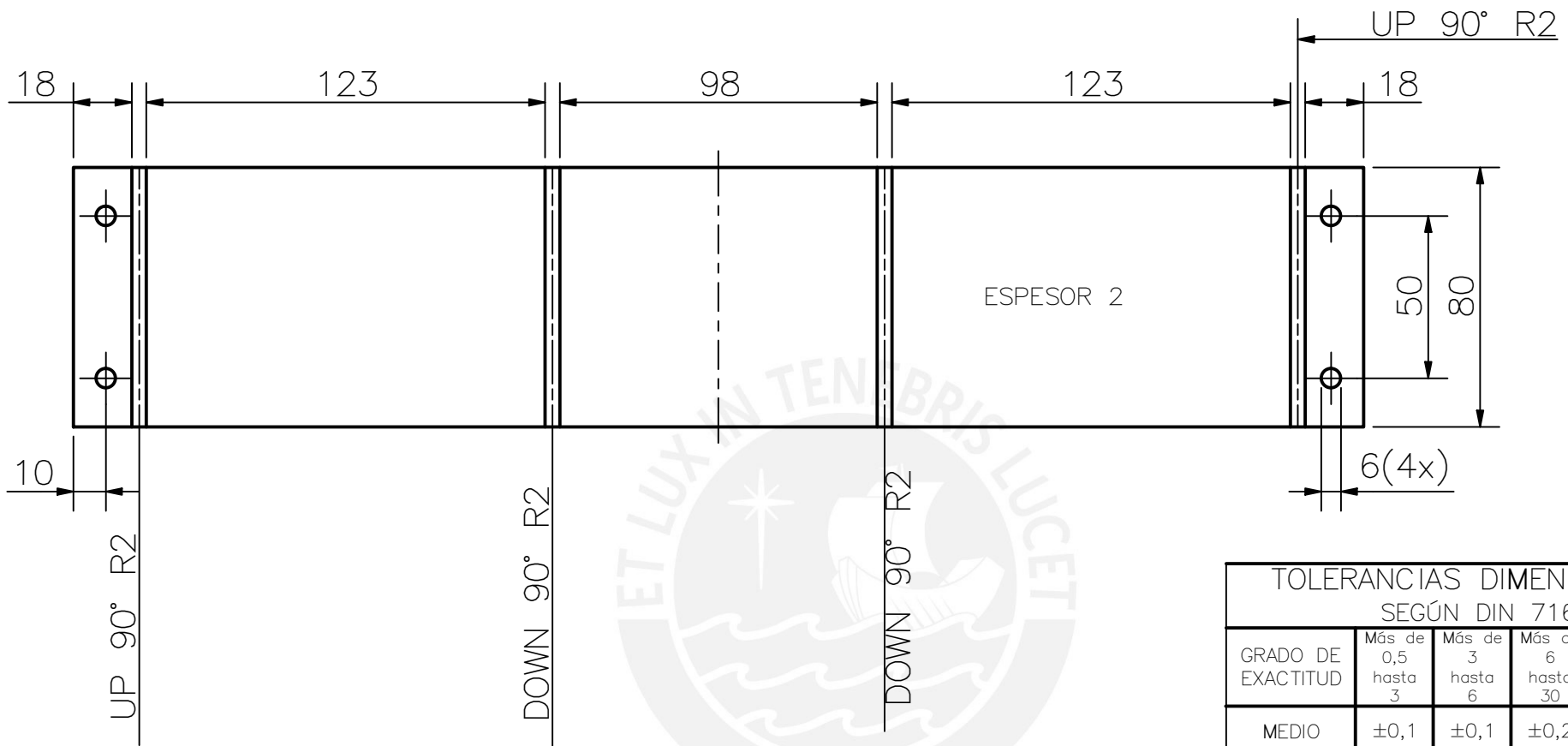
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA – SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

MÉTODO DE PROYECCIÓN 	TRABAJO DE FIN DE CARRERA SOPORTE PARA CALENTADOR TIPO 1	ESCALA 1:2
--------------------------	---	---------------

20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.12.18
----------	-----------------------	----------------------

COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA
--------------	-------------	-------------

LÁMINA:
A4-27



TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168					
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5

ACABADO SUPERFICIAL ✓	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 – MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
--------------------------	--	---------------------

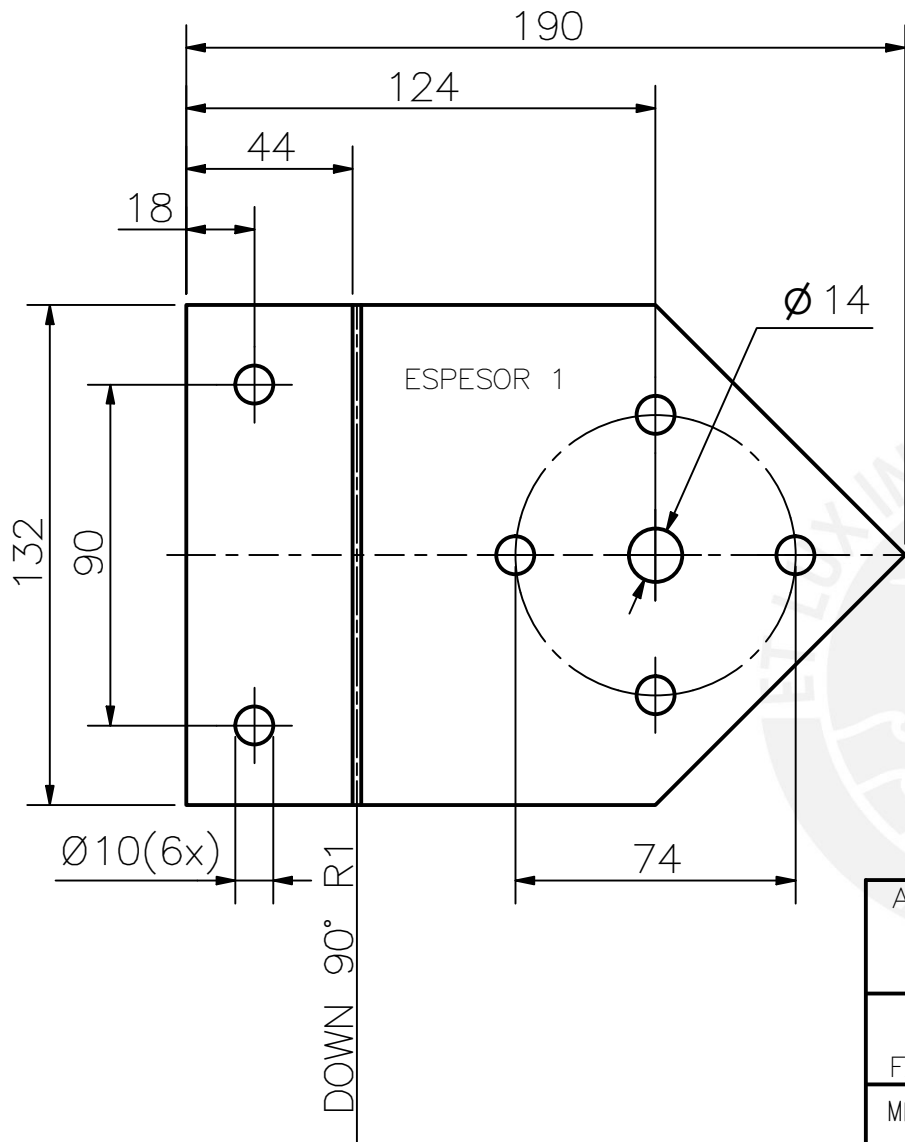
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA – SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

MÉTODO DE PROYECCIÓN 	TRABAJO DE FIN DE CARRERA SOPORTE PARA CALENTADOR TIPO 2	ESCALA 1:2
--	---	---------------

20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.12.18
----------	-----------------------	----------------------

COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA
--------------	-------------	-------------

LÁMINA:
A4-28



TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168					
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5

ACABADO SUPERFICIAL ▽	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 – MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
--------------------------	--	---------------------

