

PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ

FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA



PUCP

Aeronave Solar no Tripulada de Larga Autonomía para Retransmitir

Internet en el Caserío de Sapchá, Asunción, Áncash

Tesis para obtener el título profesional de Ingeniero Mecatrónico

AUTOR:

Miguel Alonso Mejía Miranda

ASESOR:

Carlos Saito Villanueva

Lima, diciembre, 2019

Resumen

La geografía escarpada del Perú hace muy difícil contactar con pueblos rurales, especialmente en la sierra y selva, donde los abruptos Andes o los enmarañados bosques amazónicos retan a los métodos convencionales de ingeniería y obligan a idear soluciones no tradicionales. En la era de la globalización, el desarrollo de las sociedades está cada vez más relacionado con el acceso a las redes de información, las cuales están dejando progresivamente los cables en el pasado para dar paso y supremacía a las señales inalámbricas, ya sea a través de satélites o de antenas terrestres. Así, cualquier aparato o instrumento que tenga capacidades de recepción inalámbrica puede conectarse a las redes mundiales (principalmente Internet) siempre y cuando esté dentro el rango o alcance del transmisor. Entonces, con objetivo principal de: dar acceso a Internet a pueblos rurales del territorio nacional, que servirá para mejorar los servicios de educación, salud, prevención de desastres, respuesta frente a emergencias y otros, se diseña un sistema mecatrónico llamado Aeronave no Tripulada de Larga Autonomía, que volará sobre los poblados rurales durante el día y la noche gracias a su funcionamiento mediante energía solar y baterías de larga duración, mientras retransmite señal de Internet, a manera de antena móvil. Queda fuera del alcance de este trabajo la recepción de la señal primaria, es decir, el cómo llega la señal a la aeronave. Para cumplir el objetivo, se usó la metodología de diseño VDI 2225, y luego de ponderar los tres conceptos de solución y realizar un análisis técnico-económico se selecciona un avión construido en madera balsa y fibra de carbono que posee una envergadura de 4.35 metros, un largo de 1.80 metros y una masa de 6.5 kilogramos. Puede volar por más de 24 horas a una altura de 500 metros sobre el suelo a velocidades recomendadas entre 12 y 16 m/s.

Índice

	Pág.
Resumen.....	i
Índice de Tablas	v
Índice de Figuras.....	vi
Lista de símbolos	viii
Capítulo 1 Definición de problemática.....	9
Capítulo 2 Estado del Arte:.....	14
Desarrollo del Estado del Arte	18
2.1 Aeronaves No Tripuladas Energizadas Mediante Paneles Solares	18
2.1.1 Zephyr de Airbus	18
2.1.2 Solara de Titan Aerospace (propiedad de Google)	20
2.1.3 Proyecto Loon.....	22
2.1.4 Aquila de Facebook	23
2.2 Tecnología Actual de Paneles Solares	25
2.2.1 Celdas de silicio monocristalino (mono-Si).....	25
2.2.2 Celdas de silicio policristalino (poly-Si).....	27
2.2.3 Celdas de silicio amorfo (a-Si)	27
2.2.4 Celdas de cobre-indio-galio-selenio (CIGS).....	28
2.2.5 Celdas esbeltas de arseniuro de galio (thin GaAs).....	29
Capítulo 3 Diseño Conceptual	32
3.1 Requerimientos del Sistema:	32
3.1.1. Requerimientos mecánicos	32
3.1.2. Requerimientos eléctrico-electrónicos.....	33
3.1.3. Requerimientos del sistema de control	33
3.1.4. Requerimientos de funcionamiento	34
3.1.5. Requerimientos de seguridad.....	35
3.1.6. Requerimientos de mantenimiento	35
3.2 Estructura de Funciones	36
3.2. Matriz Morfológica	40
3.3. Concepto de Solución.....	42
3.4. Análisis Técnico – Económico.....	44
3.2.1 Evaluación técnica.	45
3.2.2 Evaluación Económica.....	47
Capítulo 4 Diseño Mecatrónico	49

4.1	Sistema mecatrónico	49
4.2	Lista de Planos	55
4.3	Cálculo de Masa y Velocidad.....	57
4.3.1	Elección de perfil aerodinámico.	57
4.3.2	Potencia para vuelo nivelado	59
4.3.3	Energía eléctrica obtenida del Sol.....	61
4.3.4	Estimación de la masa de la estructura	61
4.3.5	Área de ala cubierta por paneles solares	62
4.3.6	Masa de MPPT (<i>Maximum Power Point Tracking</i>)	62
4.3.7	Masa de baterías.....	62
4.3.8	Masa de propulsión.....	63
4.3.9	Estimación de masa total	63
4.4	Cálculo de Resistencia del Larguero Principal	67
4.5	Cálculo de Baterías y Paneles Solares.....	71
4.6	Análisis de Estabilidad.....	74
4.7	Diagrama de bloques	79
4.8	Componentes Electrónicos.....	80
4.8.1	Autopiloto Pixhawk de 3DR Robotics [68].....	80
4.8.2	Módulo de GPS u-Blox de 3DR	80
4.8.3	Sensor de velocidad HK Pilot 32 digital air speed sensor [71].....	81
4.8.4	Motor brushless Aerodrive SK3-3542-800 kv [72].....	81
4.8.5	Controlador ESC Plush 60A speed controller w/ BEC [73].....	82
4.8.6	Servomotor TowerPro SG92R [74]	82
4.8.7	Baterías	83
4.8.8	Circuito integrado MPPT bq24650 de Texas Instruments [75].....	84
4.8.9	Módulo de Internet TP-Link WA5210G [78].....	84
4.8.10	Paneles solares de AltaDevices [67].....	84
4.8.11	Módulo de telemetría RDF900u de RF Design [79].....	85
4.8.12	Diagrama esquemático de conexiones	86
4.9	Modo de Operación en Sapchá.....	89
4.10	Flujogramas del Sistema.....	91
4.10.1	Diagrama integrado de funcionamiento.....	92
4.10.2	Programa de Ascenso.....	93
4.10.3	Programa de Vuelo Nivel.....	93
4.10.4	Programa Vuelo de Planeador	94

4.10.1 Programa de transferencia de energía	95
4.10.2 Programa Aterrizar.....	96
Capítulo 5 - Presupuesto de Desarrollo	98
5.1 Costo de Componentes.....	98
5.2 Costo de Materiales.....	98
5.3 Costo de fabricación.....	99
Conclusiones.....	100
Recomendaciones	101
Referencias.....	102
Anexos	109



Índice de Tablas

	Pág.
Tabla 1.1 - Evolución de demanda de Internet	9
Tabla 3.1 - Resultados de análisis técnico-económico.	44
Tabla 4.1 - Planos del sistema.....	55
Tabla 4.2 - Distribución de masas.....	66
Tabla 4.3 - Características del autopiloto Pixhawk	80
Tabla 4.4 - Características del motor	81
Tabla 4.5 - Características del controlador Plush 60A	82
Tabla 4.6 - Características de baterías Li-Po Amicell	83
Tabla 4.7 - Características del módulo TP-Link WA5210	85
Tabla 4.8 - Características de las celdas solares Altavista.....	85
Tabla 5.1 - Presupuesto de componentes	98
Tabla 5.2 - Presupuesto de madera balsa	99
Tabla 5.3 - Presupuesto de tubos de Kevlar.....	99



Índice de Figuras

	Pág.
Fig. 1.1 - Evolución de demanda de telefonía.	9
Fig. 1.2 - Comparativo de penetración de banda ancha en Latinoamérica	10
Fig. 1.3 - Porcentaje de acceso a banda ancha en zonas rurales del Perú.....	11
Fig. 1.4 - Comparativo de tarifas de banda ancha.....	11
Fig. 2.1 - <i>Drone</i> militar General Atomics MQ-9 Reaper.....	14
Fig. 2.2 - Hexacóptero con cámara digital	16
Fig. 2.3 - Estructura básica de un avión.....	16
Fig. 2.4 - Fuerzas sobre un avión.....	17
Fig. 2.5 - Planeador tripulado	18
Fig. 2.6 - Avión Zephyr de Airbus.....	19
Fig. 2.7 - Avión Solara de Google	21
Fig. 2.8 - Globo del Proyecto Loon de Google.....	22
Fig. 2.9 - Avión Aquila de Facebook.....	24
Fig. 2.10 - Panel solar de mono-Si (izquierda), celda solar de mono-Si	26
Fig. 2.11 - Granja solar "Rubí" en Moquegua, Perú.....	26
Fig. 2.12 - Panel solar de poly-Si.....	27
Fig. 2.13 - Celdas solares enrollables de a-Si.....	28
Fig. 2.14 - Panel solar de CIGS	29
Fig. 2.15 - Celda solar esbelta de Arseniuro de Galio (GaAs)	30
Fig. 3.1 - Régimen de vuelo en figura "8"	34
Fig. 3.2 - Estructura de funciones	37
Fig. 3.3 - Bloque Procesar información	38
Fig. 3.4 - Estructura de funciones del bloque "Transferir Energía"	39
Fig. 3.5 - Bosquejo del concepto ganador.....	43
Fig. 3.6 - Gráfico de dispersión del análisis.....	45
Fig. 4.1 - Vista isométrica del UAV y sus principales partes	50
Fig. 4.2 - Dimensiones generales del sistema, en milímetros.....	50
Fig. 4.3 - Costilla de madera balsa.....	51
Fig. 4.4 - Estructura alar derecha y sus partes	51
Fig. 4.5 - Ala completa y posición de paneles solares	52
Fig. 4.6 - Superficies de cola	53
Fig. 4.7 - Motor con hélice y acople	53
Fig. 4.8 - Unión del compartimiento con el fuselaje.....	54
Fig. 4.9 - Compartimiento modular y GPS	54
Fig. 4.10 - Localización de los componentes dentro del compartimiento modular	55
Fig. 4.11 - Perfiles analizados. De arriba hacia abajo: Clark Y (A), E193 (B) y S1223 (C) ...	57
Fig. 4.12 - Leyenda de perfiles	58
Fig. 4.13 - Ratio de Cl/Cd de los 3 perfiles	58
Fig. 4.14 - Coeficiente de sustentación vs. Ángulo de ataque	58
Fig. 4.15 - Coeficiente de arrastre vs. Coeficiente de sustentación	59
Fig. 4.16 - Gráfico de Masa total vs. Envergadura vs. Ratio de aspecto	63
Fig. 4.17 - Acercamiento al gráfico de Masa total vs. Envergadura vs. Ratio de aspecto.....	64
Fig. 4.18 - Gráfico de Velocidad vs. Envergadura vs. Ratio de aspecto	64
Fig. 4.19 - Gráfico de Potencia vs. Envergadura vs. Ratio de aspecto	64

Fig. 4.20 - Área alar vs. Envergadura vs. Ratio de aspecto	65
Fig. 4.21 - Gráfico de Ratio de paneles solares vs. Área alar vs. Ratio de aspecto	65
Fig. 4.22 - Distribución de masas según envergadura para un AR=16.....	66
Fig. 4.23 - Posición del CG sobre el ala derecha, medidas en milímetros.....	67
Fig. 4.24 - Estructura del ala derecha, con énfasis en el larguero principal	67
Fig. 4.25 - Resultados de simulación del ala para un ángulo de ataque de 4°	68
Fig. 4.26 - Sección transversal del larguero principal, medidas en milímetros	69
Fig. 4.27 - DCL del Larguero principal	70
Fig. 4.28 - Flujo de potencia de baterías y energía solar	72
Fig. 4.29 - Panel solar diseñado	74
Fig. 4.30 - Distribución de fuerzas sobre el avión	75
Fig. 4.31 - Ratio C_L/C_D vs alfa del avión.....	76
Fig. 4.32 - C_L vs alfa del avión	76
Fig. 4.33 - C_L vs C_D del avión	76
Fig. 4.34 - CG del ala completa	77
Fig. 4.35 - Distribución de pesos respecto al CG del ala.....	77
Fig. 4.36 - Diagrama de Bloques del Sistema.....	79
Fig. 4.37 - Autopiloto Pixhawk.....	80
Fig. 4.38 - Módulo GPS u-blox	81
Fig. 4.39 - Sensor de velocidad aérea HK Pilot 32.....	81
Fig. 4.40 - Motor NTM Prop Drive 28-30	82
Fig. 4.41 - Controlador ESC Plush 60A	82
Fig. 4.42 - Servomotor SG92R	83
Fig. 4.43 - Celdas de Li-Po Amicell	84
Fig. 4.44 - Integrado bq24650.....	84
Fig. 4.45 - Módulo de telemetría RDF900u.....	85
Fig. 4.46 - Diagrama esquemático de conexiones de componentes electrónicos	86
Fig. 4.47- Esquemático del MPPT	87
Fig. 4.48 – Ubicación y altitud del poblado de Sapchá	89
Fig. 74 - Área de interés en Sapchá	89
Fig. 75 - Diagonal de 437 metros.....	90
Fig. 76 - Diagonal de 300 metros.....	90
Fig. 4.52 - Cono de transmisión de Internet del UAV	91
Fig. 4.53 - Diagrama de flujo integrado.....	92
Fig. 4.54 - Programa Ascenso.....	93
Fig. 4.55 - Programa de Vuelo Nivel.....	94
Fig. 4.56 - Programa de Vuelo de Planeador	95
Fig. 4.57 - Programa Transferencia de Energía	96
Fig. 4.58 - Diagrama de flujo del Programa Aterrizar	97

Lista de símbolos

ABS: *Acrylonitrile Butadiene Styrene* (Acrilonitrilo Butadieno Estireno)

AR: *Aspect Ratio* (Ratio de aspecto)

CG: Centro de gravedad

CIGS: Cobre-Indio-Galio-Selenio

C_L : Coeficiente de sustentación

C_D : Coeficiente de arrastre

C_M : Coeficiente de momento de cabeceo

EPS: *Expanded Polystyrene* (Poliestireno Expandido)

GaAs: Arseniuro de Galio

GPS: *Global Positioning System*

HALE: *High Altitude Long Endurance* (Vehículo de larga autonomía y gran altitud)

HAPS: *High Altitude Pseudo Satellite* (Pseudo satélite de gran altitud)

L: Fuerza de sustentación

Li-Po: *Lithium-Polymer* (Polímero de Litio)

LTE: *Long Term Evolution*

mono-Si: Silicio monocristalino

MPPT: *Maximum Power Point Tracking* (Seguimiento del Punto de Máxima Potencia)

poly-Si: Silicio policristalino

OSIPTEL: Organismo Supervisor de Inversión Privada en Telecomunicaciones

σ : Esfuerzo normal de flexión

τ_{prom} : Esfuerzo cortante promedio

UAV: *Unmanned aerial vehicle* (Vehículo aéreo no tripulado)

Capítulo 1 Definición de problemática

El acceso a Internet en el Perú ha crecido sostenidamente durante los últimos años. Según un estudio del Instituto Nacional de Estadística e Informática (INEI) realizado a finales del año 2013 [1], en Lima Metropolitana, el acceso se incrementó de 50.9 % en 2012 a 53.9 % en 2013. Por otro lado, el acceso a telefonía móvil y telefonía fija subió de 6.5 % y 23 % en 2000 a 82 % y 28.6 % respectivamente en 2013. Véase la Tabla 1.1 y Fig. 1.1.

Tabla 1.1 - Evolución de demanda de Internet [1].

Área de residencia	Oct-Nov-Dic 2012		Oct-Nov-Dic 2013 P/		Variación absoluta (En puntos porcentuales)	
	Computadora	Internet	Computadora	Internet	Computadora	Internet
Total	30,5	22,4	30,5	21,2	0,0	-1,2
Lima Metropolitana	50,9	44,8	53,9	44,3	3,0	-0,5
Resto urbano 1/	33,1	19,2	32,3	18,0	-0,8	-1,2
Área rural	4,3	0,7	5,3	0,8	1,0	0,1

1/ No incluye Lima Metropolitana.

P/ Preliminar.

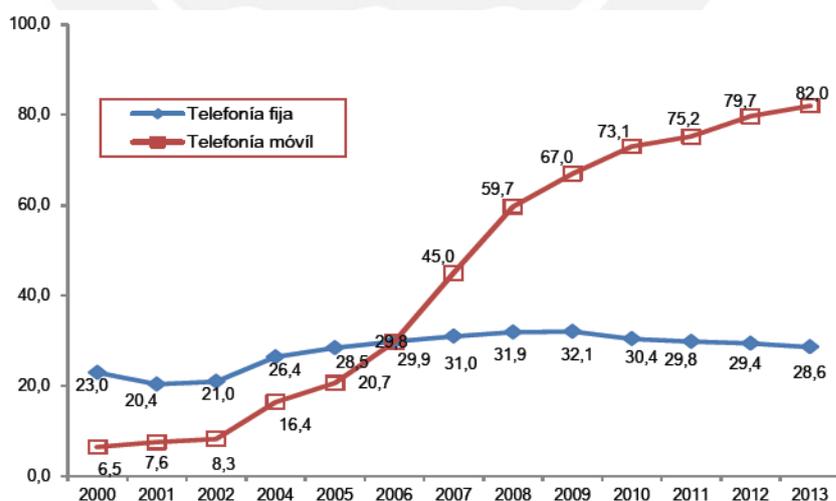


Fig. 1.1 - Evolución de demanda de telefonía. Fuente: [1]

Sin embargo, a nivel rural, el acceso a comunicaciones masivas como son la Internet y la telefonía celular sigue siendo muy bajo, incluso a nivel latinoamericano; véase la Fig. 1.2, tomada del estudio “Estado de la banda ancha en América Latina y el Caribe 2015” realizado por la Comisión Económica para América Latina y el Caribe de las Naciones Unidas (CEPAL – ONU) [2].

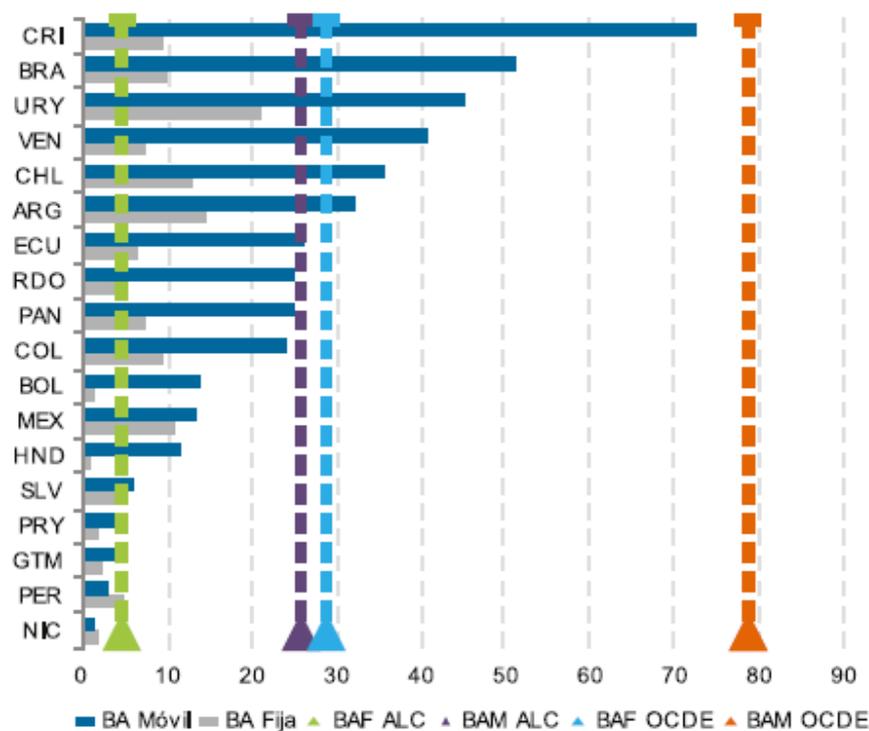


Fig. 1.2 - Comparativo de penetración de banda ancha en Latinoamérica [2].

Es en telefonía móvil rural (que también incluye a la Internet) donde hay un espacio de crecimiento potencial. Véase la Fig. 1.3, donde según el “Estudio de demanda residencial 2012 realizado por OSIPTEL” [3], la penetración de banda ancha en tendidos de fibra óptica o 3G es menor al 2 % en los 5 % de hogares rurales que cuentan con al menos una computadora.

Por otro lado, los precios de Internet de banda ancha y telefonía están entre los más altos de la región, siendo el Perú el tercero más elevado de Sudamérica luego de

Bolivia y Paraguay, como puede apreciarse en la Fig. 1.4, tomada del estudio “Estado de la banda ancha en América Latina y el Caribe 2015” [2].

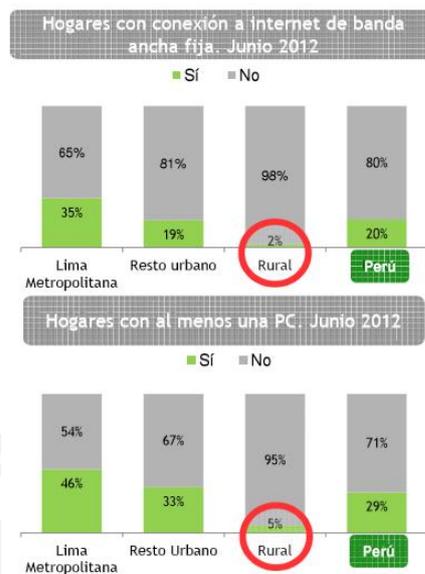


Fig. 1.3 - Porcentaje de acceso a banda ancha en zonas rurales del Perú [3].

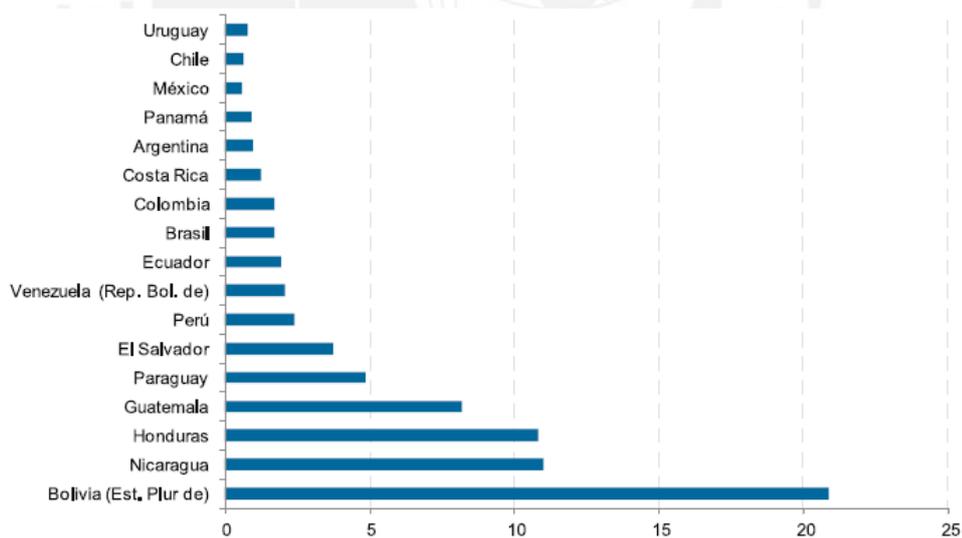


Fig. 1.4 - Comparativo de tarifas de banda ancha [2].

Esta data delimita el problema principal para este trabajo de investigación: la demanda de Internet y telefonía se ha mantenido baja a nivel rural a pesar de haberse incrementado a nivel macro y enfocado en zonas urbanas y metropolitanas. Es de interés nacional que todos los pueblos y comunidades rurales tengan acceso a las

comunicaciones masivas. Campos cruciales de desarrollo sostenible como educación, salud, gestión ambiental y prevención/reacción frente a desastres se benefician al tener canales constantes y fiables de comunicación. Para alcanzar la solución se necesitará: contar con un medio que asegure comunicaciones masivas como telefonía celular e Internet a cualquier zona del Perú que lo requiera. Mantener la inversión inicial y los costos de operación bajos, dado que no se justifica instalar una antena de repetición con toda la logística necesaria en zonas con densidad poblacional muy baja, y donde además la geografía sería una limitante para proyectos convencionales.

Para cumplir con las necesidades expuestas se propone como **OBJETIVO PRINCIPAL:**

Diseñar un sistema mecatrónico en forma de aeronave no tripulada (en inglés: *Unmanned aerial vehicle* - UAV) que funcione como antena móvil mientras vuela a una altura de 500 metros sobre el Caserío de Sapchá, en Áncash. En consecuencia, es necesario que el UAV cuente con la autonomía necesaria para poder trabajar las 24 horas al día durante 7 días o más bajo condiciones de brillo solar ininterrumpido durante las horas de mañana y tarde.

Se prefiere que el UAV sea un avión que permita acomodar paneles solares sobre las alas. Un UAV tipo multicóptero no posee un área plana lo suficientemente grande, respecto a sus dimensiones, para colocar las celdas solares necesarias; además, consume más energía para una misma capacidad de carga de baterías. Cabe mencionar que, como se verá en capítulos posteriores, en la actualidad la mayoría de las celdas no supera el 20% de eficiencia de conversión de luz en electricidad. Por otro lado, la configuración de ala fija (avión) permite realizar vuelo de planeador; es decir, volar sin propulsión, únicamente con la velocidad obtenida previamente y la fuerza de

sustentación de las alas, mientras desciende progresivamente. Esta característica será de mucha utilidad para ahorrar energía mientras las baterías se recargan con la luz solar.