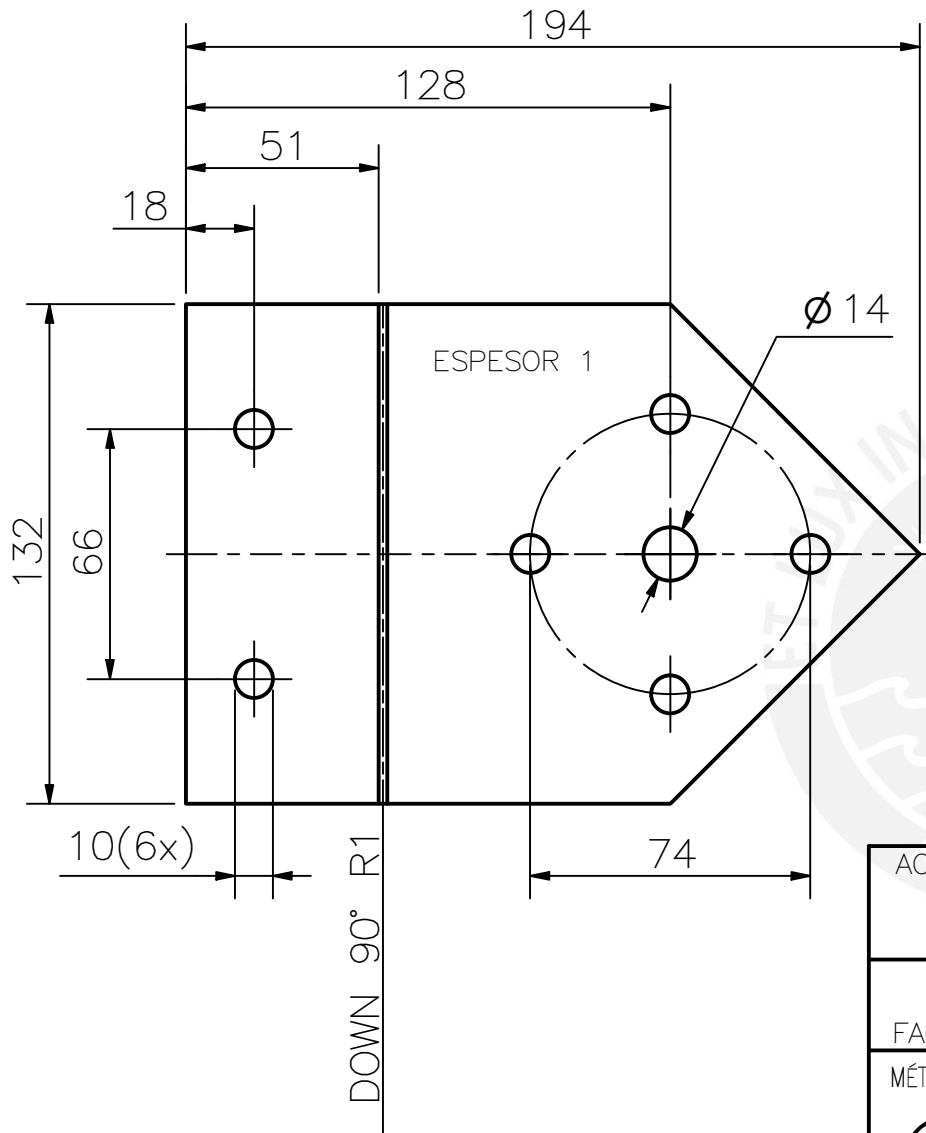
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA – SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

MÉTODO DE PROYECCIÓN 	TRABAJO DE FIN DE CARRERA SOPORTE PARA RESORTE TIPO 1	ESCALA 1:2
--------------------------	---	---------------

20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.12.03
----------	-----------------------	----------------------

COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA
--------------	-------------	-------------

LÁMINA:
A4-29



TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168					
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5

ACABADO SUPERFICIAL ▽	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 – MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
--------------------------	--	---------------------