Para llevar adelante este proyecto de diseño se debe cumplir con los siguientes OBJETIVOS ESPECÍFICOS:

- ⇒ Analizar el estado del arte de aeronaves no tripuladas solares, sus componentes y revisar las características y propiedades de los productos ya existentes en el mercado.
- ⇒ Elaborar posibles soluciones y bosquejar conceptos variados que permitan decidir el diseño óptimo después de un estudio técnico-económico.
- ⇒ Construir una memoria de diseño que justifique el funcionamiento, los materiales y mecanismo empleado.
- ⇒ Elaborar los planos de despiece de cada componente fabricado y los planos de ensamble que describan la geometría y configuración y permitan construir un prototipo.
- ⇒ Elaborar planos eléctricos, electrónicos y la lógica de control.
- ⇒ Estimar un presupuesto de implementación.

Este proyecto es de gran interés para la nación, dado que permitiría tener presencia urbano-rural a lo largo del territorio patrio y a promover y monitorear otras actividades de desarrollo gracias al puente de comunicación que se establecería. Los gobiernos regionales y otras oficinas administrativas en cada poblado podrían comunicarse en tiempo real, tomar decisiones y ejecutar acciones más rápido. Otros posibles usos para el UAV propuesto incluyen, pero no se limitan a: vigilancia, patrullaje de fronteras, monitoreo de agricultura y el clima, entre otros.

Capítulo 2 Estado del Arte:

En este capítulo se presentarán definiciones y fundamentos teóricos de aerodinámica, máquinas voladoras (con especial énfasis en aeronaves no tripuladas, en inglés UAV's, o también llamadas *drones*), los ejemplos más resaltantes de la actualidad de la industria y la tecnología de celdas solares, pues su revisión es vital para el proyecto de diseño.

Fundamento teórico

Un UAV es cualquier tipo de vehículo aéreo autónomo o controlado remotamente, por lo tanto, no tiene un piloto dentro de la aeronave [4]. Los primeros desarrollos en este campo fueron con fines militares (ver Fig. 2.1), para evitar poner en riesgo la vida de los pilotos e incrementar la autonomía de la aeronave, dado que una máquina no se agota como lo haría un humano. Además, se ahorra peso al prescindir de sistemas de soporte vital (oxígeno, presurización, ergonomía, paracaídas, etc.) Desde inicios del siglo XXI, los UAV's de uso civil han gozado un crecimiento en popularidad y una diversificación de formas y usos.



Fig. 2.1 - *Drone* militar General Atomics MQ-9 Reaper [5]

Dentro de las aplicaciones civiles de los UAV's se puede contar: vigilancia aérea, búsqueda y rescate, inspección agrícola e industrial, fotografía aérea convencional y multiespectral, mapeo y modelado 3D de superficies terrestres e incluso reparto de correo [6]. Los drones civiles pueden dividirse en dos grandes grupos: multicopteros y aeroplanos.

Los multicopteros (o *copters*) son vehículos que poseen habitualmente un número de rotores (entre cuatro y ocho) que dirigen su empuje verticalmente hacia abajo, como un helicóptero (se denominan aeronaves de ala rotatoria). Son aerodinámicamente inestables, por lo tanto, requieren un sistema de control de vuelo asistido por una computadora a bordo. Mediante el uso de acelerómetros, barómetros y giroscopios estiman su posición, orientación, velocidad y demás parámetros necesarios para llevar a cabo un vuelo controlado. Tiene la capacidad de quedarse suspendido en el aire, de despegar y aterrizar verticalmente y girar sobre su eje normal, también puede hacer maniobras más cerradas, bruscas y precisas que un aeroplano. Se puede apreciar un típico hexacóptero (multicóptero de 6 rotores) en la Fig. 2.2.

Para este trabajo de investigación interesa estudiar el aeroplano. En general, un aeroplano o avión es mecánicamente más sencillo que un multicoptero porque su funcionamiento y aerodinámica son inherentemente más estables. Vuela de manera más eficiente (consume menos energía para generar sustentación), puede llevar más carga y tener mayor autonomía (tiempo de vuelo continuo sin necesidad de volver a tierra) [7]. El principio de sustentación en un aeroplano se basa en que la curvatura del perfil de las alas genera una diferencia de presión entre la superficie inferior y superior cuando el ala se desplaza a través del aire, por lo tanto, el vehículo se eleva. Sin embargo, esta característica fundamental de un avión restringe su movimiento, pues es necesario que el aeroplano se desplace con velocidad horizontal para que las alas

puedan elevarlo. Por lo tanto, un avión no puede despegar ni aterrizar verticalmente ni mantenerse suspendido en el aire (existen excepciones). Las partes fundamentales de un aeroplano se describen en la Fig. 2.3.



Fig. 2.2 - Hexacóptero con cámara digital [8]

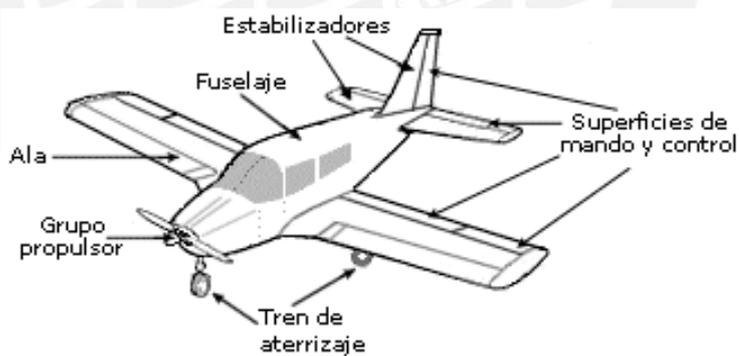


Fig. 2.3 - Estructura básica de un avión [9]

Las alas generan la fuerza de sustentación del vehículo, el fuselaje contiene a los pasajeros (si el avión es tripulado) y la carga útil (en algunos casos dentro del fuselaje hay un compartimento especial transportar material, éste recibe el nombre de “bahía de carga”). Las superficies de control son las responsables de los cambios de dirección

del vuelo y el grupo propulsor o motor genera el empuje necesario para desplazar horizontalmente al avión. Los parámetros más importantes en un avión son el Coeficiente de sustentación (C_L), Coeficiente de arrastre (C_D) y Coeficiente de Momento (C_M) que se relacionan con las fuerzas de sustentación, arrastre o resistencia y momento de cabeceo respectivamente. Además, sobre el avión actúan su propio peso y el empuje de la propulsión (si tiene motor). En la figura Fig. 2.4 se muestran las cuatro fuerzas que actúan sobre un avión.

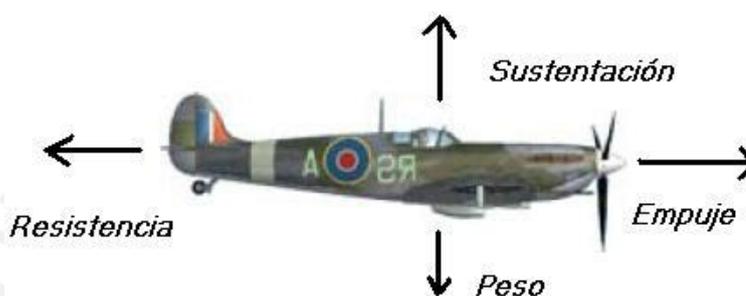


Fig. 2.4 - Fuerzas sobre un avión [10]

Por la naturaleza del diseño de este trabajo es importante definir a los planeadores. Un planeador es un avión que no tiene motor o método de propulsión integrado. Por lo tanto, solo actúan 3 de las 4 fuerzas descritas anteriormente sobre él (no posee empuje). La velocidad inicial se consigue al lanzarlo o al ser remolcado por una aeronave motorizada. Luego de ese primer impulso, un planeador genera sustentación, pero al no contar con empuje que se oponga al arrastre perderá velocidad progresivamente, con la consiguiente reducción de sustentación. Con el objetivo de mantenerse en el aire durante un tiempo útil, necesita tener un diseño aerodinámico muy eficiente y alas con ratio de aspecto (cociente entre la envergadura al cuadrado entre el área del ala) muy elevado para generar la máxima sustentación posible [11].



Fig. 2.5 - Planeador tripulado. Fuente: [12]

Desarrollo del Estado del Arte

Al igual que la mayoría de tecnología de UAV's, los *drones* de energía solar se originaron por requerimientos militares de aeronaves de reconocimiento y vigilancia que necesitaban permanecer mucho tiempo en el aire, pero sin el consumo de recursos y el consecuente costo que significaría ser impulsado; por ejemplo, por un motor de combustión interna o un turborreactor. La eficiencia de uso energético para vuelo sostenido hizo que los UAV's solares se planteen, incluso, como una alternativa económica frente a satélites de vigilancia.

No pasó mucho tiempo para que grandes empresas al igual que aficionados empiecen a diseñar y construir prototipos para uso civil y a presentar innovaciones tanto en hardware, como en control de vuelo, carga de baterías, etc. A continuación, se describen algunas aeronaves que llegaron a la fase de diseño y/o implementación.

2.1 Aeronaves No Tripuladas Energizadas Mediante Paneles Solares

2.1.1 Zephyr de Airbus

El UAV llamado Zephyr del gigante aeronáutico Airbus posee 3 récords mundiales: Autonomía más larga: 336 horas [13], Máximo techo de servicio: 21 562 metros [14] y Vuelo más prolongado (23 h, 47 min) [15].



Fig. 2.6 - Avión Zephyr de Airbus [15].

El Zephyr es un avión bimotor grande, con una envergadura de 28 metros y un peso de 60 kg, está construido con materiales compuestos ligeros y alcanza una velocidad máxima de 55 km/h gracias a sus motores de 450 W cada uno. Puede transportar una carga útil de hasta 5 kg [15]. Airbus lo propone como una alternativa de bajo costo frente a satélites de vigilancia o aeronaves convencionales dado que puede sobrevolar un área específica de interés al igual que un avión; y al mismo tiempo, proveer comunicaciones y reconocimiento ininterrumpido, como lo haría un satélite. Este nuevo nicho tecnológico recibe el nombre de “Pseudo-satélite de gran altitud” o HAPS (en inglés, *High Altitude Pseudo Satellite*). Otros usos que son viables son: Detección de misiles, navegación, comunicación *Ad-hoc*, etc.

Su diseño ha sido probado en condiciones extremas y su récord de altitud y autonomía fue realizado durante un día de invierno, cuando el día dura menos y la noche es más larga [16], llegando a superar el récord anterior de 216 horas del Rutan Voyager, alcanzado en 2001 [17].

La estructura del Zephyr se fabrica con tubos de pared delgada, hechos de fibra de carbono en resina epoxídica, material muy ligero y de alta resistencia a la tensión. Su configuración alar es la clásica plataforma de ala frontal, fuselaje, timón y estabilizador traseros. El fuselaje es de sección transversal delgada para ahorrar peso.

Los paneles solares que energizan al Zephyr cubren prácticamente la totalidad de las alas y demás superficies de control y son fabricados por United Solar Ovonic LLC (Uni-Solar), estos son flexibles, ligeros y se integran a las superficies sin afectar la aerodinámica. Las celdas solares son de Silicio amorfo que no se afecta a altas temperaturas como sí lo hacen celdas de Silicio cristalino. La energía entregada por los paneles es aproximadamente 1.35 kW/m^2 . Las baterías que reciben dicha energía son de sulfuro de litio (Li-S) y fabricadas por Sion Power Corporation, éstas pueden otorgar hasta 350 Wh/kg y cada celda entrega 2.1 V . Cabe resaltar que las baterías Li-S operan sin problemas a temperaturas menores a $-60 \text{ }^\circ\text{C}$, que es la temperatura del techo de servicio del Zephyr [18].

2.1.2 Solara de Titan Aerospace (propiedad de Google)

Es un avión HALE (High Altitude Long Endurance) solar financiado por Google para eventualmente crear una red de cobertura de Internet alrededor del mundo, apoyado por otro proyecto del gigante informático que consiste en globos aerostáticos que complementan la misma función de puntos de red (proyecto Loon, ver capítulo 2.1.3) [19].



Fig. 2.7 - Avión Solar de Google [20].

Se planificaron dos versiones: Solara 50 y Solara 60. La primera, de 50 metros de envergadura y 15 metros de largo se diseñó con 3000 celdas solares delgadas para producir 7 kW de potencia que cargarían baterías de Litio-Ion y gracias a ello se calculó que alcanzaría velocidades de 105 km/h. Su techo de servicio se estimó en 20 km y podría transportar hasta 32 kg de carga útil. Asimismo, Solara 60 tendría prestaciones parecidas, pero su envergadura de 60 metros permitiría mayor cantidad de celdas solares, así como carga útil más extensa [21].

Durante las primeras pruebas, en mayo de 2015, el prototipo de Solara 50 se estrelló poco después de despegar en una pista de pruebas en Nuevo México, EE. UU. Luego de meses de investigaciones, se concluyó que la aeronave presentó fallos estructurales en las alas [22]. Finalmente, luego de no poder resolver los problemas en la implementación, Google decidió abandonar esta iniciativa y centrarse solo en el el Proyecto Loon [23].

2.1.3 Proyecto Loon

El proyecto Loon [24] es una iniciativa de Google para establecer un anillo de conectividad ininterrumpida en zonas rurales de tal forma que se pueda proveer Internet LTE a través de un globo. La parte inflable del globo se conoce cubierta. Las cubiertas de los globos de Loon están hechas de filamentos de polietileno y miden 15 m de ancho por 12 m de alto cuando están infladas, están diseñadas para permanecer en la estratósfera durante aproximadamente 100 días. Cuando el globo está listo para ser retirado de servicio, se libera el gas de la cubierta para lograr un descenso controlado.



Fig. 2.8 - Globo del Proyecto Loon de Google [25].

Los componentes electrónicos de cada globo funcionan con energía de paneles solares hechos de plástico laminado flexible y colocado en un marco de aluminio liviano. Utilizan células solares monocristalinas (mono-Si) de alto rendimiento. Los paneles se montan en un ángulo orientado de tal manera que puedan capturar de forma efectiva la luz solar durante los días más cortos de invierno en latitudes altas. Se dividen en dos secciones que apuntan hacia direcciones opuestas, lo que permite absorber la energía proveniente de cualquier orientación mientras los globos giran en el viento. Con Sol pleno, los paneles producen aproximadamente 100 Watts, lo suficiente para energizar los

circuitos electrónicos de Loon mientras se carga una batería para uso nocturno. Como los globos se desplazan con el viento y se cargan con energía solar, el Proyecto Loon utiliza solo recursos renovables.

Debajo de la cubierta inflada, se ubica una caja con los componentes electrónicos del globo, similar a las canastas que llevan los globos aerostáticos. Ésta contiene placas con circuitos que controlan el sistema, antenas de radio para que los globos se comuniquen entre sí y con las antenas de la Tierra, y baterías de iones de litio para almacenar la energía solar y, de esta forma, permitir que los globos funcionen durante la noche. Ante un desastre natural que genere la caída de las comunicaciones de una zona habitada, se puede utilizar la red Loon para reestablecer las comunicaciones brindando Internet. Se han hecho pruebas en Nueva Zelanda y Sri Lanka donde se estimó que el área de cobertura de cada globo alcanza unos 80 km de diámetro [25].

2.1.4 Aquila de Facebook

Para competir contra Solara o Loon de Google, Facebook pretendió llevar Internet de alta velocidad a todos los rincones del planeta mediante una red de UAV's solares (HALE) que funcionen como satélites de baja órbita (20 km de techo de servicio) y que provean de conexión a Internet a lugares alejados mediante láser y radio frecuencia.

El equipo encargado de llevar a cabo el proyecto (Facebook Aviation Team) diseñó y construyó un UAV de configuración "ala volante" (no posee superficies control de cola, de hecho, no tiene cola, (ver Fig. 2.9) impulsado por 4 motores eléctricos que mueven cuatro hélices propulsoras [26]. Contaba con una envergadura de 43 metros y una masa de 399 kg. La totalidad de las

alas, fabricadas en fibra de carbono, estaban cubiertas de celdas solares, aunque Facebook no reveló públicamente qué tecnología fotovoltaica usaron ni qué tipo de baterías.



Fig. 2.9 - Avión Aquila de Facebook [27].

Esta aeronave no tripulada no contaba con tren de aterrizaje, por lo que era elevada a la estratósfera por medio de globos aerostáticos hasta los 27 km de altitud (techo de servicio). Fue diseñado para usar sus motores y ser guiado por señales láser desde el suelo mientras provee Internet a un radio de 50 km desde su posición. Durante las noches, el consumo de energía se cortaría y el avión planearía en círculos hasta reducir su altitud a 18 km, para este momento, amanecería y el Sol volvería a energizar el avión para regresar a su techo de servicio [28]. El primer vuelo se realizó el 28 de junio de 2016 en Arizona, el UAV voló por 96 minutos, 3 veces más de lo calculado para esta primera prueba [29]. Sin embargo, también se reveló que luego de dicho vuelo se presentaron fallos estructurales [30]. Un segundo intento se realizó el 22 de mayo de 2017, también en Arizona. Esta vez el tiempo de vuelo llegó a 106

minutos y no se presentaron fallos de ningún tipo [31]. A pesar de los dos vuelos y del prototipo construido, Facebook decidió ya no continuar desarrollando UAV's y se asoció con compañías de prestigio del sector aeronáutico para continuar con el proyecto de proveer Internet a zonas rurales, pero dejando el diseño de la aeronave a aquellas [32].

2.2 Tecnología Actual de Paneles Solares

Los paneles solares se componen de dispositivos individuales llamados celdas fotovoltaicas. Son de diversos materiales, pero todas funcionan debido al efecto fotoeléctrico, que es la propiedad que poseen algunos metales y/o semiconductores de liberar electrones al recibir radiación electromagnética visible (luz). Se verá en los siguientes puntos que la eficiencia de las celdas fotovoltaicas (que tanta energía lumínica se convierte en electricidad) rodea el 34 % en condiciones controladas de laboratorio, aunque lo más común es que no sobrepase el 20 %. A continuación, se describen los tipos de paneles solares existentes y la tecnología que emplean, la clasificación depende del material semiconductor con el que se construyen las celdas.

2.2.1 Celdas de silicio monocristalino (mono-Si)

Son las más extendidas y tecnológicamente más maduras. El material es el mismo semiconductor con el que se construyen las tarjetas electrónicas y chips. La estructura monocristalina se hace evidente por la homogeneidad del color y la ausencia de granulación del material. Suelen tener una eficiencia de hasta 25 % pero en promedio alcanzan el 19-20 % [33]. Condiciones reales externas como temperatura elevada o baja iluminación reducen la eficiencia. Cada celda

es de color negro y tienen forma cuadrada con las esquinas recortadas (ver Fig. 2.10).

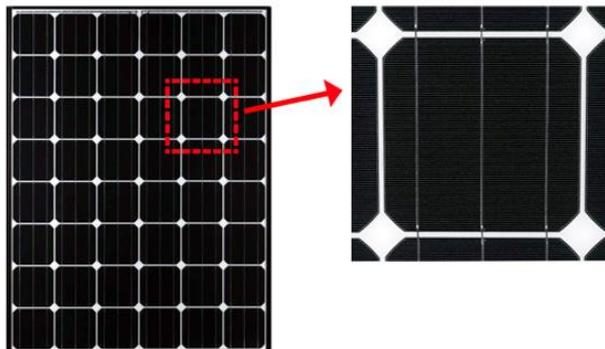


Fig. 2.10 - Panel solar de mono-Si (izquierda), celda solar de mono-Si [33].

El tiempo de vida de estos paneles solares puede llegar a 50 años, aunque la eficiencia baja en promedio 0.5 % al año. El silicio es un material frágil y quebradizo, por lo que las celdas necesitan láminas de protección que incrementan el peso del dispositivo hasta 3 veces más. Gracias a su alta eficiencia y bajo costo de instalación, los paneles de mono-Si son ampliamente usados en edificios y plantas de generación de energía eléctrica mediante paneles solares, llamadas “granjas solares”, como se puede apreciar en la Fig. 2.11.



Fig. 2.11 - Granja solar “Rubi” en Moquegua, Perú [34].

2.2.2 Celdas de silicio policristalino (poly-Si).

La estructura del material poly-Si es diferente a simple vista de la de mono-Si. Las láminas de poly-Si son de color azul y presentan granulación (límites entre granos de cristal de silicio) que le dan el nombre de policristalino.

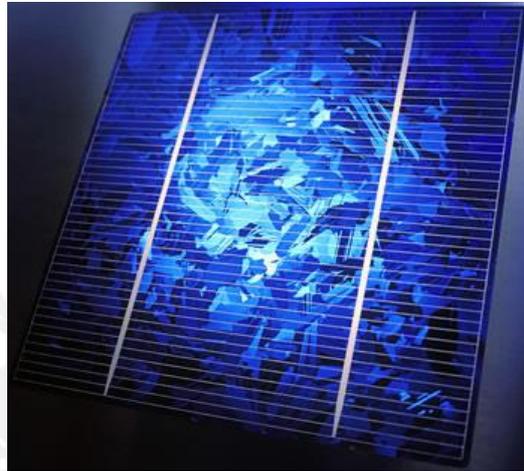


Fig. 2.12 - Panel solar de poly-Si [35].

Gracias a un proceso de fabricación más sencillo y directo que el del silicio monocristalino, el poly-Si es más barato porque contiene menos material semiconductor [36]. Sin embargo, a causa de eso, las celdas solares de poly-Si consiguen, por lo general, una eficiencia algo menor que las de mono-Si, la cual está alrededor de 17-18 % en el mejor de los casos. Al igual que las celdas de mono-Si, las de silicio policristalino requieren encapsulamiento rígido. Su menor precio hace que sea la tecnología más común de paneles solares.

2.2.3 Celdas de silicio amorfo (a-Si)

Es una forma no cristalina de silicio. Se le conoce como parte de la segunda generación de paneles solares, también llamados “celdas de película delgada” dado que las láminas de silicio (conocidas como *wafers*) tienen un espesor de

aproximadamente $1\mu\text{m}$ frente al espesor de los *wafers* de Silicio cristalino que están alrededor de los $200\text{-}300\mu\text{m}$. Requiere mucho menos material semiconductor que las variantes cristalinas, pero su estructura amorfa provoca la caída de poder de salida en 25-35 % debido al efecto Staebler-Wronski¹ [37]. Por lo tanto y para contrarrestar dicho efecto, se superponen varias láminas de a-Si por cada celda. Aún con estas medidas, la eficiencia de las celdas solares de silicio amorfo bordea el 6-9 % [38] pero esta tecnología sigue en desarrollo y cada año se incrementa progresivamente su eficiencia, por ejemplo llegó a 11.3 % en condiciones controladas en 2017 [39].



Fig. 2.13 - Celdas solares enrollables de a-Si [40]

La ventaja más grande que tiene el a-Si es su facilidad de integración, debido a que las láminas son flexibles y pueden adaptarse a diversas formas (ver Fig. 2.13) y su bajo costo.

2.2.4 Celdas de cobre-indio-galio-selenio (CIGS)

Es otra clase de celda solar de segunda generación, debido a sus componentes semiconductores y su alta absorción de luminosidad, obtiene la eficiencia más

¹ El efecto Staebler-Wronski reduce la eficiencia del silicio amorfo frente a exposiciones prolongadas a iluminación intensa [92].

alta entre las celdas de película delgada. En pruebas controladas alcanza casi el 21% de eficiencia, mientras que en condiciones reales lo más común es que logre un 15-16%. Una ventaja crucial frente al Silicio es que las celdas de CIGS absorben radiación de un rango mayor de longitudes de onda. Mientras las celdas de silicio absorben luz entre un rango de 400 a 700 nm; las celdas de CIGS pueden hacerlo entre 300 a 1300 nm (los hace ideales para satélites). Inclusive trabajan bien en condiciones de baja luminosidad, cielos nublados o brumosos [41]. Los *wafers* de CIGS se depositan sobre un sustrato de Molibdeno para reflejar la luz solar no absorbida de vuelta al semiconductor. El encapsulado puede ser de vidrio para aplicaciones donde sea necesaria rigidez del panel o de polímero o metal para aplicaciones donde se requiera flexibilidad.

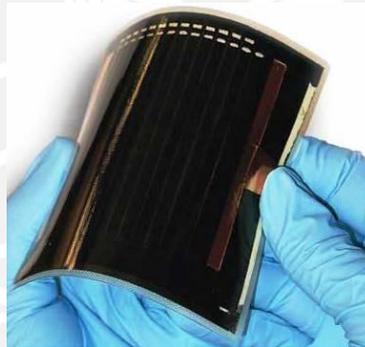


Fig. 2.14 - Panel solar de CIGS [42].

2.2.5 Celdas esbeltas de arseniuro de galio (*thin GaAs*)

Esta tecnología es la más eficiente (en condiciones normales: 25 %, en condiciones controladas: hasta 35 %) en cuanto a celdas solares se refiere, pero también la más cara de producir, lo cual junto a la menor cantidad de material en comparación con el silicio hacen que no haya sido tan extendida en el mercado. Sí tiene una alta aceptación en aplicaciones espaciales y militares que cuentan con grandes presupuestos. La estructura de GaAs presenta mayor

velocidad y movilidad de electrones que el Silicio y dado que es menos sensible a sobrecalentarse genera menos ruido y trabaja mejor a altas frecuencias [43]. Las celdas solares construidas con GaAs son de película delgada y presentan la facilidad de integración de todas las celdas de este tipo.

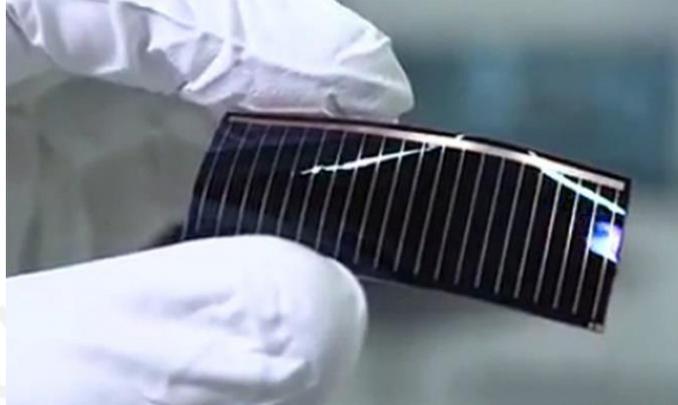


Fig. 2.15 - Celda solar esbelta de Arseniuro de Galio (GaAs) [44].

La empresa Altavista Devices ha perfeccionado el proceso de fabricación de *thin* GaAs mediante un proceso cíclico de “crecimiento” de láminas de arseniuro de Galio sobre una base de arseniuro de aluminio, las cuales luego se extraen mediante “levantamiento epitaxial”. Luego la base se limpia y puede continuar generando láminas de GaAs repetidas veces [44]. Estas innovaciones en el proceso de manufactura permiten reducir significativamente el costo de las celdas, además la resistencia a la humedad y las altas temperaturas consiguen una mayor variedad de usos. Por otro lado, las celdas de *thin* GaAs son más pequeñas y flexibles que las de, por ejemplo, CIGS, lo cual facilita su integración en aplicaciones de curvaturas complejas.

De esta manera, se concluye la revisión de la tecnología relevante al proyecto. Como se vio, corporaciones tecnológicas transnacionales como Google y Facebook o

empresas con tradición en la industria aeronáutica como Airbus han diseñado y construido UAV's con la finalidad de mantener vuelo por tiempo indefinido mediante el uso de energía solar para recargar las baterías. Además, la industria de celdas y paneles solares ha tenido significativos avances en los últimos 15 años, generando soluciones fácilmente integrables a plataformas aéreas como son las celdas CIGS o las de GaAs, que con su flexibilidad, conformabilidad, bajo peso y eficiencia de conversión eléctrica mucho mayor a las celdas tradicionales de mono-Si o poly-Si, hacen viable, actualmente, acercar el objetivo de aeronaves que puedan permanecer en vuelo únicamente con energía solar por días o semanas de manera ininterrumpida.



Capítulo 3 Diseño Conceptual

En este capítulo se revisará la primera fase del diseño de la aeronave, empezando por los requerimientos del sistema, las funciones que debe realizar, las posibles combinaciones entre los enfoques y alternativas que son posibles para cumplir con las exigencias que derivan en 3 conceptos, los cuales se someterán a un análisis técnico y económico para determinar cuál es la más viable.

3.1 Requerimientos del Sistema:

El diseño es una aeronave no tripulada de larga autonomía, para lograr dicho objetivo se necesita cumplir con algunos parámetros intrínsecos y también exigencias del uso final del vehículo. En el Anexo A, a manera de resumen, se enumera la Lista de Exigencias.

3.1.1. Requerimientos mecánicos

- Diseñar un UAV tipo avión-planeador autopropulsado, de manera que su extensa superficie alar permita acomodar más paneles solares comparados con aviones estándar o multicópteros.
- El diseño requiere que se minimice el arrastre aerodinámico (fuerza que se opone al avance) y al mismo tiempo maximice el ratio de aspecto (cociente de la envergadura entre el ancho de las alas) para alcanzar sustentación a bajas velocidades.
- Material de construcción ligero, pero altamente resistente a esfuerzos y deformaciones, de manera que reduzca la masa que el motor tendrá que impulsar. Se recomienda utilizar materiales compuestos y aluminio, que sean eco-amigables.

- Alta tenacidad en las alas, pues estarán sometidas a elevadas cargas de flexión debido su ratio de aspecto.
- Bahía de carga útil (autopiloto, instrumentación, baterías, etc.) que sea hermética y esté aislada para soportar clima adverso, humedad y/o polvo.
- Sistema desmontable y de fácil transporte al caserío de Sapchá.
- Se desea, pero no es restrictivo, que la aeronave cuente con un tren de aterrizaje que podría ser retráctil o no.

3.1.2. Requerimientos eléctrico-electrónicos

- Las baterías necesitan larga duración, poco peso y baja tasa de descarga. Deben garantizar suministro eléctrico completo durante la noche a los sistemas del módulo de Internet, el autopiloto, comunicaciones y actuadores de propulsión y de superficies de control. El nivel carga de las baterías nunca debe estar debajo del 20 % debido a las disposiciones de la Norma Técnica Complementaria 501-2015-MTC/12 capítulo 8, inciso 15 [45].
- Los paneles solares deben energizar, durante el día, los sistemas electrónicos descritos en el punto anterior y entregar un exceso de energía utilizado para recargar todas las baterías al 100 %
- El circuito y algoritmo de control, que maximice la salida de corriente de los paneles solares y que, según la densidad lumínica detectada, transfiera la alimentación entre paneles y las baterías cargadas.

3.1.3. Requerimientos del sistema de control

- Sistema de control de vuelo y sistema de transferencia de cargas diseñados para que la radiación solar absorbida en la zona del caserío

de Sapchá entregue la mayor concentración de energía solar por celda voltaica.

- *Software* programado para tomar las decisiones de en qué momento y en qué condiciones cargar las baterías y de cuándo cortar la energía al motor y planear.

3.1.4. Requerimientos de funcionamiento

- El vuelo debe ser ininterrumpido cuando se cumplen las condiciones de radiación solar mínimas (invierno), excepto en situaciones de nubosidad y/o lluvia.
- Aterrizaje y despegue cortos o con lanzamiento asistido, dada la dificultad de construir una pista de aterrizaje en Sapchá.
- El sistema tendrá un régimen de vuelo autónomo, haciendo círculos o figura "8" sobre el área de interés [46]. De manera que capture la mayor cantidad de luz solar de acuerdo con la incidencia de los rayos solares de Sapchá.

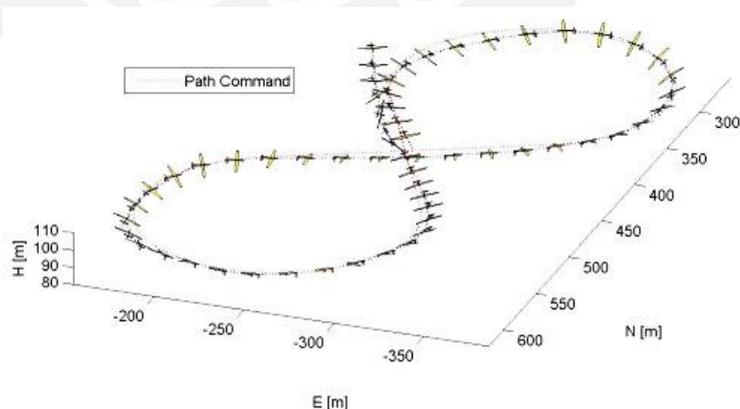


Fig. 3.1 - Régimen de vuelo en figura "8" [46].

- La comunicación y monitorización del UAV con la base en tierra debe ser ininterrumpida para que el usuario decida qué hacer en situaciones

extremas como recalentamiento de circuitos, caídas de tensión en los paneles o baterías, elevada velocidad del flujo de aire, etc.

- En caso de presentarse condiciones climatológicas extremas como tormentas eléctricas, huracanes, o granizo el UAV volverá a tierra. La decisión será tomada por un operario en la base terrestre.

3.1.5. Requerimientos de seguridad

- Medidas de seguridad y aislamiento de las baterías, pues se conoce que algunos tipos de baterías recargables usadas en UAV's han sido propensas a incendiarse bajo uso indebido [47].
- Protocolo de emergencia en caso suceda algún desperfecto o un fallo total que derive en un aterrizaje forzoso o colisión. Se debe tener en cuenta que el UAV estará volando 500 metros por encima de Sapchá y si se precipitara sobre el área habitada podría generar daños personales y/o materiales, por lo que mecanismos de prevención deben implementarse.

3.1.6. Requerimientos de mantenimiento

- Mantenimiento preventivo luego de cada vuelta a tierra. Examen exhaustivo de todos sus componentes mecánicos por posibles deformaciones o fracturas y eléctrico-electrónicos por el riesgo de incendio de baterías y por la posibilidad de que elementos extraños o humedad vulneren el compartimento hermético de carga. Se sugiere que los componentes electrónicos se desmonten y revisen durante cada mantenimiento de retorno a la base.
- Revisión de correcta posición de paneles solares, dado que, si se desprenden de las alas por la interacción con el aire, se arrugan o algún

objeto se adhiere, se reduce el área de recolección, lo cual afectaría la aerodinámica.

3.2 Estructura de Funciones

Para cumplir con las exigencias y requerimientos previamente descritos el sistema debe recibir información y energía, el procesamiento y acciones provocan el cumplimiento de la función principal (transmisión de Internet). El diagrama de la estructura de funciones se aprecia en la Fig. 3.2, las entradas y salidas se describen a continuación.

Entradas:

- Plan de vuelo. Incluye los datos ingresados por el usuario acerca de parámetros de vuelo como altitud de servicio, velocidad de vuelo, trayectoria y posición. Son los datos iniciales que necesita el autopiloto.
- Presión total. Se detecta la presión estática para monitorear la altitud exacta y la presión dinámica para calcular la velocidad del vehículo en el aire.
- Posición (GPS). La posición instantánea del UAV respecto a Tierra.
- Señal de Internet. Para efectos de esta investigación queda fuera del alcance cómo se obtiene Internet en el avión. Se asume que se recibe de alguna manera y el sistema lo retransmite.
- Energía Solar. Los paneles solares capturan la energía lumínica del Sol y la convierten a energía eléctrica que alimentará al UAV directamente y a la vez recargará las baterías durante el día.

Salidas:

- Desplazamiento. El UAV se mueve a través del aire siguiendo el Plan de Vuelo y los parámetros retroalimentados por los sensores para las correcciones pertinentes.
- Señal de Internet. El sistema transmite Internet al área objetivo en la Tierra.

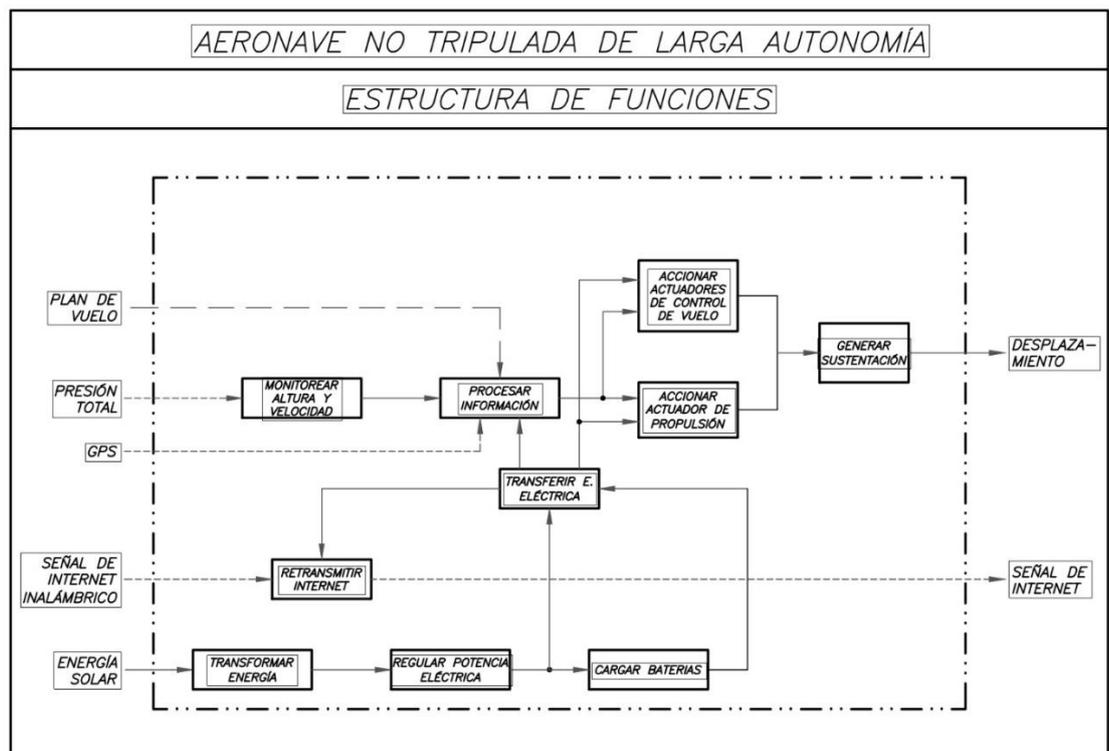


Fig. 3.2 - Estructura de funciones. Fuente: Elaboración propia

El UAV debe permitir un fácil montaje/desmontaje que le permita ser transportado a la zona de interés. El montaje será realizado por el usuario en la base terrestre. Una vez armado, el usuario cargará el Plan de Vuelo (datos de entrada) al sistema y el UAV despegará. Con la retroalimentación de los sensores (Presión total y GPS) se elevará a su altitud de trabajo (500 metros sobre el suelo) y seguirá la trayectoria planificada.

El bloque Procesar Información (ver Fig. 3.3) lee las instrucciones del Plan de Vuelo y lo compara con las lecturas de los sensores externos (posición) e internos (orientación). Verifica la coherencia de los datos medidos con el Plan de vuelo y genera órdenes para la propulsión y las superficies de control que corrijan la dirección de movimiento de ser necesario.

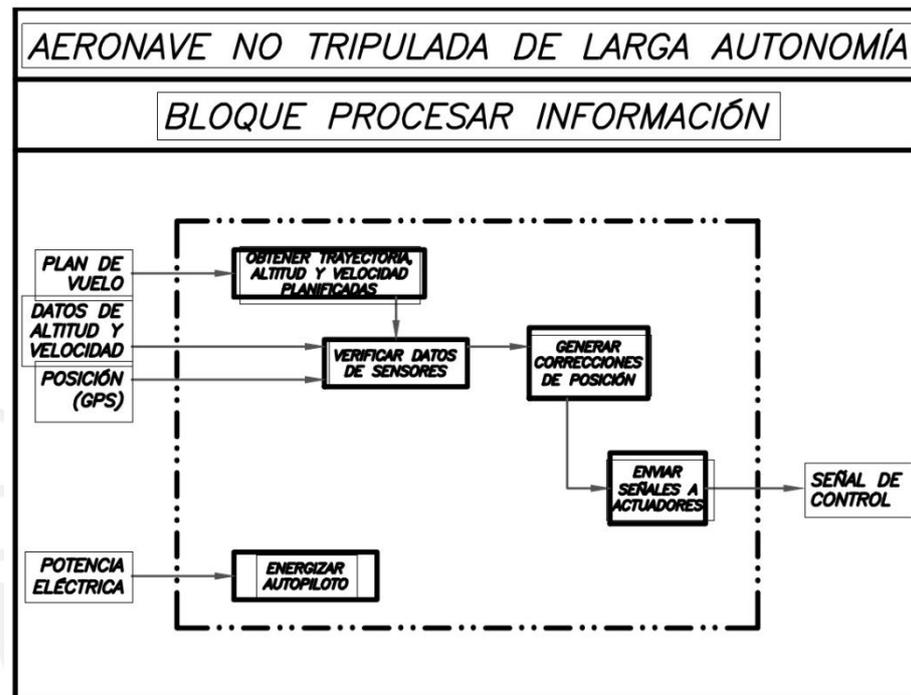


Fig. 3.3 - Bloque Procesar información. Fuente: Elaboración propia.

La energía captada por los paneles solares debe ser suficiente para alimentar la propulsión y los actuadores de control de vuelo, además de la aviónica (autopiloto, controlador de motores y reguladores de voltaje) y el módulo de transmisión de Internet. Al mismo tiempo, debe suministrar un exceso de energía durante las horas de mayor incidencia solar que permitan recargar las baterías. Desde el ocaso y hasta el amanecer, solo las baterías energizarán la propulsión, aviónica y módulo de Internet.

La transferencia entre las fuentes de energía se basa en el censado de corriente y voltaje entregados por los paneles solares y, de ser menor a lo necesario, abrirá el circuito de los paneles y cerrará el de las baterías como se muestra en la Fig. 3.4. El diseño debe garantizar que las baterías puedan alimentar el sistema hasta que la energía solar sea suficiente para mantener el vuelo, en ese momento se abrirá el circuito de las baterías y se cerrará el de los paneles.

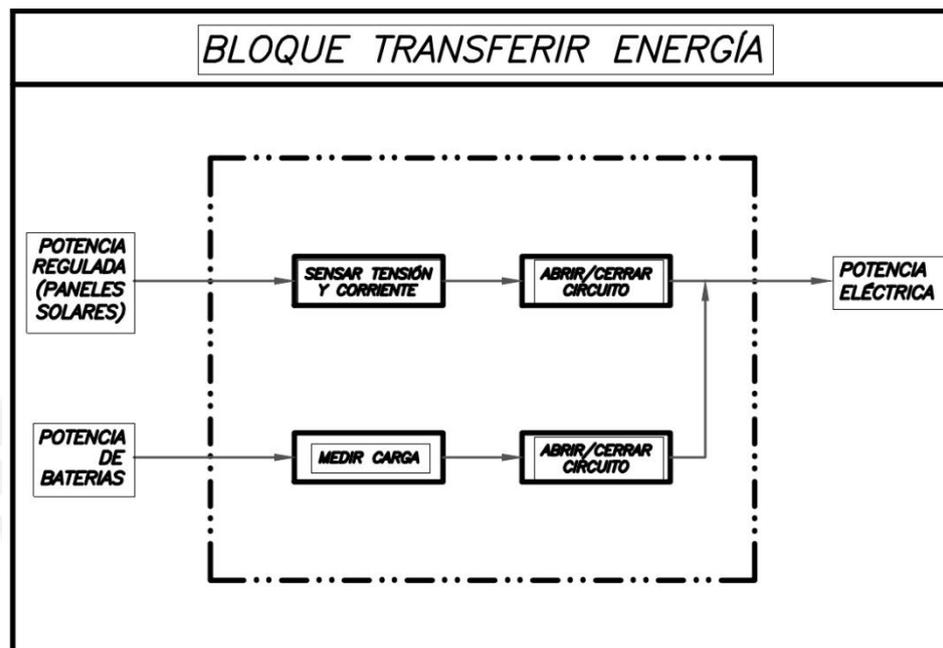
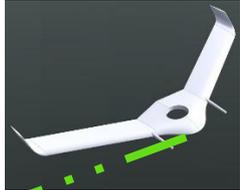
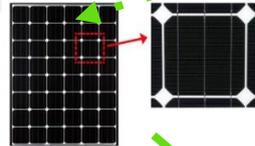
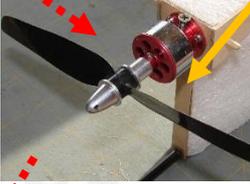


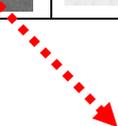
Fig. 3.4 - Estructura de funciones del bloque "Transferir Energía". Fuente: Elaboración propia.

3.2. Matriz Morfológica

Se evalúan tres conceptos de diseño, cada uno emplea tecnología diferente:

		Alternativa 1	Alternativa 2	Alternativa 3
Función	Elemento			
Generar sustentación	Config. alar	Ala con doble timón 	Ala y timón de cola 	Ala volante 
		Estructural	Material	Madera balsa y alum. 
Despegue	Sistema de despegue	Tren de aterrizaje 	Lanzamiento Manual 	Catapulta 
		Transformar energía	Celda solar	Silicio Mono-cristalino 
Cargar baterías	Batería	Batería Li-Po 	Batería Li-Ion 	

<p>Regular potencia y transferir energía Regular potencia y transferir energía</p>	<p>MPPT</p>	<p>Texas Instruments bq24600</p> 	<p>NXP MPT612</p> 	<p>LT 8490</p> 
<p>Propulsión</p>	<p>Motor + Propela</p>	<p>DC con Caja reductora</p> 	<p>Brushless</p> 	
<p>Controlador de velocidad</p>		<p>Controlador Turnigy Plush</p> 	<p>Controlador Hobbyking</p> 	
<p>Control de vuelo</p>	<p>Actuador</p>	<p>Servomotor</p> 	<p>Motor a pasos</p> 	
<p>Procesamiento</p>	<p>Autopiloto</p>	<p>HK Pilot Mega 2.7</p> 	<p>Pixhawk</p> 	<p>Ardupilot Mega APM2</p> 
<p>Medir velocidad y presión</p>	<p>Barómetro</p>	<p>Tubo de Pitot</p> 	<p>Barómetro BMP085</p> 	



Medir posición	GPS	3DR uBlox 	Hobbyking OSD GPS 	
Transmisión de Internet	Módulo de Internet	TP Link TP-WA5210G 	Router Board LHG5 	

Concepto 1	
Concepto 2	
Concepto 3	

3.3. Concepto de Solución

Se idearon 3 conceptos de solución, a continuación, se describe solo el concepto ganador (Concepto 2). La descripción, bosquejos adicionales y bosquejos de los demás conceptos de solución pueden encontrarse en el Anexo B: Conceptos de solución.

El concepto 2 posee la configuración tradicional de un aeroplano con las partes descritas en el Capítulo 2. Es decir, tiene un fuselaje diferenciado del ala y superficies de control para los tres ejes de movimiento: alerones, elevador y timón de dirección. Esto permite un mayor control y maniobrabilidad durante el vuelo dado que es una plataforma estable para bajas velocidades, como se aprecia en el trabajo de Murdoch y Reynoso [48]. Se fabrica mediante estructura de madera balsa, tubos de Kevlar y superficies de EPS (poliestireno expandido) y plástico ABS. Todos los elementos de procesamiento, sensores, transmisión de Internet y baterías se colocan dentro del fuselaje. El fuselaje se fija a la parte central del ala

por el lado inferior, de manera que la parte superior quede libre para colocar más paneles solares. Este diseño también presenta el ala con elevado ratio de aspecto (entre 25 y 30) típico de un planeador [49]. Usa celdas solares de arseniuro de Galio que son flexibles y se integran con facilidad a la superficie alar. Solo utiliza un motor en el extremo anterior del fuselaje, este motor es del tipo *brushless*. El despegue se efectuará mediante lanzamiento manual.

Bosquejos del Diseño Conceptual

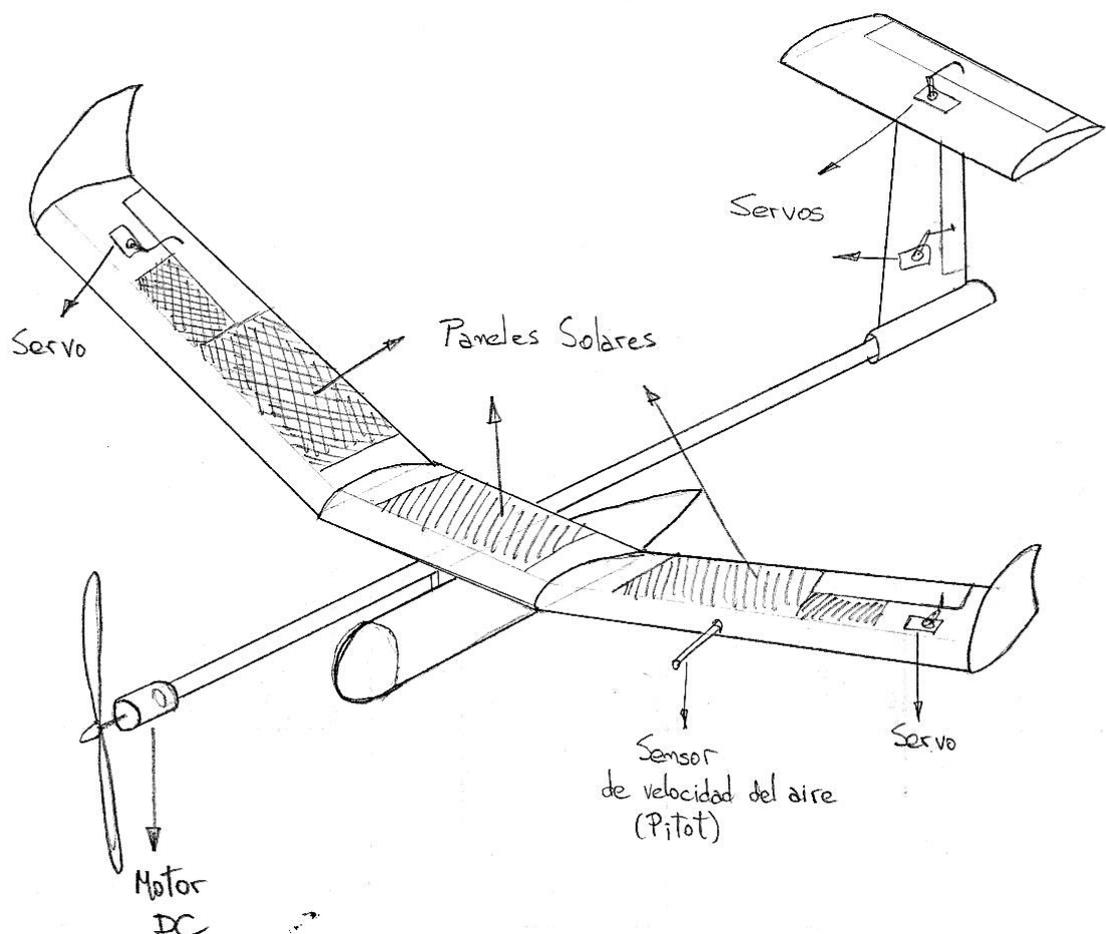


Fig. 3.5 - Bosquejo del concepto ganador. Fuente: Elaboración propia.