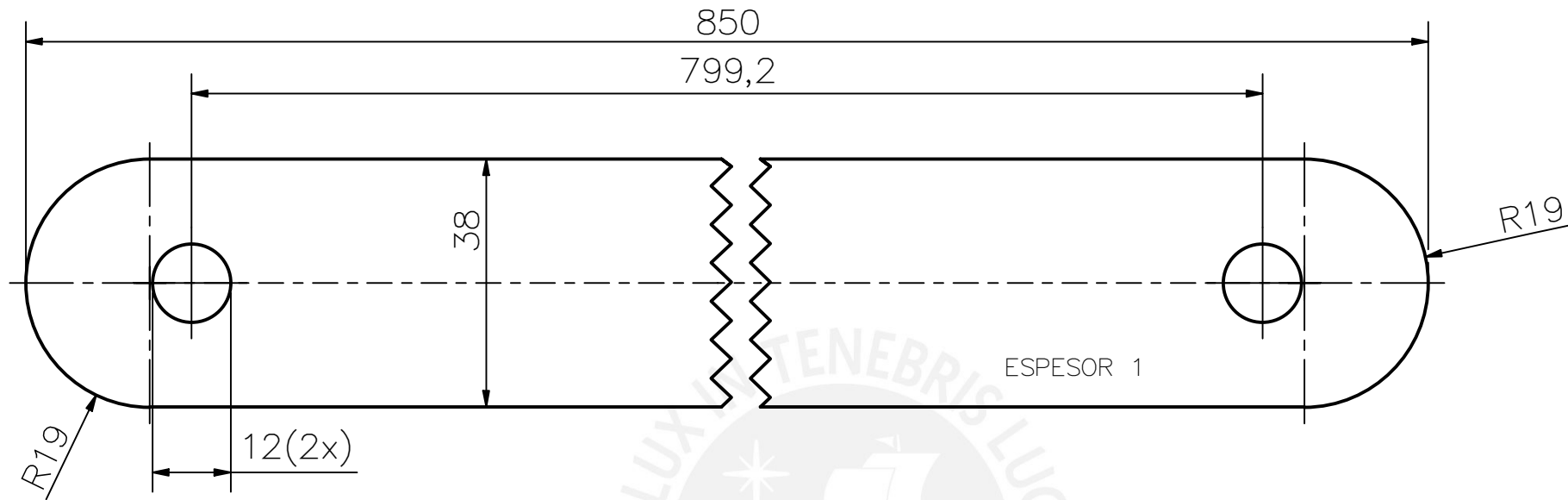
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA – SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

MÉTODO DE PROYECCIÓN 	TRABAJO DE FIN DE CARRERA SOPORTE PARA RESORTE TIPO 2	ESCALA 1:2
--	---	---------------

20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.12.04
----------	-----------------------	----------------------

COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA
--------------	-------------	-------------

LÁMINA:
A4-30



TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168						
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400	Más de 400 hasta 1000
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5	±0,8

ACABADO SUPERFICIAL ▽	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 – MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
--------------------------	--	---------------------