3.4. Análisis Técnico – Económico

El análisis cuantitativo se ha ordenado en dos tablas y un gráfico de dispersión a continuación.

Tabla 3.1 - Resultados de análisis técnico-económico. Fuente: Elaboración propia.

EVALUACIÓN DEL PROYECTO VALOR TÉCNICO (Xi)										Área de Diseño	
Proyecto: Aeronave no tripulada de larga autonomía para retransmitir Internet a zonas rurales											
p: Puntaje de 0 a 4 (Escala de valores VDI2225) 0 = No satisface, 1 = Apenas aceptable, 2 = Suficiente, 3 = Bien, 4 = Excelente (Ideal)											
g: Peso ponderado en función de la importancia de los criterios de evaluación.											
Criterios de evaluación para diseños en fase de concepto											
Variantes de Concepto			Solución 1		Solución 2		Solución 3		Solución Ideal		
			S1		S2		S3		Sideal		
Nº	Criterio de evaluación	g	p	gp	p	gp	p	gp	p	gp	
1	Función principal	4	3	12	4	16	3	12	4	16	
2	Peso	3	1	3	3	9	2	6	4	12	
3	Algoritmo de control	3	1	3	4	12	3	9	4	12	
4	Tecnología solar	3	2	6	4	12	3	9	4	12	
5	Fabricación	3	3	9	3	9	2	6	4	12	
6	Montaje	2	4	8	3	6	2	4	4	8	
Puntaje máximo Sp ó Sgp			14	41	21	64	15	46	24	72	
Valor técnico Xi			0.583	0.569	0.875	0.889	0.625	0.639	1	1	

EVALUACIÓN DEL PROYECTO VALOR ECONÓMICO (Yi)										Área de Diseño	
Proyecto: Aeronave no tripulada de larga autonomía para retransmitir Internet a zonas rurales											
p: Puntaje de 0 a 4 (Escala de valores VDI2225) 0 = No satisface, 1 = Apenas aceptable, 2 = Suficiente, 3 = Bien, 4 = Excelente (Ideal)											
g: Peso ponderado en función de la importancia de los criterios de evaluación.											
Variantes de Concepto			Solución 1		Solución 2		Solución 3		Solución Ideal		
			S1		S2		S3		Sideal		
Nº	Criterio de evaluación	g	p	gp	p	gp	p	gp	p	gp	
1	Manufactura	4	3	12	4	16	2	8	4	16	
2	Materiales	3	3	9	4	12	4	12	4	12	
3	Disponibilidad local	3	3	9	3	9	3	9	4	12	
4	Costo de componentes	2	2	4	4	8	2	4	4	8	
Puntaje máximo Sp ó Sgp			11	34	15	45	11	33	16	48	
Valor económico Yi			0.688	0.708	0.938	0.938	0.688	0.688	1	1	

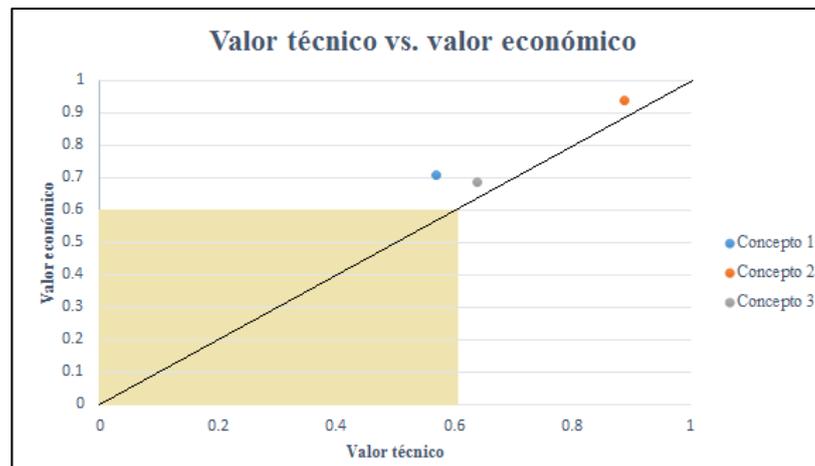


Fig. 3.6 - Gráfico de dispersión del análisis. Fuente: Elaboración propia.

En la Fig. 3.6 se aprecia el gráfico de dispersión donde el valor máximo es 1 tanto en valor económico como en teórico, según la metodología VDI 2225 un concepto será viable por encima de 0.6 (cuadro amarillo) y será más viable cuanto más cerca esté del vértice (1, 1), del mismo modo que haya equilibrio entre ejes (cerca al eje diagonal). Se detallan los resultados del concepto ganador (Concepto 2), la descripción de los otros dos conceptos puede apreciarse en el Anexo C.

3.2.1 Evaluación técnica.

El análisis se basa en los siguientes criterios

- Función principal
- Peso
- Algoritmo de control
- Tecnología solar
- Fabricación
- Montaje

El valor asignado a cada criterio se encuentra entre 1 y 4 (menos importante = 1; más importante = 4)

La función principal (funcionamiento total del sistema) es el criterio principal, por lo que se asigna un peso de 4.

El peso es importante porque se necesita el menor peso posible para consumir menos energía de propulsión y facilitar el despegue. Se le asigna un peso de 3.

El Algoritmo de control indica qué tan complicado es el programa y el software necesario para controlar el vuelo del UAV, es inversamente proporcional a la estabilidad inherente del diseño. Se le asigna un peso de 3.

La tecnología solar incluye la eficiencia de conversión de energía solar a eléctrica y el peso de las celdas solares por área (kg/m^2). Se le asigna peso 3.

La fabricación incluye la técnica y método empleado para construir el UAV, es importante considerar la complejidad y el tiempo necesario para fabricarlo. Se le asigna peso 3

El montaje refiere la facilidad de armar y desarmar el sistema. Se le asigna un peso 2.

Para calificar el cumplimiento de cada criterio, se tomarán niveles de 0 a 4 (siendo 4 el cumplimiento ideal, 3 significa buen cumplimiento, 2 es suficiente, 1 señala que apenas es aceptable y 0 no satisface el requerimiento).

Resultados

El diseño ganador es el clásico avión con elevador de cola y timón y su configuración de planeador con motor garantiza que cumplirá de manera excelente con la función principal. Las técnicas de fabricación con tubos, costillas y largueros permiten mantener un peso ligero y no dificultan la fabricación pues son técnicas con muchos años de conocimiento empírico que lo respaldan. El algoritmo de control también es sencillo porque la cinemática del movimiento en tres ejes se conoce ampliamente. Los paneles solares empleados son los de

Arseniuro de Galio que están revolucionando el mercado de energía solar gracias a su buena eficiencia y facilidad de integración (flexibilidad de las celdas). El montaje y desmontaje requiere cuidado por los elementos esbeltos que podrían quebrarse, las alas se desmontan al igual que la cola.

3.2.2 Evaluación Económica

Se consideran los siguientes criterios:

- Manufactura
- Materiales
- Disponibilidad local
- Costo de componentes

El valor de importancia que se entrega a los criterios va de 1 a 4 (menos importante = 1; más importante = 4)

La Manufactura del principal factor presupuestal a tomar en cuenta porque cada diseño conceptual presenta un enfoque distinto de construcción que genera diferencias sustanciales en el costo y complejidad de la fabricación. Se asigna un peso 4.

En lo que respecta a los Materiales (para construcción estructural de la aeronave), se toma en cuenta la durabilidad y la compatibilidad entre materiales en cada concepto. Se asigna un peso 3.

La Disponibilidad local se refiere a si los materiales y/o componentes pueden conseguirse en el mercado local. Dado que, de no ser así, la importación afectaría económicamente al proyecto, incrementando costos y tiempos. Se le asigna peso 3.

El Costo de componentes incluye equipos o accesorios ya fabricados (suministros) como controladores, antenas y circuitos. Estos afectan al proyecto, pero los precios de diversos proveedores no varían demasiado para una misma gama o calidad. Se le asigna peso 2.

Para calificar el cumplimiento de cada criterio, se tomarán niveles de 0 a 4 (siendo 4 el cumplimiento ideal, 3 significa buen cumplimiento, 2 es suficiente, 1 señala que apenas es aceptable y 0 no satisface el requerimiento).

Resultados

El concepto ganador presenta facilidad de construcción al ser una plataforma con esqueleto interno unido con soldadura y pernos. Los materiales estructurales son baratos (madera balsa y aluminio) y disponibles a nivel local. Por otro lado, el motor, los servos y los paneles solares deben importarse y representan la mayor carga presupuestal.

De esta manera, el concepto ganador se ha delimitado. En el siguiente capítulo se desarrollará dicho concepto hasta obtener un diseño de ingeniería, teórica y técnicamente sólido y capaz de ser construido como un prototipo funcional en un futuro trabajo.

Capítulo 4 Diseño Mecatrónico

En el presente capítulo se describirán, detalladamente, las fases del diseño del UAV. Éste incluye los cálculos de velocidad y potencia requerida, cálculos de resistencia y selección de componentes, esquemáticos y lista de planos. También se enunciarán las suposiciones y condiciones iniciales del proyecto además de los algoritmos de control y las características del funcionamiento. La metodología de diseño de la plataforma aeronáutica y el manejo de la energía solar han tomado como inspiración la tesis doctoral de André Noth [50], simplificando la estructura de alas y fuselaje para facilitar el mantenimiento que se daría a la aeronave en la zona rural de Sapchá, donde será desplegado.

4.1 Sistema mecatrónico

El desarrollo del concepto ganador del capítulo 3.3 es un planeador motorizado con superficies de control en los 3 ejes (aleros, timón y elevador) como se muestra en la Fig. 4.1 junto a sus partes principales. El ala es recta, tiene una envergadura de 4.3 metros y cuerda (ancho) de 25 cm con *winglets* (dispositivo de punta alar) en los extremos para reducir la resistencia inducida [51]. El fuselaje es un tubo de Kevlar® (fibra de carbono) sobre el cual se fijan el ala, el motor con hélice y la cola. Los dispositivos electrónicos, como el procesador, la batería y el módulo de Internet se encuentran dentro del compartimiento desmontable. Las dimensiones generales del sistema se muestran en la Fig. 4.2.

El ala del avión se diseña mediante la técnica de largueros-costillas. En esta configuración, las cargas de flexión y torsión a las que está sometida el ala son

absorbidas por un elemento estructural llamado larguero, que es una viga en voladizo, empotrada en el centro del avión al fuselaje.

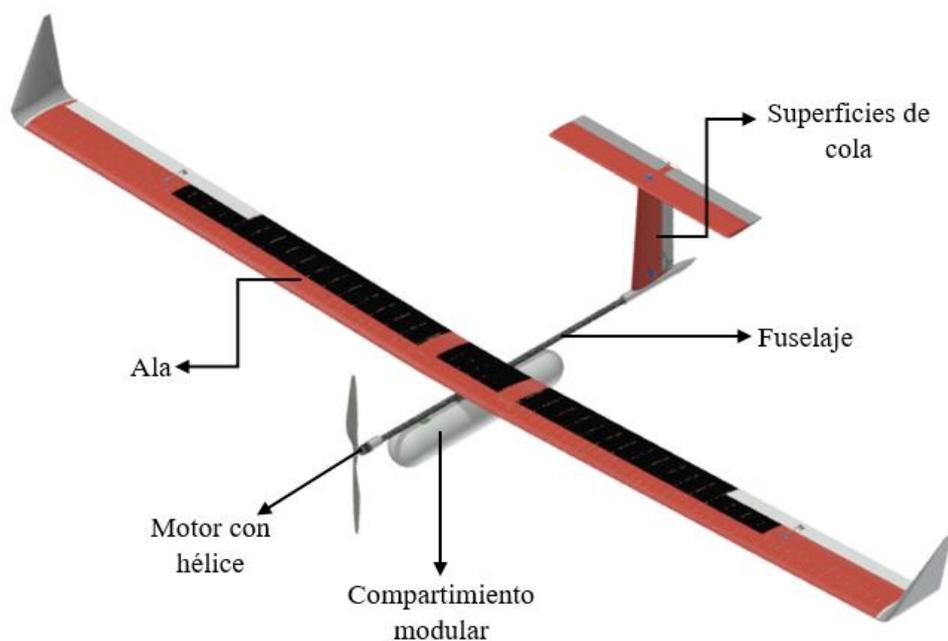


Fig. 4.1 - Vista isométrica del UAV y sus principales partes. Fuente: Elaboración propia.

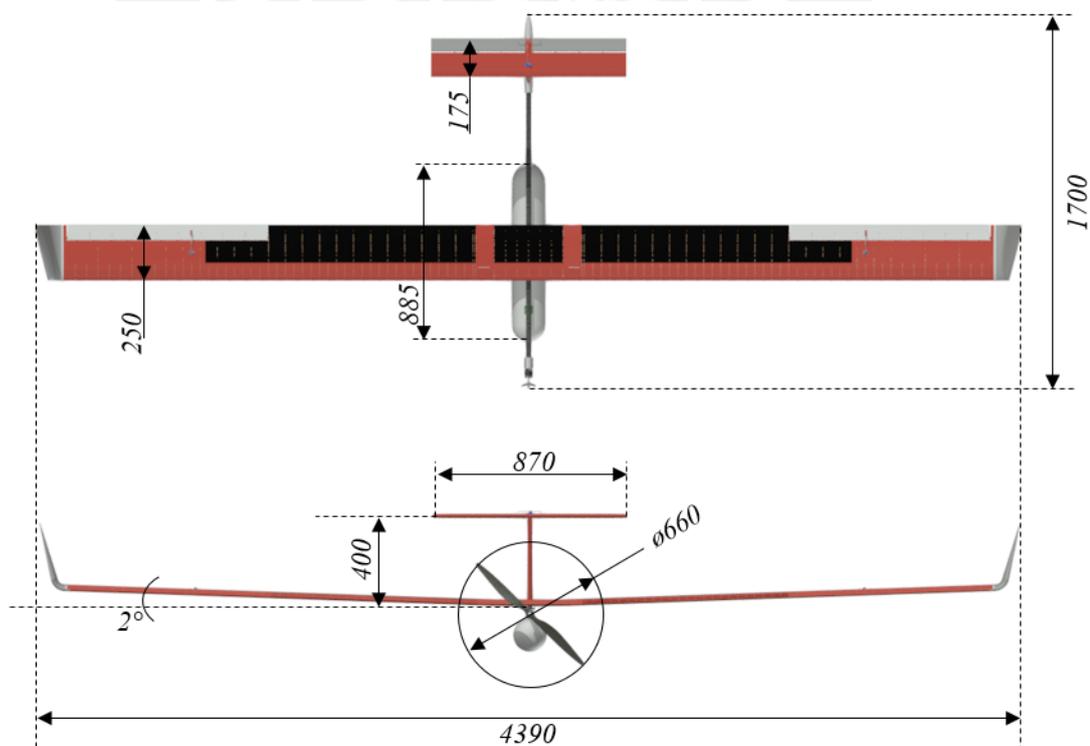


Fig. 4.2 - Dimensiones generales del sistema, en milímetros. Fuente: Elaboración propia.

Las costillas son planchas que tienen la forma del perfil aerodinámico y se colocan espaciadas a lo largo del larguero (ver Fig. 4.3). Uno o más largueros secundarios contribuyen a posicionar las costillas y proveen mayor rigidez al ala. La estructura del presente diseño se muestra en la Fig. 4.4. Una película o “piel” de polietileno Oracover® [52] de adherencia térmica envuelve el ala y le da la forma final. Los paneles solares cubren el 40% del área alar (ver capítulo 4.3.9) y, gracias a su flexibilidad, se colocan directamente sobre la estructura, unidos con pegamento como se muestra en la Fig. 4.5



Fig. 4.3 - Costilla de madera balsa. Fuente: Elaboración propia.

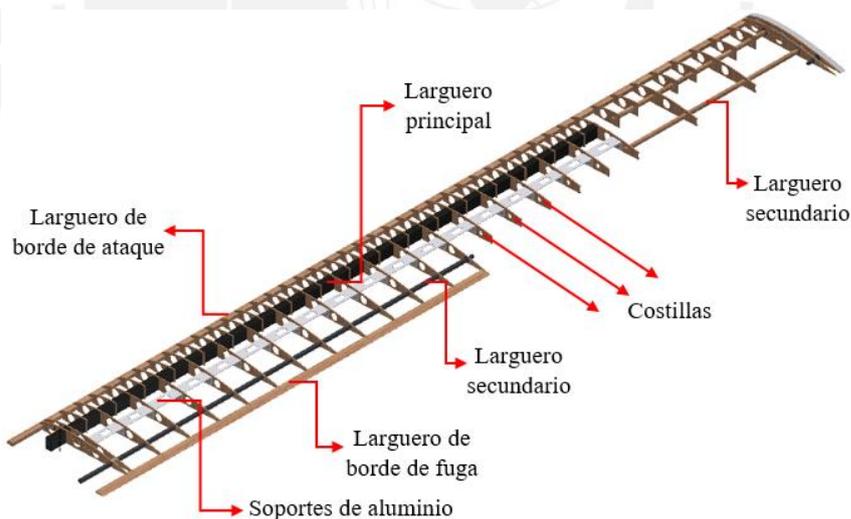


Fig. 4.4 - Estructura alar derecha y sus partes. Fuente: Elaboración propia.

El larguero principal es un perfil rectangular hueco de 15x25 mm fabricado de Kevlar®, las costillas, los largueros de borde de ataque y fuga se fabrican de madera balsa, material muy utilizado en construcción de aviones ultraligeros y planeadores

por su baja densidad y excelente resistencia a vibraciones [53]. Un refuerzo de soportes de aluminio atornillados entre costillas completa la estructura del ala.

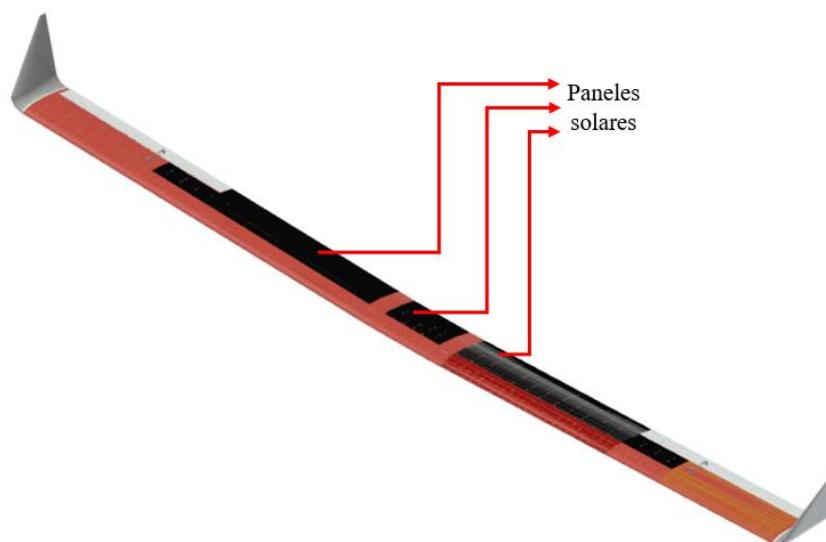


Fig. 4.5 - Ala completa y posición de paneles solares. Fuente: Elaboración propia.

La cola presenta la configuración de “Cola en T” que se recomienda para planeadores y aviones de baja velocidad debido a que proporciona un mejor rendimiento aerodinámico al no estar detrás del flujo de aire saliente del ala. Por otro lado, al estar a mayor distancia del ala mejora la estabilidad al contrarrestar el momento de cabeceo (*pitching moment*) de la aeronave sin incrementar el peso de la cola significativamente [54]. También permite elevar la cola reduciendo su potencial riesgo de dañarse durante el aterrizaje (dado que el UAV no cuenta con tren de aterrizaje)

El motor se une al fuselaje mediante un acople similar al de la cola (ver planos 5 y 6). Un dispositivo llamado *spinner* une la hélice al eje del motor. Ver Fig. 4.7. El módulo de GPS se coloca en la parte externa del compartimiento como se aprecia en la Fig. 4.9. La distribución interna de los demás componentes se ve en la Fig. 4.10.

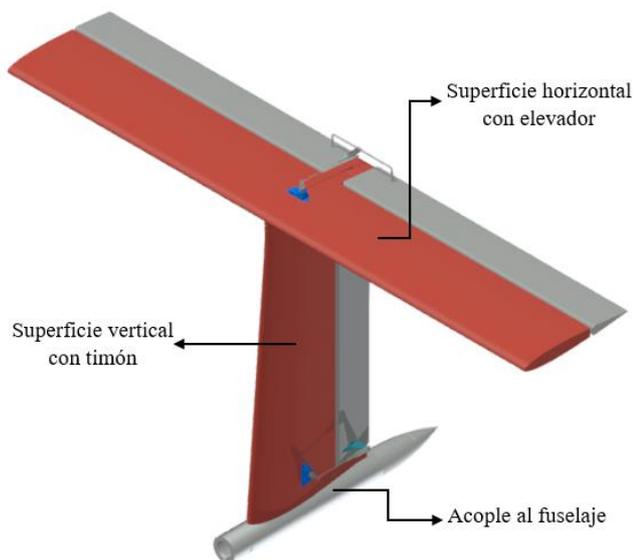


Fig. 4.6 - Superficies de cola. Fuente: Elaboración propia.

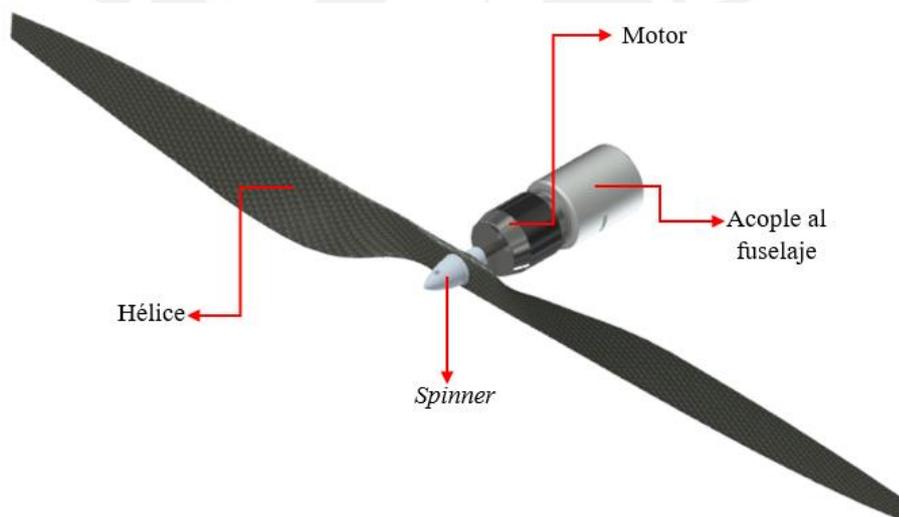


Fig. 4.7 - Motor con hélice y acople. Fuente: Elaboración propia.

El compartimiento incluye al autopiloto (controlador), las baterías, módulo de Internet, el regulador MPPT (*Maximum Power Point Tracking*) [55], GPS y módulo de radiofrecuencia (telemetría). Se une al fuselaje mediante un perfil tubular soldado a una plancha atornillada que se aprecia en la Fig. 4.8. Este compartimiento, al ser modular, puede incluir otros sensores, como cámaras u otros dispositivos como

elementos de supervivencia para zonas de emergencia, lo que extiende el alcance y la versatilidad del diseño.

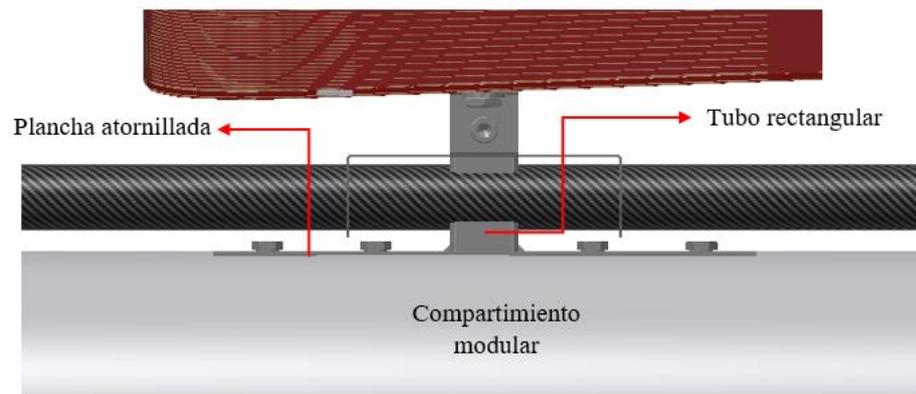


Fig. 4.8 - Unión del compartimento con el fuselaje. Fuente: Elaboración propia.

Es importante señalar que el MPPT se coloca atornillado a la plataforma debajo del autopiloto. De la misma manera, 2 de las 6 baterías requeridas por el sistema se fijan en la parte inferior. Todas las baterías se adhieren con parches de Velcro® a la plataforma y posteriormente se aseguran con cintas plásticas de seguridad a través de las ranuras en la plataforma.

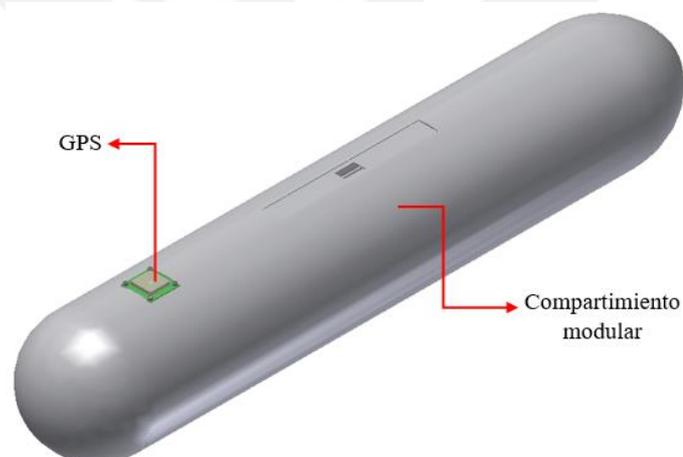


Fig. 4.9 - Compartimento modular y GPS. Fuente: Elaboración propia.

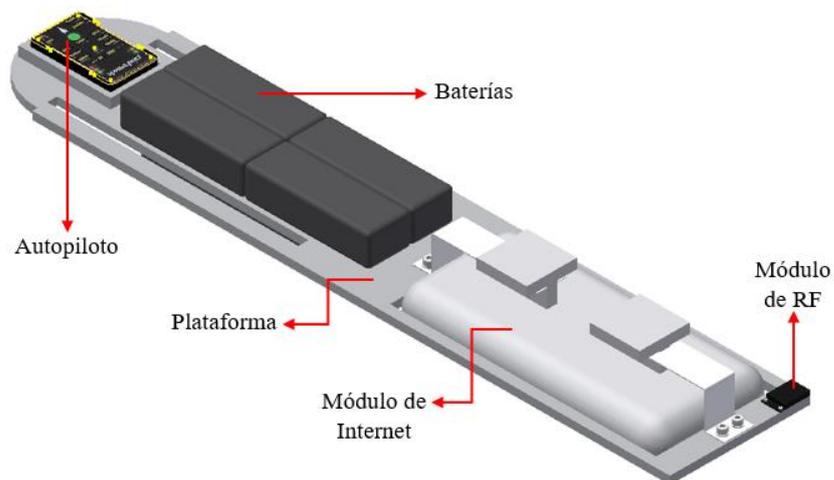


Fig. 4.10 - Localización de los componentes dentro del compartimento modular. Fuente: Elaboración propia.

4.2 Lista de Planos

Tabla 4.1 - Planos del sistema. Fuente: Elaboración propia

Anexo/Formato	Descripción	Tipo
L1 – A0	Ensamble General	Ensamble
L2 – A3	Subensamble Fuselaje	Ensamble
L3 – A2	Subensamble Ala Completa	Ensamble
L4 – A3	Subensamble Tanque Modular	Ensamble
L5 – A3	Subensamble Tren Propulsor	Ensamble
L6 – A3	Subensamble Cola	Ensamble
L7 – A2	Soporte Ala-Fuselaje	Despiece
L8 – A3	Soporte Tanque-Fuselaje	Soldadura
L9 – A3	Perfil rectangular de unión	Despiece
L10 – A4	Plancha de unión	Despiece
L11 – A3	Cuerpo Tubular	Despiece
L12 – A2	Subensamble Ala Central	Ensamble
L13 – A2	Subensamble Ala Derecha	Ensamble
L14 – A3	Subensamble Ala Izquierda	Ensamble
L15 – A1	Subensamble Estructura Alar	Ensamble
L16 – A3	Subensamble Alerón	Ensamble
L17 – A3	Larguero Principal Central	Despiece
L18 – A3	Larguero Secundario Central	Despiece
L19 – A3	Larguero de Borde de Ataque Central	Despiece
L20 – A3	Larguero de Borde de Fuga Central	Despiece
L21 – A3	Costilla Principal	Despiece
L22 – A3	Soporte de Refuerzo Central	Despiece
L23 – A3	Eslabón de Unión	Despiece

L24 – A3	Larguero Principal Extremos	Despiece
L25 – A3	Larguero Secundario Extremos	Despiece
L26 – A3	Larguero de Borde de Ataque Extremos	Despiece
L27 – A4	Larguero de Borde de Fuga Extremos	Despiece
L28 – A3	Larguero Auxiliar Anterior	Despiece
L29 – A3	Larguero Auxiliar Posterior	Despiece
L30 – A4	Tope de Largueros Circulares	Despiece
L31 – A3	Semi-costilla Anterior	Despiece
L32 – A3	Costilla sin Borde de Fuga	Despiece
L33 – A3	Semi-costilla Exterior	Despiece
L34 – A3	Costilla sin Borde de Fuga Exterior	Despiece
L35 – A3	Costilla de Extremos de Ala	Despiece
L36 – A3	Winglet	Despiece
L37 – A3	Acople para Winglet	Despiece
L38 – A3	Pivote para Alerón	Despiece
L39 – A3	Soporte de Refuerzo Extremos	Despiece
L40 – A3	Semicostilla de Alerón	Despiece
L41 – A4	Larguero de Borde de Fuga de Alerón	Despiece
L42 – A4	Soporte Anterior de Alerón	Despiece
L43 – A3	Tapa de Tanque	Despiece
L44 – A3	Cuerpo de Tanque	Despiece
L45 – A3	Subensamble Plataforma de Electrónica	Ensamble
L46 – A3	Soporte de Router	Despiece
L47 – A3	Plataforma Soporte	Despiece
L48 – A3	Acople de Motor	Despiece
L49 – A3	Acople de Cola	Despiece
L50 – A3	Tapa de Cola	Despiece
L51 – A3	Subensamble Superficie Vertical	Ensamble
L52 – A3	Subensamble Superficie Horizontal	Ensamble
L53 – A3	Aleta Vertical	Despiece
L54 – A3	Timón	Despiece
L55 – A3	Aleta Horizontal	Despiece
L56 – A3	Elevador	Despiece
L57 – A3	Eslabón de Elevadores	Despiece
L58 – A4	Bocina para Alerón	Despiece
L59 – A4	Tarjeta MPPT	Electrónico
L60 – A4	Diagrama esquemático general	Electrónico

4.3 Cálculo de Masa y Velocidad

4.3.1 Elección de perfil aerodinámico.

Para un correcto funcionamiento del UAV, el cual es un planeador con motor, debe poseer bajo C_D y alto C_L . Por lo tanto, el mejor perfil alar será el que posea el mayor ratio C_l/C_d . El UAV volará a velocidades bajas, propias de un planeador [11], por lo tanto, se analizan 3 perfiles diseñados para bajas velocidades:

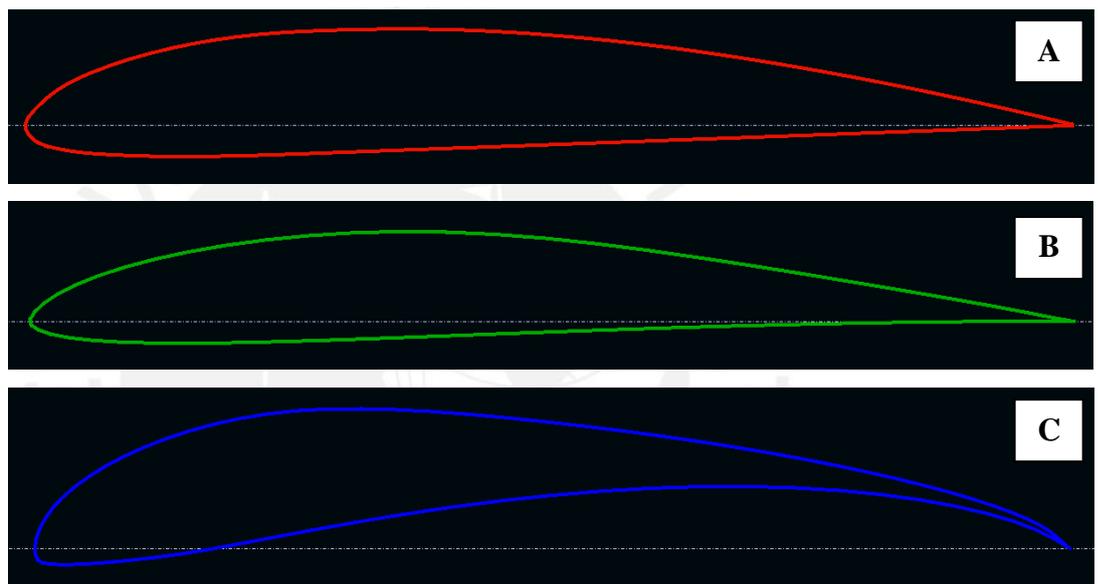


Fig. 4.11 - Perfiles analizados. De arriba hacia abajo: Clark Y (A), E193 (B) y S1223 (C).
Fuente: Elaboración propia.

Mediante el uso del software XFLR5, se analizaron los 3 perfiles para ángulos de ataque de -5° a 15° bajo las condiciones atmosféricas para la aplicación del prototipo en Sapchá a una altitud de 4000 m.s.n.m (500 metros sobre el suelo de Sapchá) y velocidad de 16 m/s (Número de Reynolds = 240 000). Se utiliza esta velocidad de manera referencial para un cálculo rápido de viabilidad de los perfiles, siendo una velocidad promedio entre las de las aeronaves revisadas en el Capítulo 2 y el diseño de la tesis de André Noth.

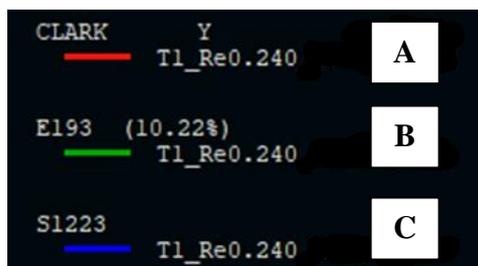


Fig. 4.12 - Leyenda de perfiles. Fuente: Elaboración propia.

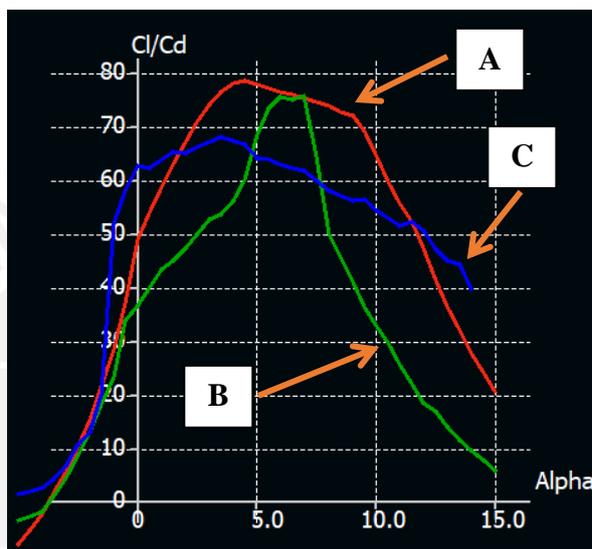


Fig. 4.13 - Ratio de Cl/Cd de los 3 perfiles. Fuente: Elaboración propia

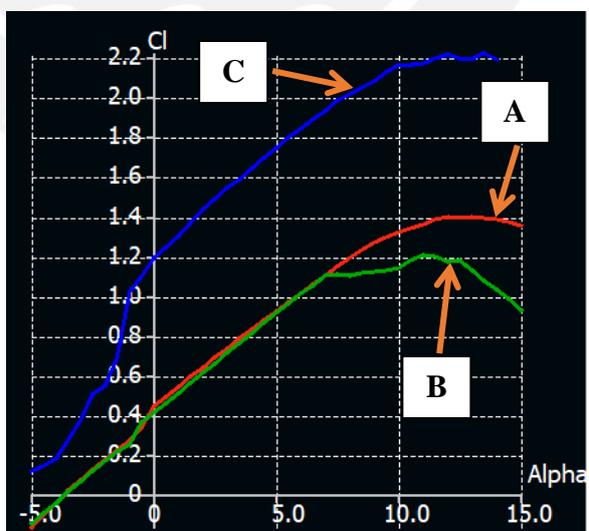


Fig. 4.14 - Coeficiente de sustentación vs. Ángulo de ataque. Fuente: Elaboración propia.

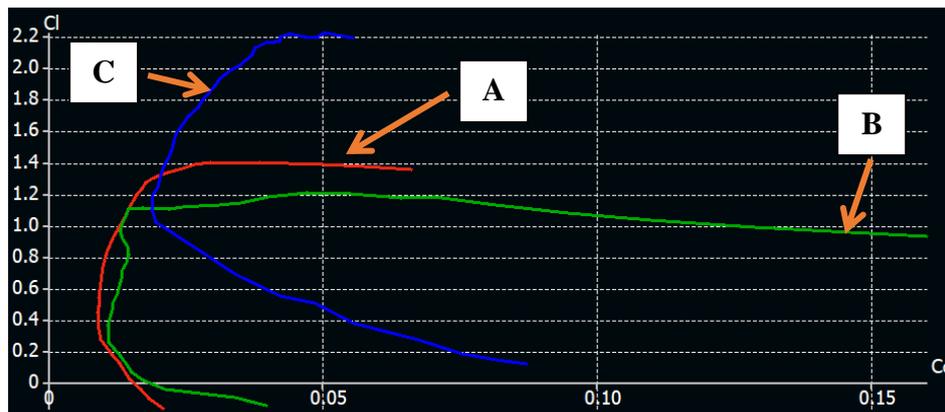


Fig. 4.15 - Coeficiente de arrastre vs. Coeficiente de sustentación. Fuente: Elaboración propia.

Como se puede apreciar en la Fig. 4.13, el perfil alar con mayor ratio C_l/C_d es el perfil Clark Y, por lo tanto, es el perfil óptimo para la aplicación. El gráfico también muestra que el ratio C_l/C_d es máximo para un ángulo de ataque (α) de 4° . Entonces los parámetros C_l y C_d se obtiene para $\alpha = 4^\circ$ y según la Fig. 4.14 son:

$$C_l (\alpha = 4^\circ) = 0.832$$

$$C_d (\alpha = 4^\circ) = 0.011$$

En el Anexo G se muestran los puntos en el plano X-Y del perfil Clark Y.

4.3.2 Potencia para vuelo nivelado

El UAV volará a una velocidad constante de 12 m/s (ver capítulo 4.3.9) y a altitud constante la mayoría del tiempo, lo cual significa que la fuerza de sustentación generada por el ala es igual al peso de la aeronave y que el empuje generado por el motor y hélice es igual a la fuerza de arrastre o resistencia del aire (ver capítulo 2).

Entonces, siendo el peso “mg” y el Empuje “T”:

$$mg = C_l \frac{\rho}{2} S v^2 \quad (1)$$

$$T = C_d \frac{\rho}{2} S v^2 \quad (2)$$

donde mg es el peso, C_l es el coeficiente de sustentación del perfil, C_d es el coeficiente de arrastre del perfil, S es el área total del ala, T es el empuje del motor y v es la velocidad de vuelo. Despejando v a partir de (1) se obtiene:

$$v = \sqrt{\frac{2mg}{C_d \rho S}} \quad (3)$$

Por último, la Potencia de vuelo nivelado P_{niv} es igual al empuje T multiplicado por la velocidad de vuelo, reemplazando v se obtiene:

$$P_{niv} = T v = \frac{C_d}{C_l^{3/2}} \sqrt{\frac{(mg)^3}{S}} \sqrt{\frac{2}{\rho}} \quad (4)$$

Se reemplaza $b^2/S = AR$ (Ratio de aspecto en inglés) y se obtiene:

$$P_{niv} = \frac{C_d}{C_l^{3/2}} \sqrt{\frac{2AR(g)^3}{\rho}} \frac{m^{3/2}}{b} \quad (5)$$

La ecuación 5 requiere los parámetros C_L y C_D propios del perfil alar y ρ que es la densidad del aire a la altitud deseada.

Entonces, la Potencia requerida por el UAV (P_{req}) incluye la potencia de vuelo y la potencia de la aviónica (P_{av}), que incluye instrumentación y procesamiento, así como la potencia consumida por la carga útil, en este caso, el módulo de Internet. La eficiencia mecánica n_{mch} incluye la eficiencia del motor, la del

controlador de velocidad y la de la hélice. La energía eléctrica necesaria es el producto de la potencia por un día completo.

$$P_{req} = \frac{P_{lev}}{n_{mch}} + P_{av} \quad (6)$$

$$E_{elec} = P_{req}(24h) \quad (7)$$

4.3.3 Energía eléctrica obtenida del Sol

La energía eléctrica absorbida por los paneles solares se calcula con los parámetros de Irradiancia solar (I_{max}), Tiempo de luz solar ($T_{día}$) en las inmediaciones de Sapchá y el Área de paneles solares. También se toma en cuenta las eficiencias de los paneles solares, el circuito MPPT y la curvatura del ala (n_{sc} , n_{cbr} y n_{mppt} respectivamente).

$$E_{elec} = \frac{I_{max}T_{día}}{\pi/2} A_{sc}n_{sc}n_{mppt}n_{cbr} \quad (8)$$

4.3.4 Estimación de la masa de la estructura

Las masas del autopiloto, MPPT, Controlador de velocidad, Módulo de Internet, GPS y Módulo de comunicación se consideran masas fijas (m_{fija})

La masa de la estructura del avión depende de la envergadura (b) y ratio de aspecto, según el estudio de André Noth [50], la masa (W_{af}) puede estimarse bajo la siguiente ecuación:

$$W_{af} = 0.44b^{3.10}AR^{-0.25} \quad (9)$$

4.3.5 Área de ala cubierta por paneles solares

El área cubierta por paneles solares, necesaria para entregar la energía requerida por el UAV se calcula a partir de las ecuaciones (7) y (8):

$$A_{sc} = \frac{\pi}{2n_{sc}n_{cbr}n_{mppt}I_{max}} \left(1 + \frac{T_{noche}}{T_{día}}\right) P_{req} \quad (10)$$

La masa total de los paneles solares, incluido el encapsulamiento de las celdas solares se calcula con el área obtenida en la ecuación (10), la densidad de las celdas solares k_{sc} y la densidad del encapsulamiento k_{enc} .

$$m_{sc} = A_{sc}(k_{sc} + k_{enc}) \quad (11)$$

4.3.6 Masa de MPPT (*Maximum Power Point Tracking*)

La masa del circuito para maximizar la potencia de salida de los paneles solares se calcula mediante la siguiente fórmula, con los datos de potencia máxima (P_{solmax}) entregada por los paneles y el ratio de masa/potencia (k_{mppt}).

$$m_{mppt} = k_{mppt}P_{solmax} \quad (12)$$

4.3.7 Masa de baterías

La masa de baterías es directamente proporcional a la energía que consume el UAV y la duración de la noche, e inversamente proporcional a la densidad energética k_{bat} .

$$m_{bat} = \frac{T_{noche}}{k_{bat}} P_{req} \quad (13)$$

4.3.8 Masa de propulsión

El cálculo de masa de propulsión se realiza usando la Potencia requerida (P_{niv}) y el ratio de masa/potencia de propulsión (k_{prop}), que incluye el ratio de masa/potencia del motor y de la hélice según la siguiente relación:

$$m_{prop} = k_{prop}P_{niv} \quad (14)$$

4.3.9 Estimación de masa total

La suma de todas las masas se relaciona en un lazo cerrado con la potencia requerida y área de paneles solares según la metodología de diseño de Noth, los parámetros variables serán el Ratio de aspecto (AR) y la envergadura (b). Entonces se obtiene una ecuación cúbica que predice la factibilidad del vuelo por más de 24 horas. Utilizando un programa de MatLab [50] del cual se ha transcrito y traducido el código (ver Anexo E: Programa de estimación de masa), se obtienen las siguientes curvas que se emplearán para escoger un adecuado AR y b.

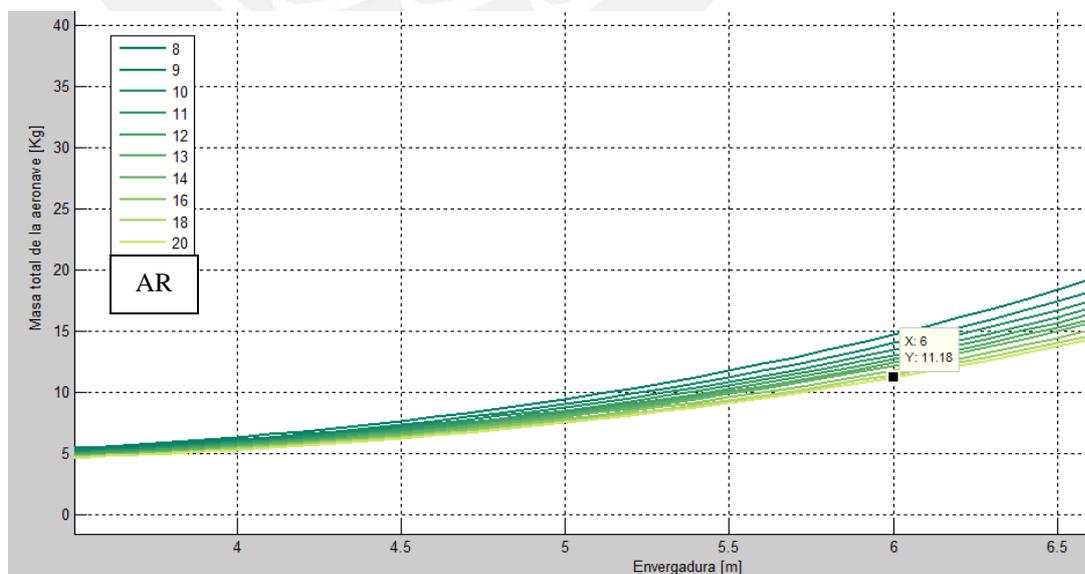


Fig. 4.16 - Gráfico de Masa total vs. Envergadura vs. Ratio de aspecto. Fuente: Elaboración propia.

En la Fig. 4.17 se hace un acercamiento a la zona de interés

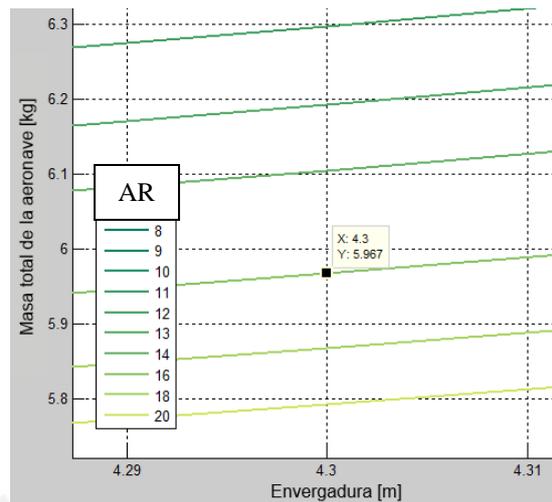


Fig. 4.17 - Acercamiento al gráfico de Masa total vs. Envergadura vs. Ratio de aspecto. Fuente: Elaboración propia.

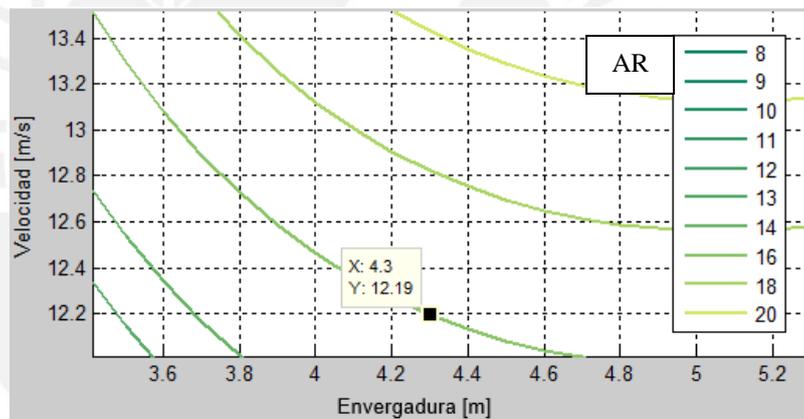


Fig. 4.18 - Gráfico de Velocidad vs. Envergadura vs. Ratio de aspecto. Fuente: Elaboración propia

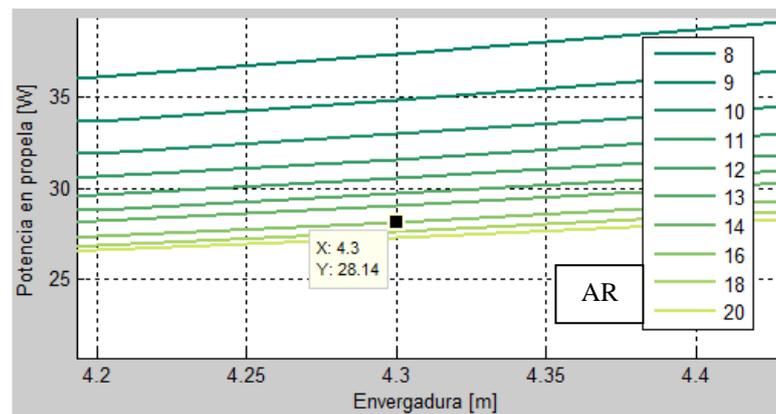


Fig. 4.19 - Gráfico de Potencia vs. Envergadura vs. Ratio de aspecto. Fuente: Elaboración propia.