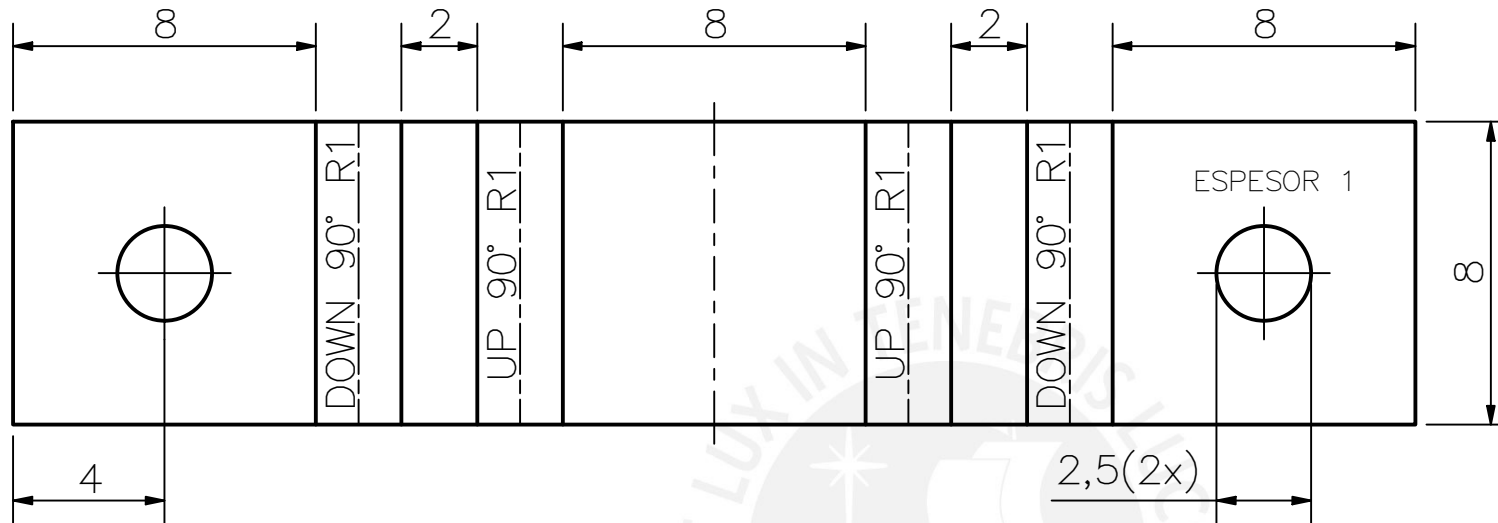
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA – SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

MÉTODO DE PROYECCIÓN 	TRABAJO DE FIN DE CARRERA UNION DE BARRAS PARA PLEGAR	ESCALA 1:1
--------------------------	---	---------------

20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.11.23
----------	-----------------------	----------------------

COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA
--------------	-------------	-------------

LÁMINA:
A4-31



TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168				
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3

ACABADO SUPERFICIAL ✓	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 – MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
--------------------------	--	---------------------

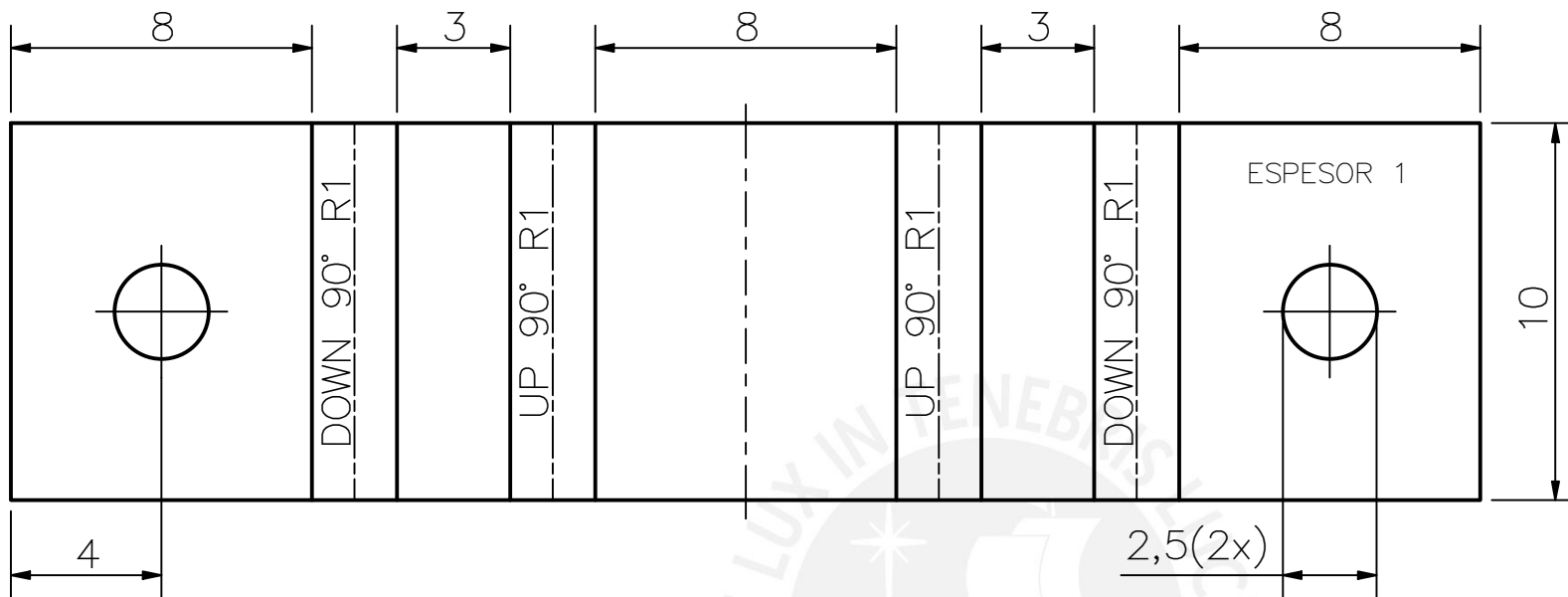
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA – SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