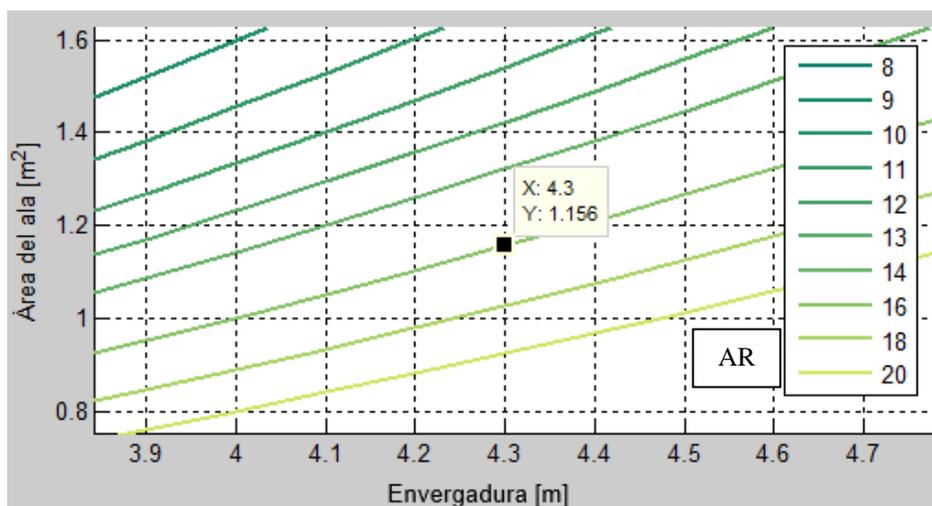


Fig. 4.20 - Área alar vs. Envergadura vs. Ratio de aspecto. Fuente: Elaboración propia

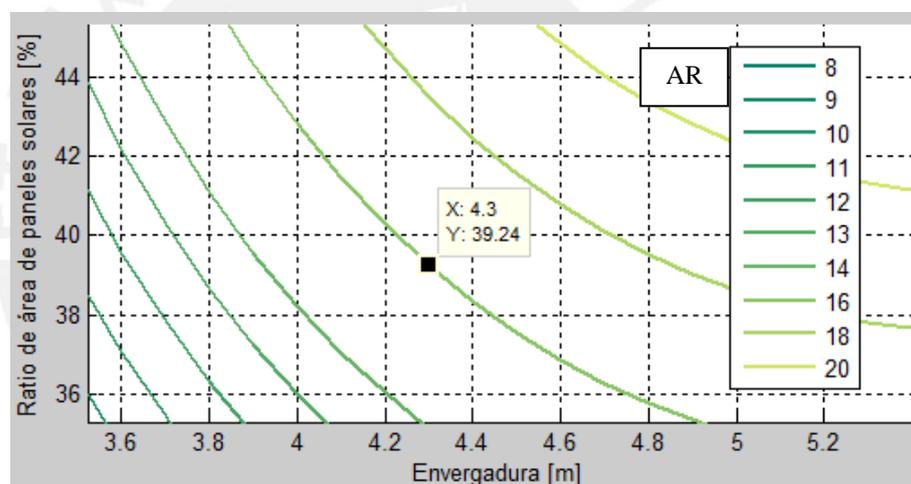


Fig. 4.21 - Gráfico de Ratio de paneles solares vs. Área alar vs. Ratio de aspecto. Fuente: Elaboración propia.

De acuerdo con la lista de exigencias (Anexo A) la envergadura máxima permitida es 6 metros y la masa total límite es 8 kg, lo cual permitiría un lanzamiento (despegue) manual. Según los gráficos obtenidos anteriormente con una envergadura de 6 metros, para un AR de 20 (con lo cual la masa es mínima) la masa total asciende a 11 kg (ver Fig. 4.16). Se elige una envergadura de 4.3 metros con un AR de 16, que según la Fig. 4.19 reducirá la potencia requerida por la propulsión a 28 W y el área alar a 1.15 m² (ver Fig.

4.20), además el cálculo determina que para garantizar el suministro de energía y recarga de baterías, el 40 % del ala debe estar cubierto por paneles solares (ver Fig. 4.21). Entonces, según la Fig. 4.17 la masa total es 6 kg. Por otro lado, la velocidad óptima según la Fig. 4.18 es de 12.19 m/s que se aproxima a 12 m/s.

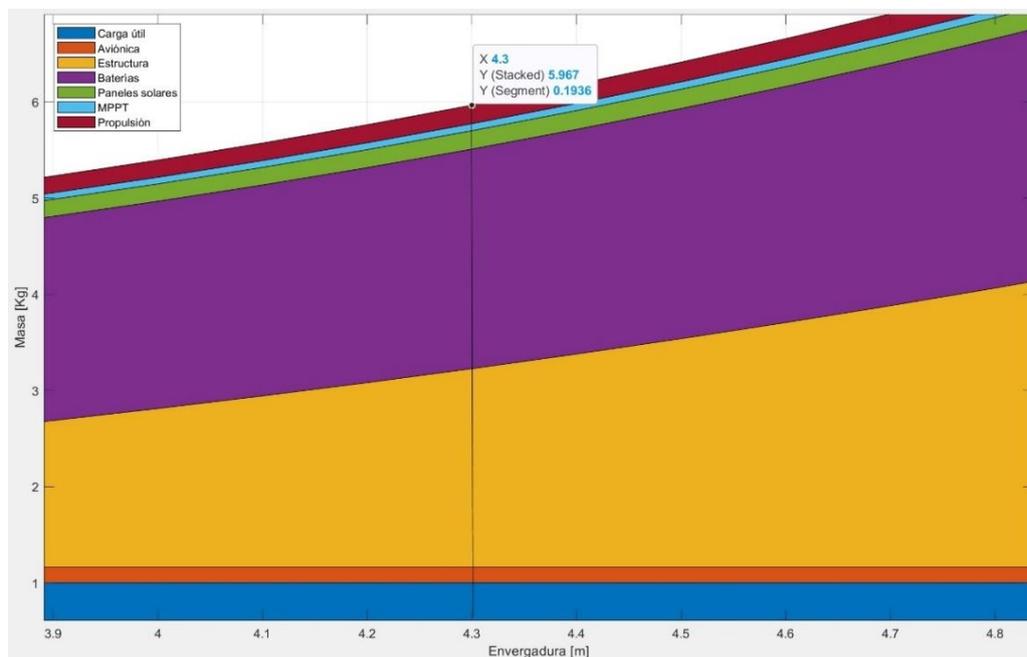


Fig. 4.22 - Distribución de masas según envergadura para un AR=16. Fuente: Elaboración propia.

El gráfico de distribución de masa muestra que, para la envergadura de 4.3 metros elegida, las masas de los diferentes componentes son:

Tabla 4.2 - Distribución de masas para $b=4.3$ m. Fuente: Elaboración propia.

Componente	Masa (Kg)
Carga útil	1.00
Aviónica	0.16
Estructura	2.06
Batería	2.28
Paneles solares	0.19
MPPT	0.07
Propulsión	0.19

4.4 Cálculo de Resistencia del Larguero Principal

El larguero principal del ala es el encargado de soportar las cargas de torsión y flexión sobre la misma. De manera general, un ala es una viga en voladizo. Como se vio en el capítulo 4.1, las alas poseen un ángulo de diedro de 2° . La Fig. 4.23 muestra el ala derecha, que posee una envergadura (largo) de 1850 mm y una cuerda (ancho) de 250 mm y la posición del centro de gravedad.

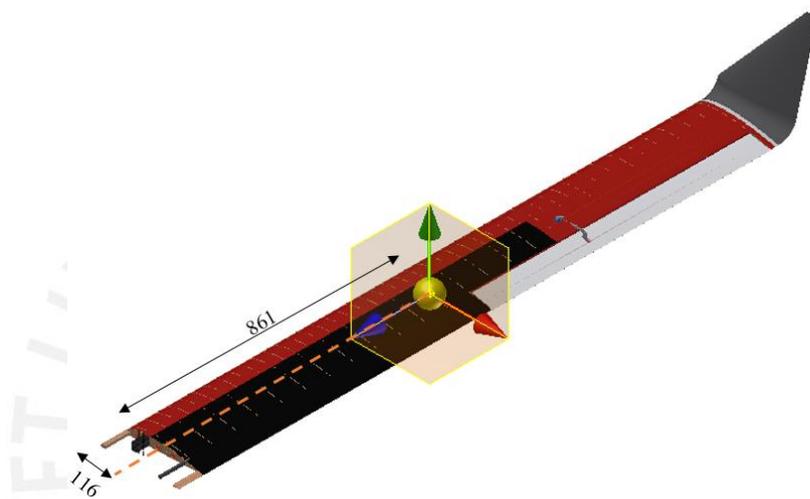


Fig. 4.23 - Posición del CG sobre el ala derecha, medidas en milímetros. Fuente: Elaboración propia

En la Fig. 4.24 puede apreciarse la estructura del ala debajo de la cubierta o piel, el larguero principal se resalta de color celeste.

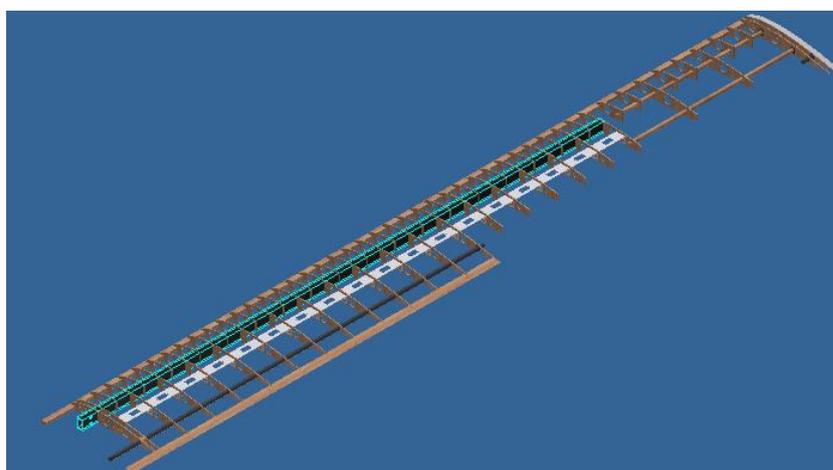


Fig. 4.24 - Estructura del ala derecha, con énfasis en el larguero principal. Fuente: Elaboración propia.

Un ala, además de soportar su propio peso, también soporta la fuerza de sustentación que ella misma genera. Esta fuerza se distribuye a lo largo del ala y ejerce flexión y torsión hacia arriba. Esto puede apreciarse en la Fig. 4.25, donde además se nota que para el ángulo de ataque 4° determinado en el capítulo 4.3.1, el coeficiente C_L es 0.733.

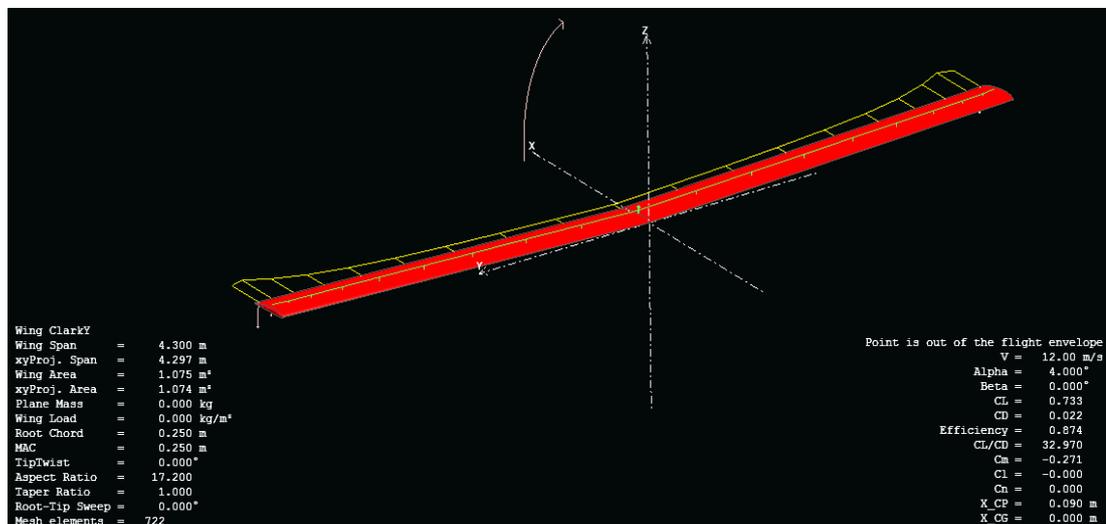


Fig. 4.25 - Resultados de simulación del ala para un ángulo de ataque de 4° . Fuente: Elaboración propia.

Por consiguiente, la fuerza de sustentación (L) que genera el ala es:

$$L = C_L \cdot \frac{1}{2} \rho \cdot v^2 \cdot S \quad (15)$$

donde ρ es la densidad del aire a 4000 m.s.n.m, v es la velocidad del viento relativo y S es el área del ala. Reemplazando valores, se obtiene:

$$L = 0.733 \left(\frac{1}{2} \right) (0.81935) 12^2 (1.15) = 49.73N \quad (16)$$

Si se reparte la fuerza a lo largo del ala se obtiene una carga distribuida de 11.43 N/m o 0.0114 N/mm. Por otro lado, considerando solo el ala derecha y transformando la

sustentación en una fuerza puntual que actúa sobre su centro de gravedad se tiene una fuerza de 20 N que generará esfuerzos de torsión sobre el larguero principal.

En la Fig. 4.26 se detalla la sección transversal del larguero principal, la sección es constante y el largo total de la viga es 1425 mm. Se muestra también la línea central con línea discontinua.

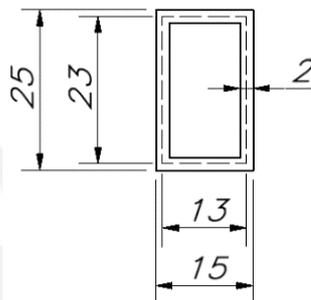


Fig. 4.26 - Sección transversal del larguero principal, medidas en milímetros. Fuente: Elaboración propia.

La masa total del ala derecha es 0.885 kg, luego se realiza un Diagrama de cuerpo libre con la ayuda del software Autodesk ForceEffect [56] que permite visualizar todas las cargas sobre el larguero principal. A partir de la Fig. 4.27 se aprecia que el apoyo “A” está empotrado, y la viga está en voladizo con un ángulo de 2° respecto a la horizontal. La distribución de la sustentación (Q_1) se representa como rectangular para simplificar el cálculo; sin embargo, es necesario entender que realmente es una distribución elíptica. El peso es de 8.67 N (representado por la fuerza F_1 y considerando aceleración de la gravedad $g=0.98 \text{ m/s}^2$) y actúa sobre el CG localizado líneas arriba, por lo tanto, está a 861 mm del punto A; sin embargo, actúa a 116 mm del borde del ala y a 48 mm de la línea central del larguero. Consecuentemente, hay un momento de torsión “ M_T ” igual al producto del brazo de palanca de 48 mm y la resultante del peso y la sustentación del ala derecha y que numéricamente es igual a la reacción “ M_{RT} ”.

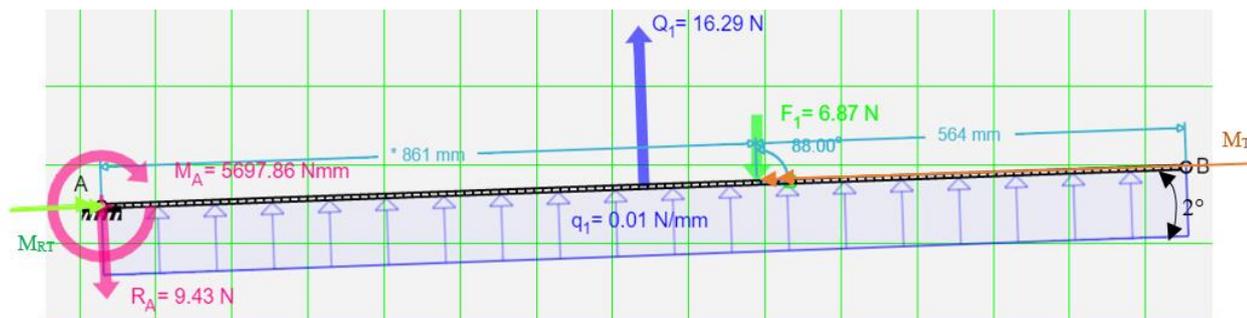


Fig. 4.27 - DCL del Larguero principal. Fuente: [56]

Los diagramas de Fuerza cortante, momento flector y momento de torsión se pueden ver en el Anexo D: Diagramas de fuerzas y momento del larguero principal. Para determinar la resistencia del larguero frente a las cargas se necesitan los siguientes valores máximos, siendo M_A el momento flector, M_T el momento de torsión:

$$M_A = 5967.86 \text{ N} \cdot \text{mm} \quad (17)$$

$$M_T = 630.24 \text{ N} \cdot \text{mm} \quad (18)$$

Entonces, para determinar el esfuerzo de torsión cortante promedio (τ_{prom}) se utiliza el método para tubos de pared delgada con secciones transversales cerradas [57]:

$$\tau_{prom} = \frac{M_T}{2tA_m} \quad (19)$$

donde t es el grosor del tubo en la zona donde se determina el esfuerzo (en este caso el punto C) y A_m es el área media incluida dentro de la línea central (ver Fig. 4.26) del grosor del tubo.

$$A_m = (0.023\text{m})(0.013\text{m}) = 0.000299\text{m}^2 \quad (20)$$

Luego:

$$\tau_c = \frac{0.63024 \text{ N.m}}{2(0.002\text{m})0.000299\text{m}^2} = 5.269 \text{ MPa} \quad (21)$$

Por otro lado, para calcular el esfuerzo normal por flexión se recurre a la fórmula de la flexión [58], de la ecuación (22), donde M_A , es el momento flector máximo, c es la distancia desde el eje neutro hasta el punto más alejado del eje neutro. I es el momento de inercia de la sección transversal.

$$\sigma_{max} = \frac{M_A c}{I} \quad (22)$$

Según la Fig. 4.26 $c = 12.5 \text{ mm}$ e $I = 6.35 \times 10^{-9} \text{ m}^4$. Entonces:

$$\sigma_{max} = \frac{5.97 \text{ N.m}(0.0125\text{m})}{6.35 \times 10^{-9} \text{ m}^4} = 11.751 \text{ MPa} \quad (23)$$

El material de fabricación del larguero principal es Kevlar® 49, el cual tiene las propiedades mecánicas indicadas en la Guía Técnica de Du Pont [59] y la Tabla “Performance Composites” [60] de propiedades mecánicas de materiales compuestos. De estas guías se toma el esfuerzo último de ruptura ($\sigma_{ult} = 3000 \text{ MPa}$) y esfuerzo cortante máximo ($\tau_{ult} = 50 \text{ MPa}$); por lo tanto, según las ecuaciones (22) y (23), el larguero soportará las cargas de flexión y torsión.

4.5 Cálculo de Baterías y Paneles Solares

Para que el sistema pueda funcionar ininterrumpidamente por más de 24 horas, los paneles solares deben ser capaces de energizar completamente el sistema durante las horas del día, además de cargar las baterías. Por lo tanto, debe haber

un exceso de energía entregada por los paneles. Esto se trata en el trabajo de Wilkins [61], donde la potencia requerida “ P_{Req} ” es la potencia total del UAV, compuesta por la propulsión, la electrónica de vuelo y, en el diseño actual, la potencia de la carga (módulo de Internet). Como puede verse en la Fig. 4.28, desde el amanecer hasta el ocaso, la energía solar entrega energía en exceso, que permite recargar las baterías. Mientras que, en la noche, las baterías entregan la potencia exacta P_{Req} .

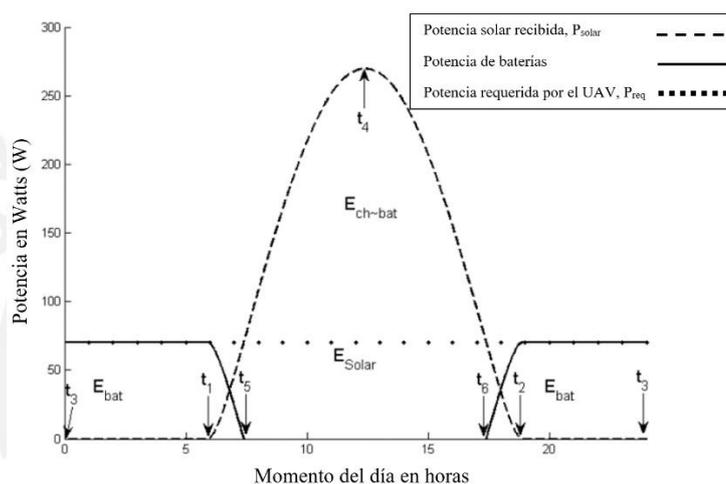


Fig. 4.28 - Flujo de potencia de baterías y energía solar. Fuente: [61]

La potencia requerida por el UAV se compone de:

- Potencia de la propulsión para vuelo nivelado: 28 W (ver Fig. 4.19)
- Potencia del controlador de vuelo: 2 W, obtenido del estudio de Stephen Dade [62]
- Potencia del módulo de Internet: 12 W (ver capítulo 4.8.9)

Lo que significa que la $P_{Req} = 42$ W, este es un valor instantáneo a lo largo de todo el día. Dado que las baterías serán la única fuente de energía del UAV durante la noche,

se asume el peor escenario (invierno) donde la duración de la noche es 11h 35m [63]; por lo tanto, la energía requerida E_{Req} es:

$$E_{Req} = 42W(11.58h) = 486.36 Wh \quad (24)$$

Las baterías que se utilizarán en el diseño son de Litio-ion Polímero, de la marca Amicell [64], específicamente las de la gama ABLP8043125HGE por su elevada densidad energética. Cada celda posee un voltaje nominal de 3.7 V y una capacidad de 5800 mAh, dado que tanto el módulo de Internet trabaja a 12 V es necesario conectar 4 celdas en serie para conseguir 14.8 V por cada batería mientras que la capacidad se mantiene constante. Por lo tanto, la energía E_{Bat} que puede entregar una batería de 4 celdas sería:

$$E_{Bat} = 14.8 V(5800 mAh) = 85.84 Wh \quad (25)$$

Para conseguir E_{Req} se deben conectar 6 baterías en paralelo de manera que la capacidad ascienda a 34800 mAh, manteniendo el voltaje constante y la energía E_{Bat} sea 515.04 Wh lo cual cumple con los requerimientos energéticos nocturnos.

Por otro lado, los paneles solares escogidos son de la marca AltaDevices y son fabricados de Arseniuro de Galio que poseen una densidad de potencia de 250 W/m². En el capítulo 4.2 se determinó que el área cubierta por los paneles solares sería el 40 % del área alar, la cual a su vez es de 1.15 m²; por lo tanto, el área cubierta por los paneles solares debe ser 0.46 m², que entregarían una potencia de 115 W durante las horas de brillo solar. Así, el exceso de potencia sobre P_{req} sería 74.25 W.

Dado que se necesitan 4.2 V y un máximo de 5.8 A para cargar una batería [65], la potencia requerida para recargar las 6 baterías es 146.16 W, lo cual es casi el doble del

exceso de potencia; sin embargo, se sabe que de entregarse la potencia exacta, las baterías de Li-Po se cargarían completamente en 1 a 1.5 horas [66] y dado que se cuenta con 11 horas 35 minutos de brillo solar, habría tiempo suficiente para cargar las baterías al 100 %.

Se deben armar paneles solares con la cantidad y distribución de celdas solares correcta. Considerando que cada celda solar de Arseniuro de Galio entrega 0.96 V y 0.22 A y que las dimensiones de la celda son 50 x 19.6 mm [67], se necesita 12 V como máximo para el módulo de Internet y 5.8 A como máximo para la recarga de baterías. Consecuentemente, cada panel solar tendrá las dimensiones y las características eléctricas que se señalan en la Fig. 4.29.

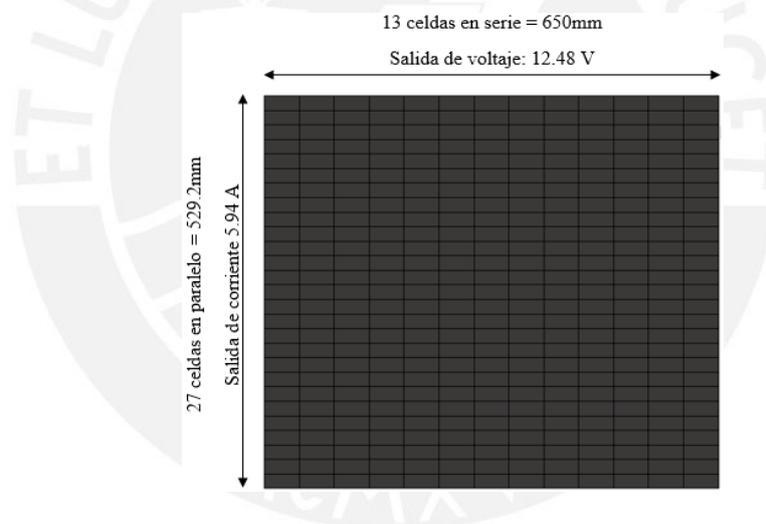


Fig. 4.29 - Panel solar diseñado. Fuente: Elaboración propia.

4.6 Análisis de Estabilidad

Se conduce una simulación en el programa XFLR5, donde se analiza el comportamiento del ala y las superficies de control bajo las condiciones de vuelo establecidas. Se observa en la Fig. 4.30 que la sustentación (líneas verdes) es constante sobre la mayor parte del ala. La resistencia del aire (líneas amarillas) también es constante a lo largo del ala, exceptuando los extremos, donde los *winglets* generan un

pico de resistencia. Las líneas púrpuras representan la resistencia inducida, producida por el desplazamiento del ala a través del aire.

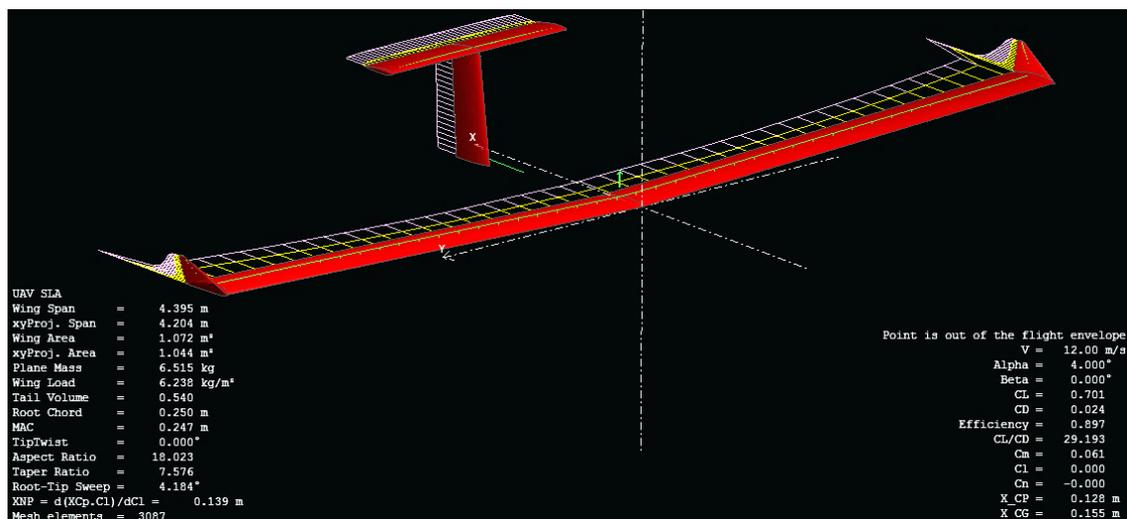


Fig. 4.30 - Distribución de fuerzas sobre el avión. Fuente: Elaboración propia.

A continuación se muestran las curvas polares del avión, en la Fig. 4.31 se tiene C_L/C_D vs α (ángulo de ataque) donde se puede apreciar que el punto óptimo es para un $\alpha = 4^\circ$, al igual que el perfil escogido en el capítulo 4.3.1. En la Fig. 4.32 Fig. 4.32 - C_L vs alfa del avión. Fuente: Elaboración propia. se tiene C_L vs α y en la Fig. 4.33, esta última muestra que para valores de C_L mayores a 1.2 (que significa α mayores a 10°) la resistencia del aire se incrementa abruptamente, por lo tanto dichos ángulos deben evitarse durante vuelo nivelado.

Finalmente, para lograr estabilidad durante el vuelo nivelado, es necesario que el peso de la estructura y componentes estén distribuidos de manera que el momento que generan respecto al centro de gravedad (CG) del ala sea cero, dado que la fuerza de sustentación pasa por dicho punto.

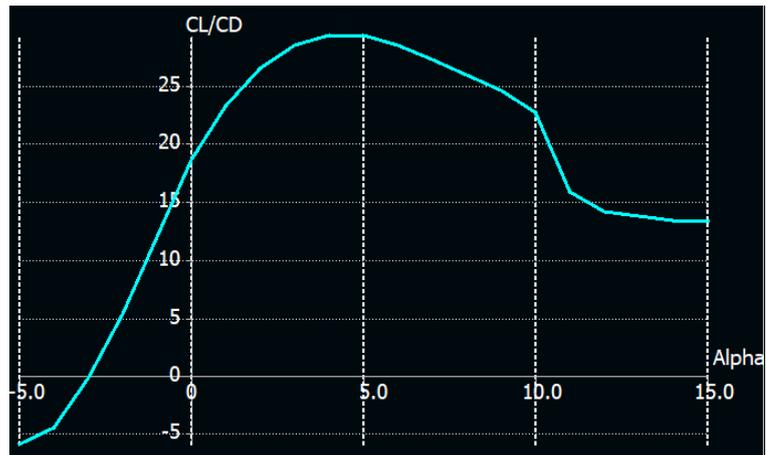


Fig. 4.31 - Ratio C_L/C_D vs alfa del avión. Fuente: Elaboración propia

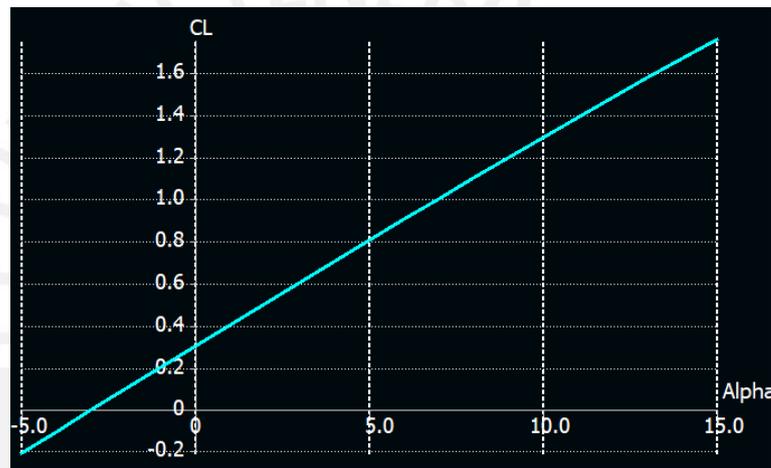


Fig. 4.32 - C_L vs alfa del avión. Fuente: Elaboración propia.

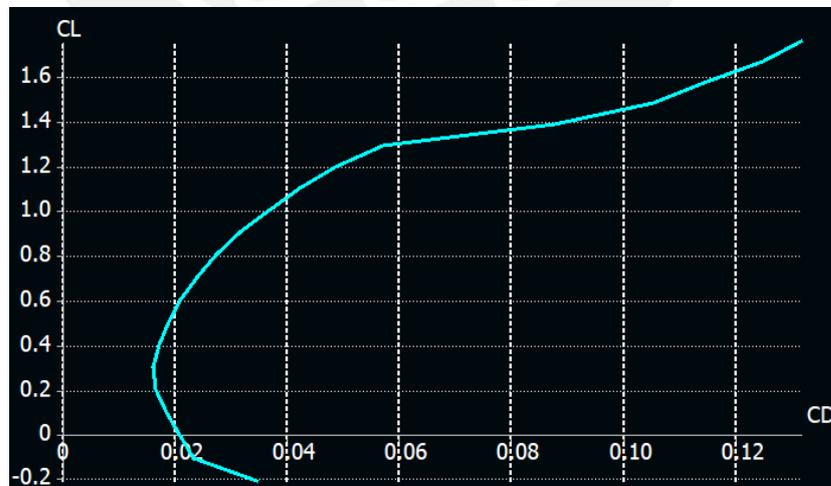


Fig. 4.33 - C_L vs C_D del avión. Fuente: Elaboración propia.

Por convención, el CG se encuentra en la línea de simetría del ala y a 25 % de la cuerda, medida desde el borde de ataque. Ver Fig. 4.34



Fig. 4.34 - CG del ala completa. Fuente: Elaboración propia.

La distribución de pesos respecto al centro de gravedad es como se muestra en la Fig. 4.35. Dado que el tanque modular posee el mayor peso, tuvo que adelantarse respecto al CG porque la mayoría de los componentes están detrás del CG, lo que produce un momento de rotación en sentido horario.

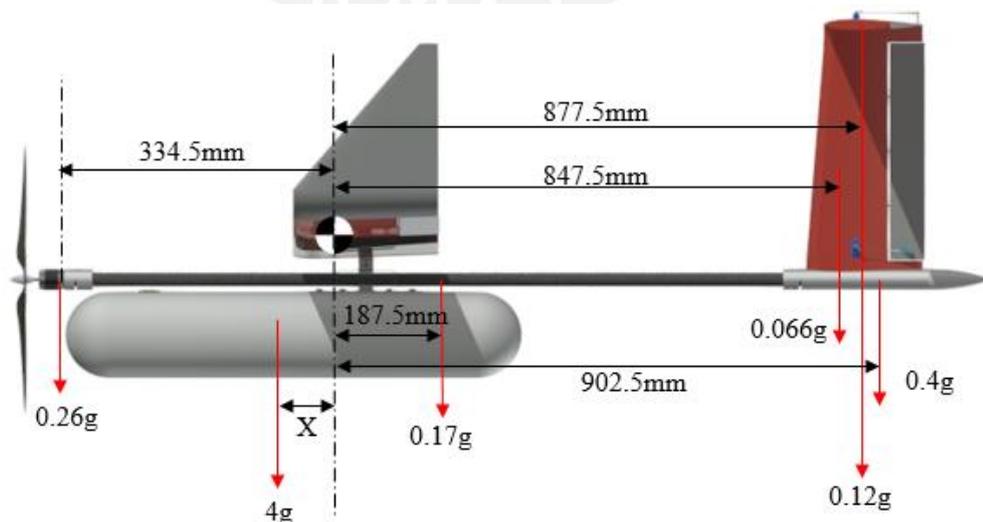


Fig. 4.35 - Distribución de pesos respecto al CG del ala. Fuente: Elaboración propia.

Para despejar “X”, donde “g” es la aceleración de la gravedad:

$$\begin{aligned} \sum M_{CG} = & 0.26g(335.4) + 4g(X) - [0.17g(187.5) \\ & + 0.066g(847.5) + 0.12g(877.5) \\ & + 0.4g(902.5)] = 0 \end{aligned} \quad (26)$$

Luego de operar, X tiene el valor de 116.78 mm \cong 117 mm. Con lo cual se garantiza la estabilidad longitudinal de la aeronave.



4.7 Diagrama de bloques

La Fig. 4.36 grafica las relaciones entre el centro de procesamiento del sistema (Autopiloto Pixhawk) y los sensores y actuadores que permiten el movimiento del UAV, también los paneles solares, baterías, módulo de radio y antena de Internet.

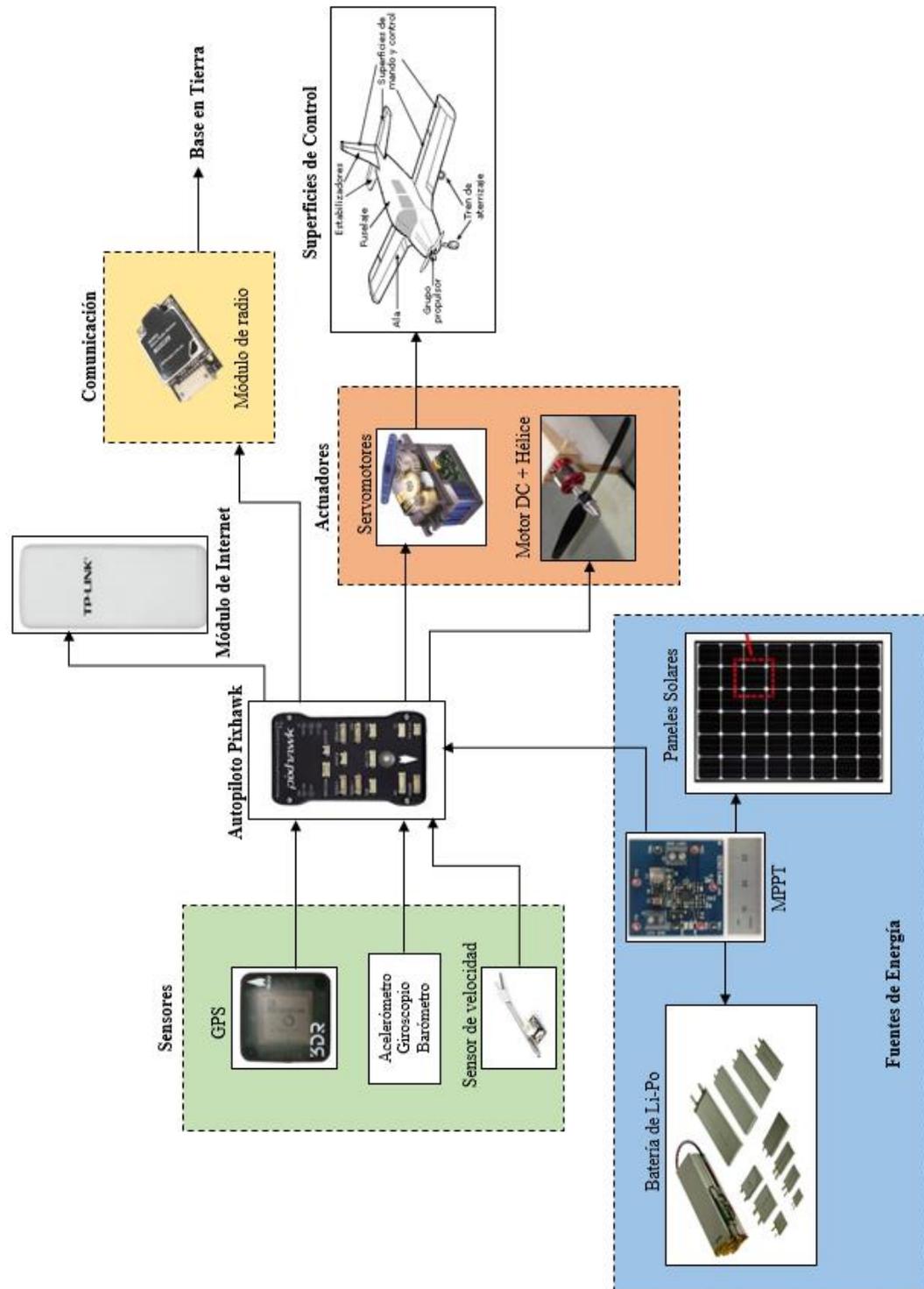


Fig. 4.36 - Diagrama de Bloques del Sistema. Fuente: Elaboración propia.

4.8 Componentes Electrónicos

Los componentes incluyen los sensores, actuadores y dispositivos de comunicación.

4.8.1 Autopiloto Pixhawk de 3DR Robotics [68]

Es un controlador de vuelo usado extensivamente en aplicaciones UAV. Sus características principales se resumen en la siguiente tabla:

Tabla 4.3 - Características del autopiloto Pixhawk. Fuente: [68]

Criterio	Datos técnicos
Microprocesador	STM32F427
Frecuencia de operación	168 MHz
RAM	256 KB
FLASH	2 MB
Sensores	- Giroscopio de 3 ejes ST Micro L3GD20 16 bit - Acelerómetro/Magnetómetro de 3 ejes ST Micro LSM303D 14 bit - Acelerómetro/Giroscopio Invensense MPU 6000 3-axis - Barómetro MEAS MS5611
Interfaces	5x UART, 2x CAN, 2 puertos de telemetría, puerto USB, I2C, SPI
Voltaje de entrada	4.5 – 5.3 V
Masa	38 g
Dimensiones	50 mm x 15.5 mm x 81.5 mm



Fig. 4.37 - Autopiloto Pixhawk [68]

4.8.2 Módulo de GPS u-Blox de 3DR

Es un dispositivo diseñado específicamente para ser usado en conjunto con el Autopiloto Pixhawk. Incluye la brújula digital HMC5883L que permite una precisa geolocalización y asilamiento frente a interferencias [69].



Fig. 4.38 - Módulo GPS u-blox [70]

4.8.3 Sensor de velocidad HK Pilot 32 digital air speed sensor [71]

Es un sensor digital basado en un Tubo de Pitot para medir presión dinámica y obtener la velocidad de la aeronave. Posee una resolución de 0.84 Pa. Es compatible con el autopiloto Pixhawk.



Fig. 4.39 - Sensor de velocidad aérea HK Pilot 32 [71].

4.8.4 Motor brushless Aerodrive SK3-3542-800 kv [72]

Se elige el motor Aerodrive SK3-3542 por su bajo peso y bajo consumo de energía. Las características del motor se resumen en la siguiente tabla:

Tabla 4.4 - Características del motor [72].

Criterio	Datos técnicos
RPM por voltaje	800
Dimensiones del motor	Ø37 x 43 mm
Peso	142 g
Corriente sin carga a 10 V	1.2 A
Voltaje máximo	19 V
Corriente máxima	42 A
Potencia máxima	625 W



Fig. 4.40 - Motor NTM Prop Drive 28-30 [72].

4.8.5 Controlador ESC Plush 60A speed controller w/ BEC [73]

Los motores *brushless* requieren un controlador electrónico (*Electronic Speed Controller* - ESC) con PWM para regular la velocidad. Dicho controlador debe soportar la corriente máxima requerida por el motor, por lo tanto, se elige un controlador de 60 A. Sus características son:

Tabla 4.5 - Características del controlador Plush 60 A [73].

Criterio	Datos técnicos
Corriente máxima	80 A
Corriente continua	60 A
Tipo de batería	Li-Po 2-4 celdas
Dimensiones	80 mm x 31 mm x 14 mm
Masa	60 g



Fig. 4.41 - Controlador ESC Plush 60A [73].

4.8.6 Servomotor TowerPro SG92R [74]

Es un micro servomotor de bajo peso. Posee una caja reductora con engranajes de fibra de carbono. Se utilizará en las superficies de control (alerones, timón y elevador). Se describen sus especificaciones en la siguiente tabla:

Criterio	Datos técnicos
Voltaje de operación	4.8 V
Torque sin carga (a 4.8V)	2.5 Kg/cm
Velocidad de operación	0.1 seg/60°
Dimensiones	23 mm x 12.2 mm x 27 mm
Masa	9 g



Fig. 4.42 - Servomotor SG92R [74].

4.8.7 Baterías

Se utilizan baterías de Litio-Polímero (Li-Po) de la marca Amicell debido a su elevada densidad energética de hasta 275 Wh/kg. Se necesitan 2.1 kg de batería y las celdas de 3.7 V con la densidad energética más alta son de 5800 mAh [64]. Dado que la mayoría de los componentes del UAV trabajan a 12 V, se requiere construir baterías de 4 celdas ($4 \times 3.7 = 14.8$ V) y conectar 6 baterías en paralelo para alcanzar la capacidad energética requerida de 444 Wh. Las características de las celdas de Li-Po Amicell son:

Tabla 4.6 - Características de baterías Li-Po Amicell. Fuente: [64]

Criterio	Datos técnicos
Capacidad	30-22000 mAh
Voltaje	3.7 V
Máxima tasa de carga ²	1 C
Energía recibida	>kg/200 Wh
Ciclos de vida a 1 C	>300 ciclos
Voltaje máximo de carga	4.2 V
Voltaje final de descarga	2.75 V
Máxima tasa de descarga	2 C
Temperatura de trabajo	-20 °C/60 °C

² La tasa de carga o C es un parámetro adimensional utilizado para medir qué tan rápido se puede descargar una batería sin dañar la misma. Se multiplica por la capacidad para obtener la máxima corriente que la batería puede soportar al descargarse continuamente.

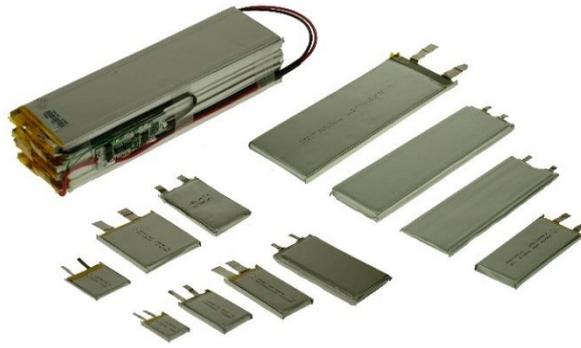


Fig. 4.43 - Celdas de Li-Po Amicell [64].

4.8.8 Circuito integrado MPPT bq24650 de Texas Instruments [75]

Es un integrado diseñado para aplicaciones móviles que usen energía solar, en el trabajo de Lee se valida su uso [76]. Regula el voltaje de los paneles solares y reduce la corriente de carga de baterías cuando el voltaje de entrada cae debajo del nivel programado. Puede trabajar con un voltaje de entrada de 5 a 28 V.



Fig. 4.44 - Integrado bq24650 [77].

4.8.9 Módulo de Internet TP-Link WA5210G [78]

Es un *router* inalámbrico de alta potencia que tiene un alcance de hasta 2 km es impermeable y diseñado para trabajar al aire libre. En la Tabla 4.7 se resumen sus principales características.

4.8.10 Paneles solares de AltaDevices [67]

Las celdas solares que se emplearán son de Arseniuro de Galio (GaAs) de la marca AltaVista Devices, que presentan una alta eficiencia para el mercado (ver

Capítulo 2.2.5) y flexibilidad para integrarse a superficies curvas, en este caso, las alas del UAV. Las características de los paneles se describen en la Tabla 4.8.

Tabla 4.7 - Características del módulo TP-Link WA5210. Fuente: [78]

Criterio	Datos técnicos
Interfaz	1 10/100 Mbps Auto-Sensing RJ45 Port (Auto MDI/MDIX, PoE)
Antena	Direccional doblemente polarizada 12 dBi
Fuente de alimentación	12 VDC/1 A
Estándar inalámbrico	IEEE 802.11g/b
Cobertura de antena	60° horizontal y 30° vertical
Dimensiones	265 x 120 x 83 mm
Masa	1 kg

Tabla 4.8 - Características de las celdas solares Altavista. Fuente: [67]

Criterio	Datos técnicos
Eficiencia	28.8 %
Ratio potencia/masa	1 W/g
Densidad de potencia	250 W/m ²
Dimensiones de 1 celda	50 x 19.6 mm
Espesor de 1 celda	110 ± 10 µm
Masa de 1 celda	180 mg
Densidad del encapsulado	237 g/m ²

4.8.11 Módulo de telemetría RDF900u de RF Design [79]

El módulo RDF900u es un modem de radiofrecuencia de alta performance y bajo peso, opera en el rango de frecuencias de 902 – 928 MHz. Tiene un rango de poco más de 10 km y pesa solo 2.7 g. Posee una memoria flash de 8 kb para almacenar información. Es compatible con el autopiloto Pixhawk.



Fig. 4.45 - Módulo de telemetría RDF900u. Fuente: [79]

En la Fig. 4.47 se muestra el bloque del MPPT, se elige el transistor MOSFET Siemens SIPMOS *Power Transistor* (Ver Anexos G y H).

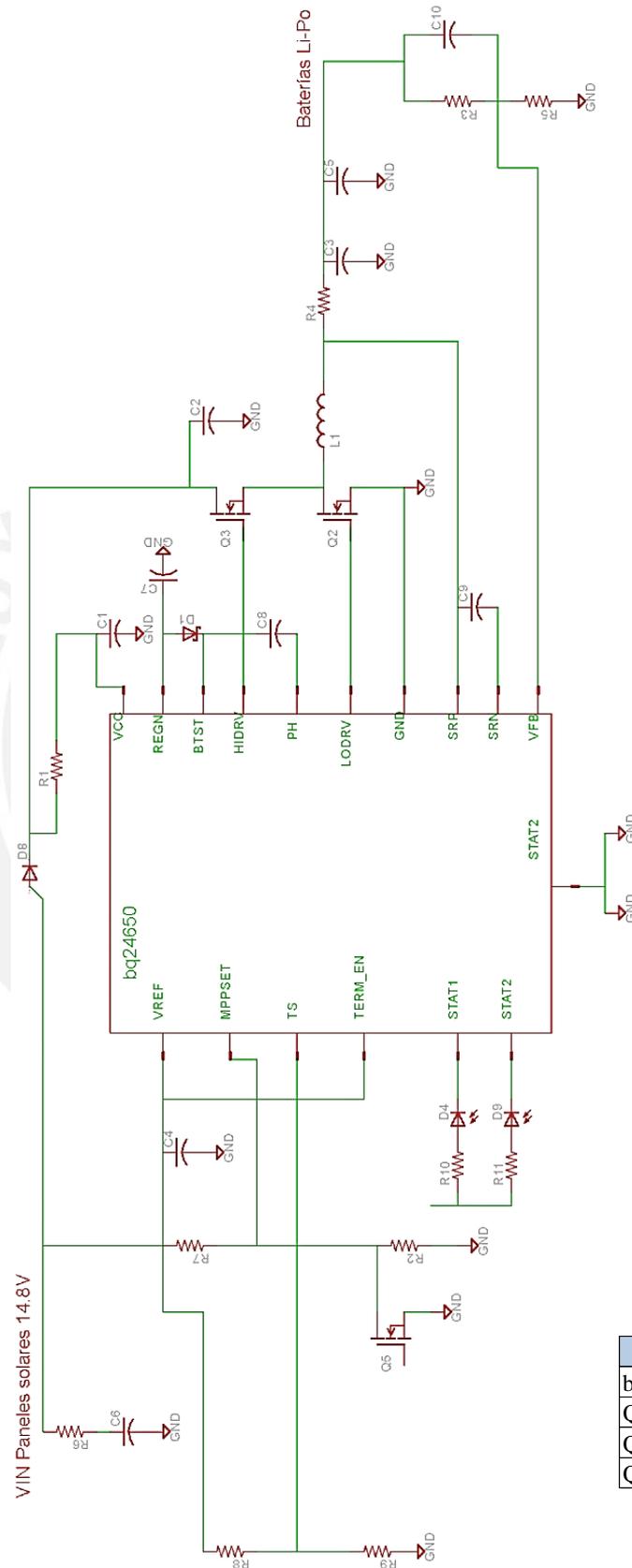


Fig. 4.47- Esquemático del MPPT. Fuente: Elaboración propia.