MÉTODO DE PROYECCIÓN 	TRABAJO DE FIN DE CARRERA SOPORTE PARA BUZZER TIPO 1	ESCALA 5:1
--	---	---------------

20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.12.18
----------	-----------------------	----------------------

COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA
--------------	-------------	-------------

LÁMINA:
A4-32



TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168				
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3

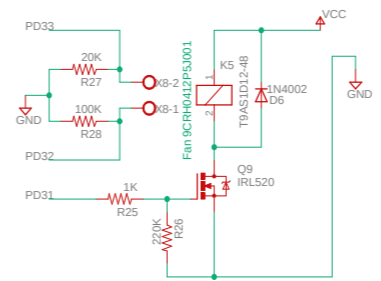
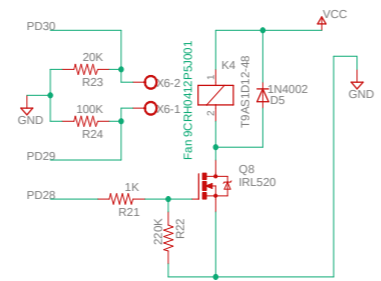
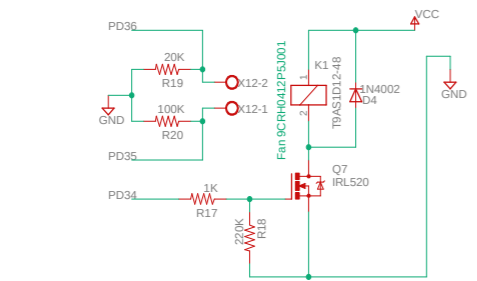
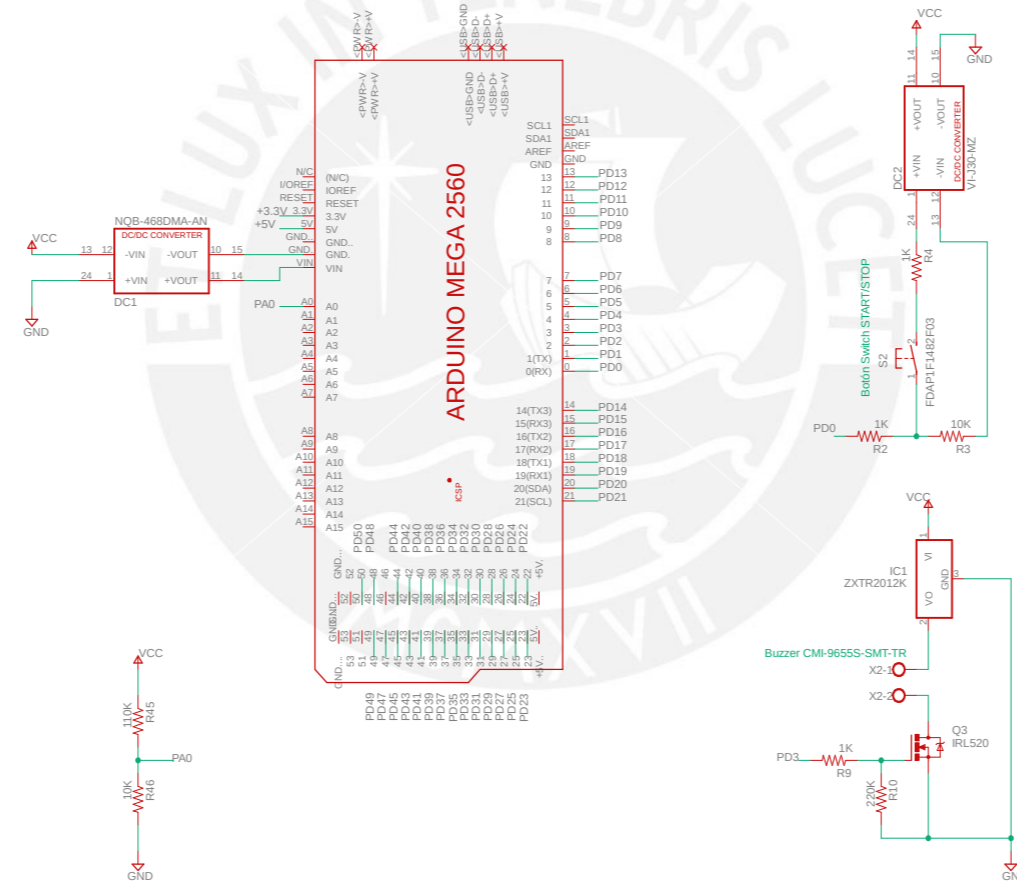
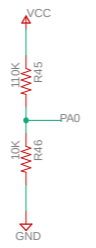
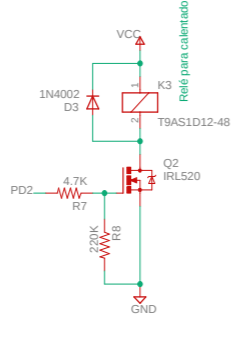
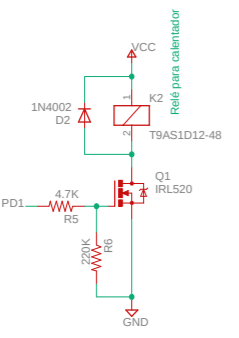
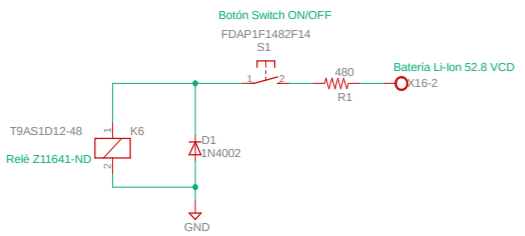
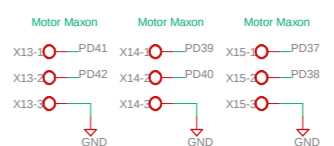
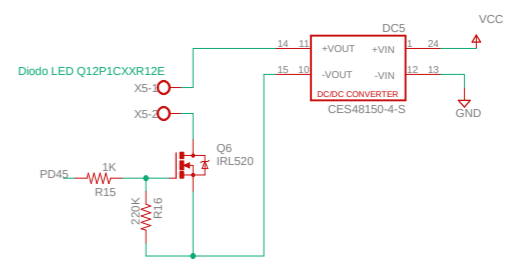
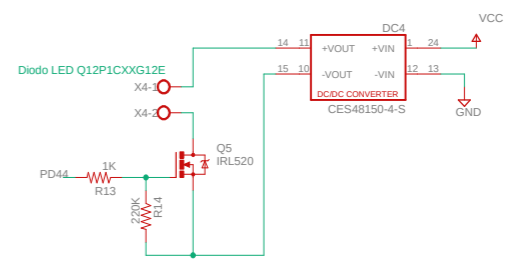
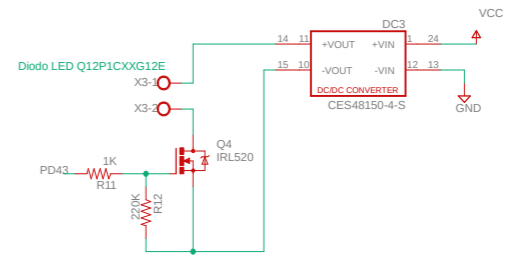
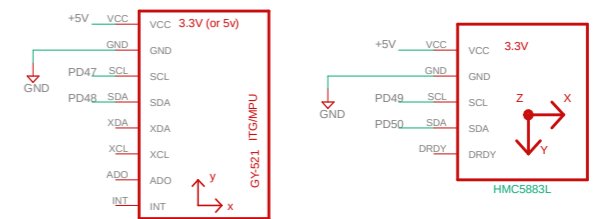
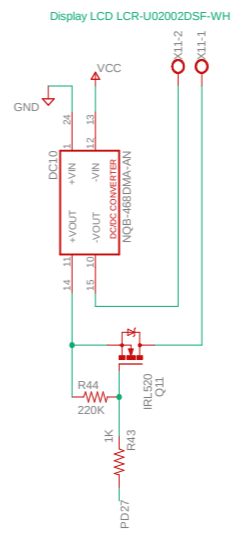
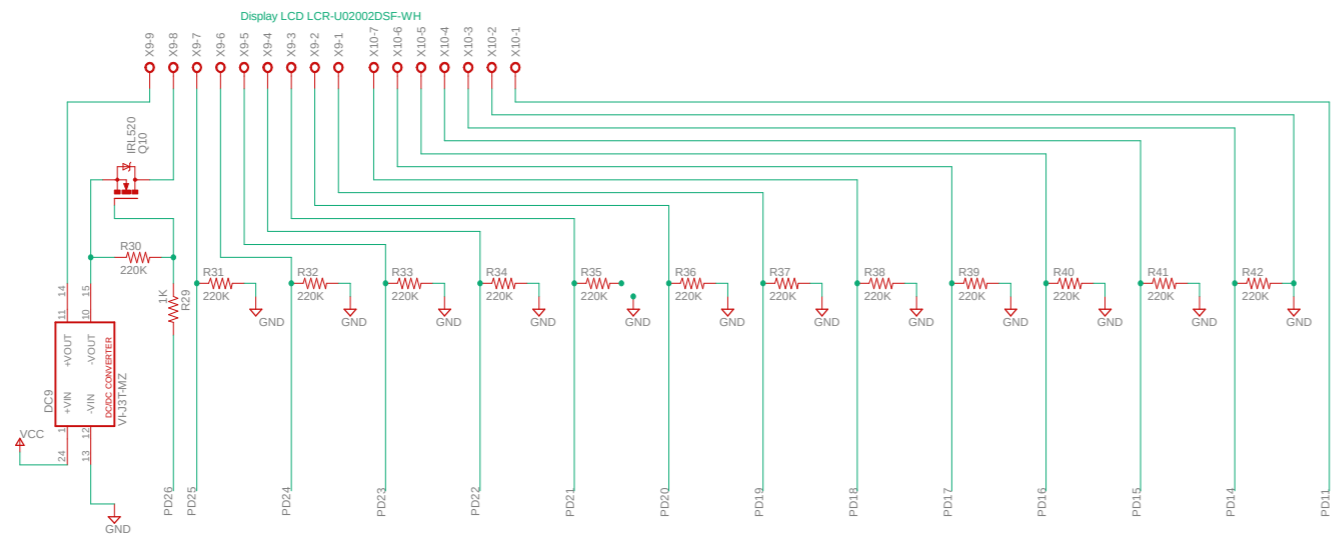
ACABADO SUPERFICIAL ✓	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 – MEDIO	MATERIAL Ti6Al4V
--------------------------	--	---------------------

PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA – SECCIÓN DE INGENIERÍA MECATRÓNICA

MÉTODO DE PROYECCIÓN 	TRABAJO DE FIN DE CARRERA SOPORTE PARA BUZZER TIPO 2	ESCALA 5:1
20092070	DENEGRI MIASTA, ITALO	FECHA: 2019.12.18

COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA
--------------	-------------	-------------

LÁMINA:
A4-33



AUTOR: ITALO DENEGRÍ MIASTA	
TITLE: TarjetaPrincipal	
Document Number: A3-15	REV:
Date: 2020-11-17 11:49 AM	Sheet: 1/1