Los MOSFET emplean voltaje y corriente nominal de 50 V y 23 A, los paneles solares trabajan a 14.8 V y 5.8 A, pero se hará un cálculo para determinar la temperatura que soportarán. En la ecuación (27) se despeja la Temperatura de unión T_J , donde T_A es la temperatura del ambiente (25 °C), R_{thj} es la resistencia térmica de unión-ambiente (ver Anexo H) y P_{el} es la potencia eléctrica que soporta el MOSFET (a partir de la corriente que pasa por él).

$$T_J = T_A + R_{thj} \times P_{el} \quad (27)$$

$$\begin{aligned} T_J &= 25 \text{ °C} + 62.5 \text{ °C/W} \times (0.0615\Omega \times 5.8A^2) \\ &= 154.3 \text{ °C} \end{aligned} \quad (28)$$

La temperatura supera el máximo permitido de 150 °C; por lo tanto, se agrega un disipador de calor ATS-PCB1072 [80] (ver Anexo I), que reduce el valor de R_{thj} a 24.4 °C y con lo cual la T_J baja a 90 °C, dentro del rango de operación del MOSFET.

4.9 Modo de Operación en Sapchá

El objetivo principal del UAV es transmitir Internet al poblado de Sapchá, ubicado en el distrito de Acochaca, provincia de Asunción, Región Áncash a una altitud de 3506 m.s.n.m (Fig. 4.48).

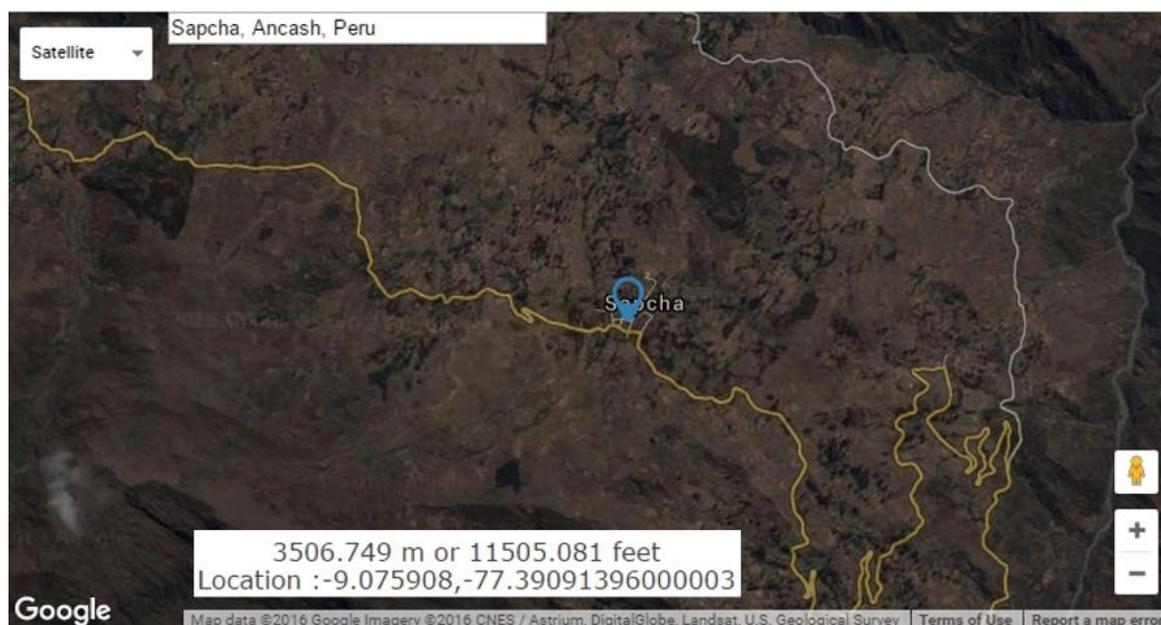


Fig. 4.48 – Ubicación y altitud del poblado de Sapchá. Fuente: [81]

El área de interés (zona construida) es de 0.162 Km² según el mapa tomado de la aplicación FreeMap Tools que calcula el área delimitada en imágenes satelitales de Google Maps [81].



Fig. 49 - Área de interés en Sapchá [81].

A continuación, se trazan dos diagonales uniendo los puntos extremos diametralmente más alejados del área de interés y las distancias obtenidas son 437 y 300 metros.

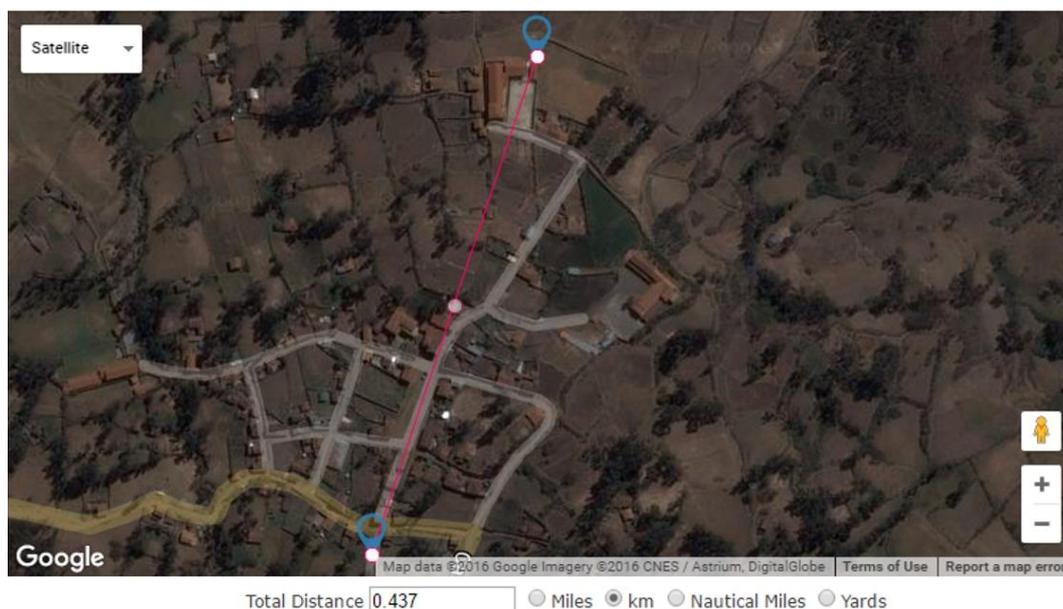


Fig. 50 - Diagonal de 437 metros [81].

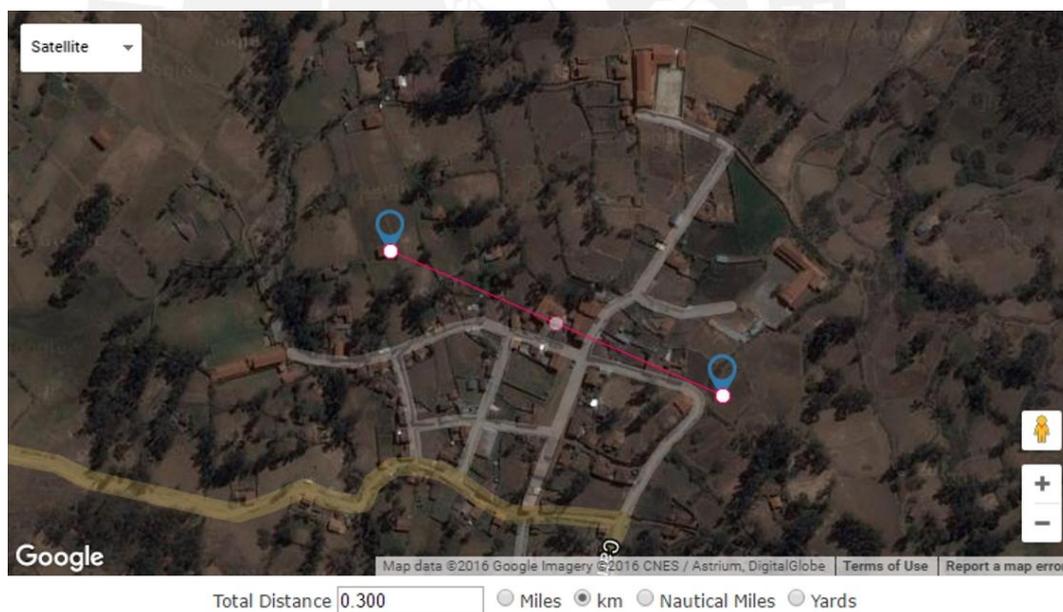


Fig. 51 - Diagonal de 300 metros [81].

Por otro lado, se sabe que el módulo TP-Link WA5210G posee un alcance máximo de 2 km y un cono de emisión de 65° horizontal y 35° vertical, es decir, su área de emisión es una elipse. En la Fig. 4.52 puede apreciarse el cono de transmisión de Internet del

UAV y las dimensiones de la elipse que proyecta al suelo (volando 500 metros por encima de él) la cual tiene un área de 0.63 km^2 .

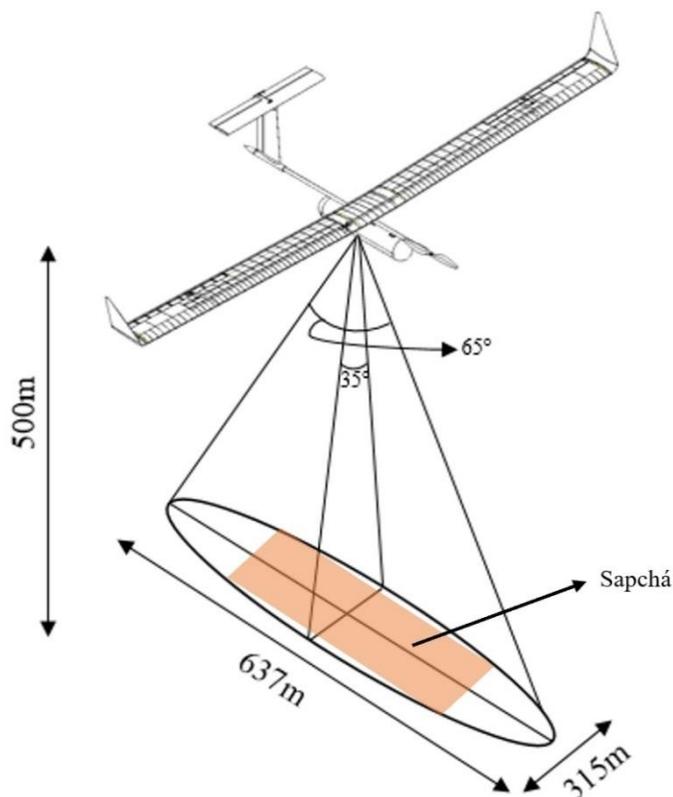


Fig. 4.52 - Cono de transmisión de Internet del UAV. Fuente: Elaboración propia.

Por lo tanto, el área de retransmisión sería el 388 % del área de Sapchá, lo que garantizaría recepción de la señal en todo el pueblo mientras el UAV vuele dentro de los límites geográficos establecidos.

4.10 Flujogramas del Sistema

El funcionamiento del UAV se compondrá de 3 procesos principales. El ascenso, el vuelo nivel y la transferencia de energía. En teoría, el UAV se mantendrá permanentemente en el aire; sin embargo, el mantenimiento periódico obligará al usuario hacer aterrizar el aeroplano, para lo cual existirá una función de aterrizaje.

4.10.1 Diagrama integrado de funcionamiento

La Fig. 4.53 presenta los 4 programas para el funcionamiento del UAV de manera conjunta, posteriormente se revisará cada programa a detalle.

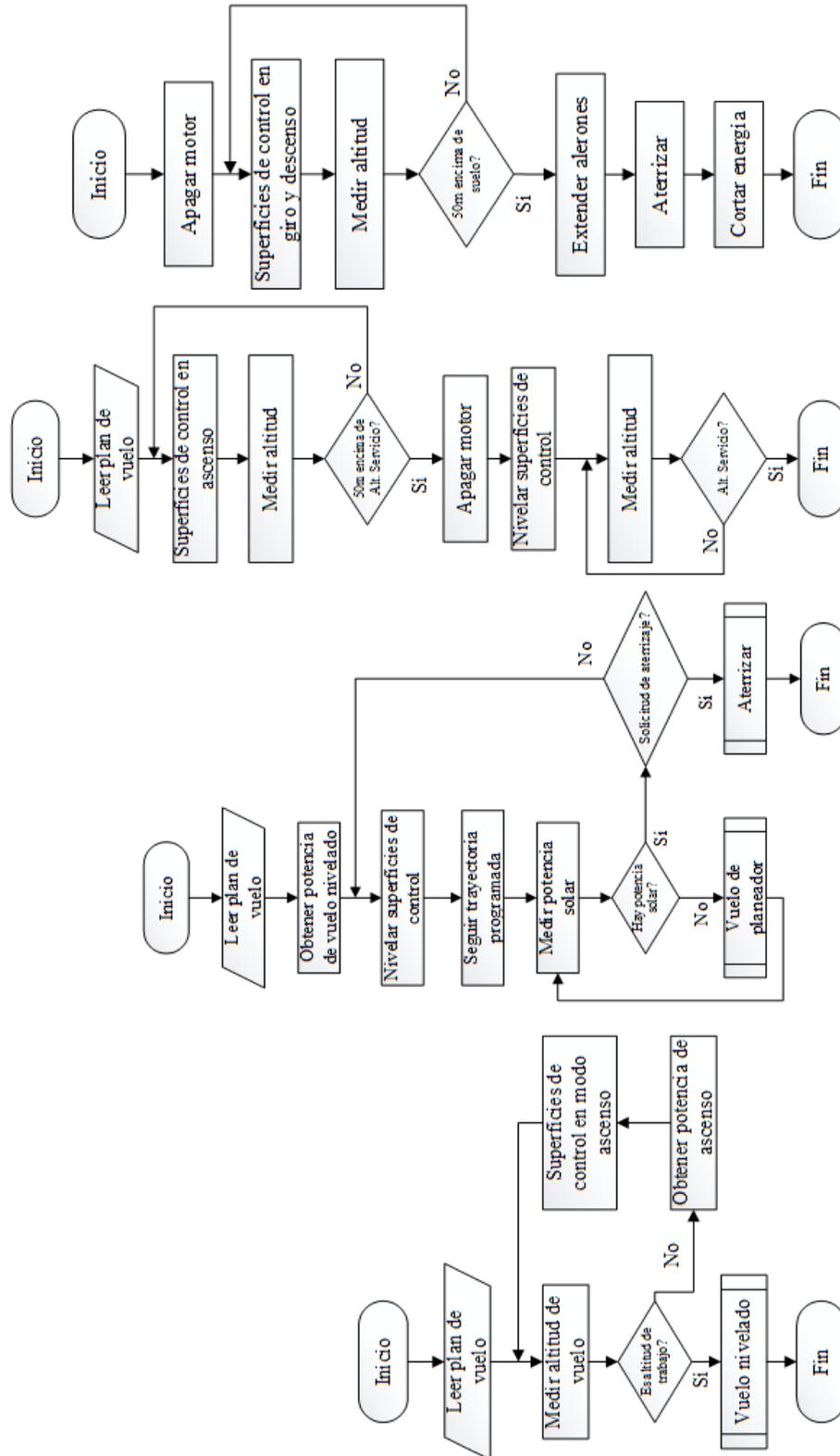


Fig. 4.53 - Diagrama de flujo integrado. Fuente: Elaboración propia.

4.10.2 Programa de Ascenso

Después del lanzamiento manual, el UAV subirá a su altitud de servicio programada en el plan de vuelo, el ascenso se realiza con una potencia de propulsión mayor que la del vuelo nivel.

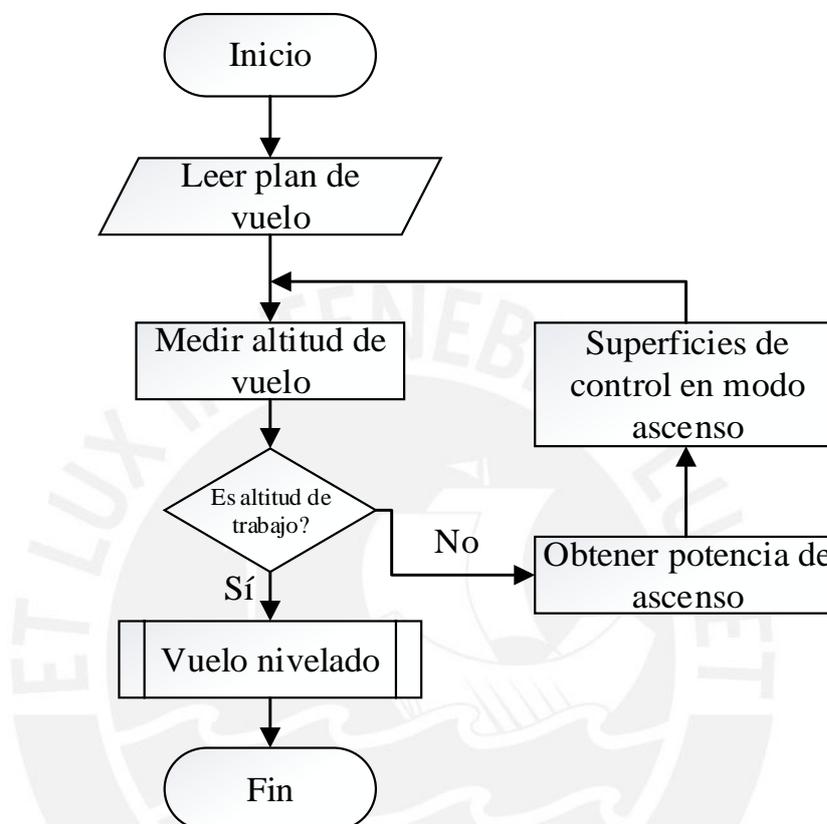


Fig. 4.54 - Programa Ascenso. Fuente: Elaboración propia

4.10.3 Programa de Vuelo Nivel

Cuando el UAV llega a la altura de trabajo luego de efectuar el programa Ascenso, sigue el plan de vuelo programado modificando las superficies de control y manteniendo la altura especificada en el plan (en este caso 50 metros por encima del suelo) siempre y cuando la potencia solar permita el mantener el motor funcionando continuamente. Si la potencia solar es muy baja o nula, se cambia la estrategia de vuelo usando el programa Vuelo planeador (ver capítulo 4.10.4). Si se da la orden de aterrizar, el UAV interrumpe el vuelo y vuelve a la base terrestre mediante el programa Aterrizar (ver 4.10.2).

4.10.4 Programa Vuelo de Planeador

El UAV asciende 50 metros por encima de la altitud de trabajo, luego apaga el motor de propulsión y planea lentamente siguiendo la trayectoria del plan de vuelo. Cuando llega a la altura de trabajo vuelve a encender los motores y finaliza el proceso para volver al programa de Vuelo Nivel.

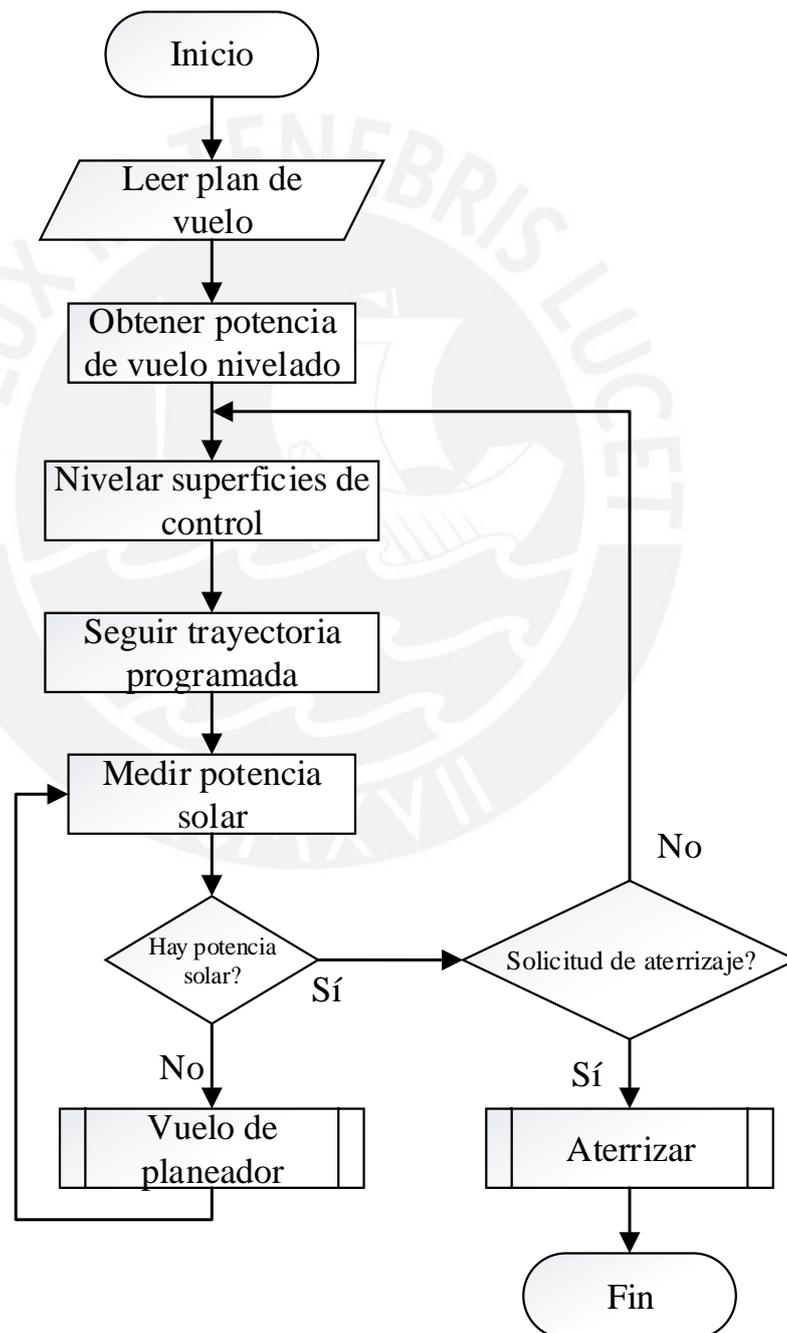


Fig. 4.55 - Programa de Vuelo Nivel. Fuente: Elaboración propia.

4.10.1 Programa de transferencia de energía

Este programa determina cuál es la fuente de energía que se usará para energizar el sistema durante su operación de más de 24 horas. Si la potencia entregada por los paneles solares es menor que la requerida para el correcto funcionamiento conectará las baterías hasta que la energía solar pueda mantener al sistema operativo y recargar las baterías.

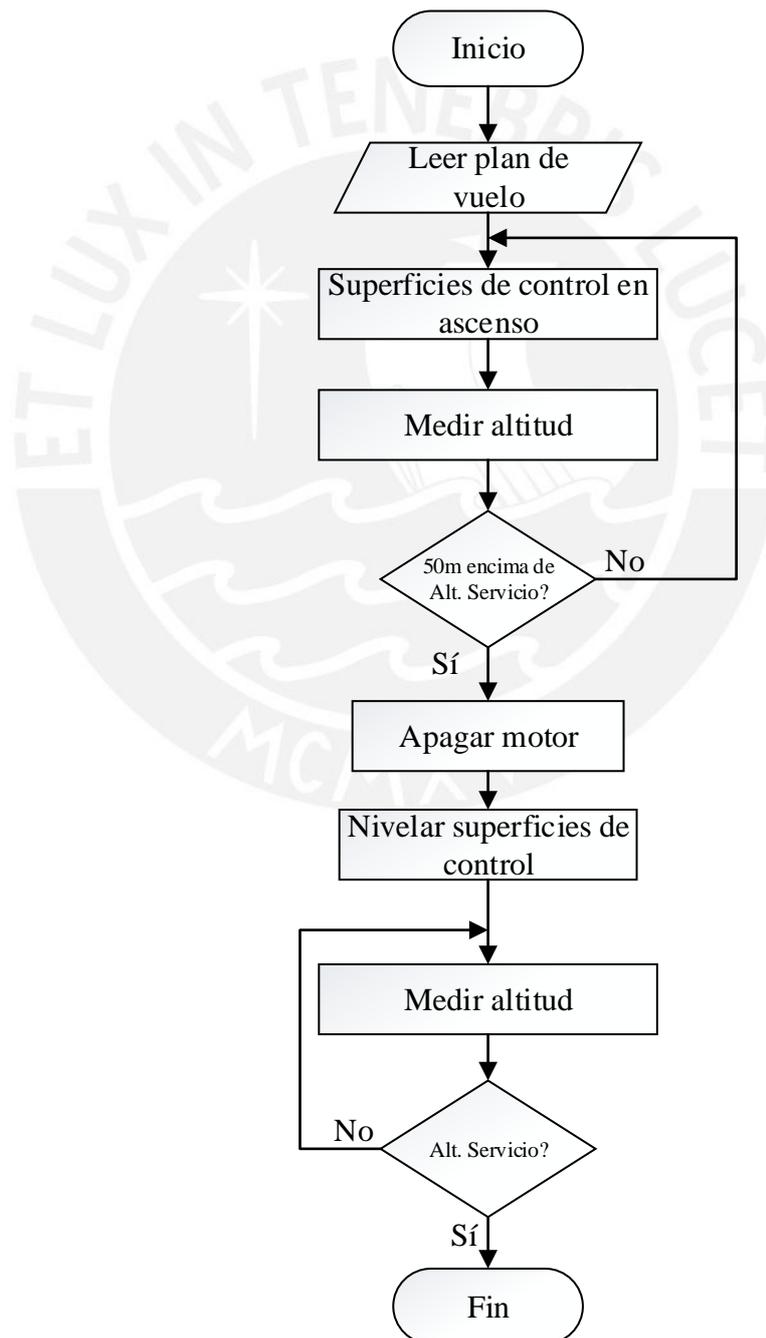


Fig. 4.56 - Programa de Vuelo de Planeador. Fuente: Elaboración propia

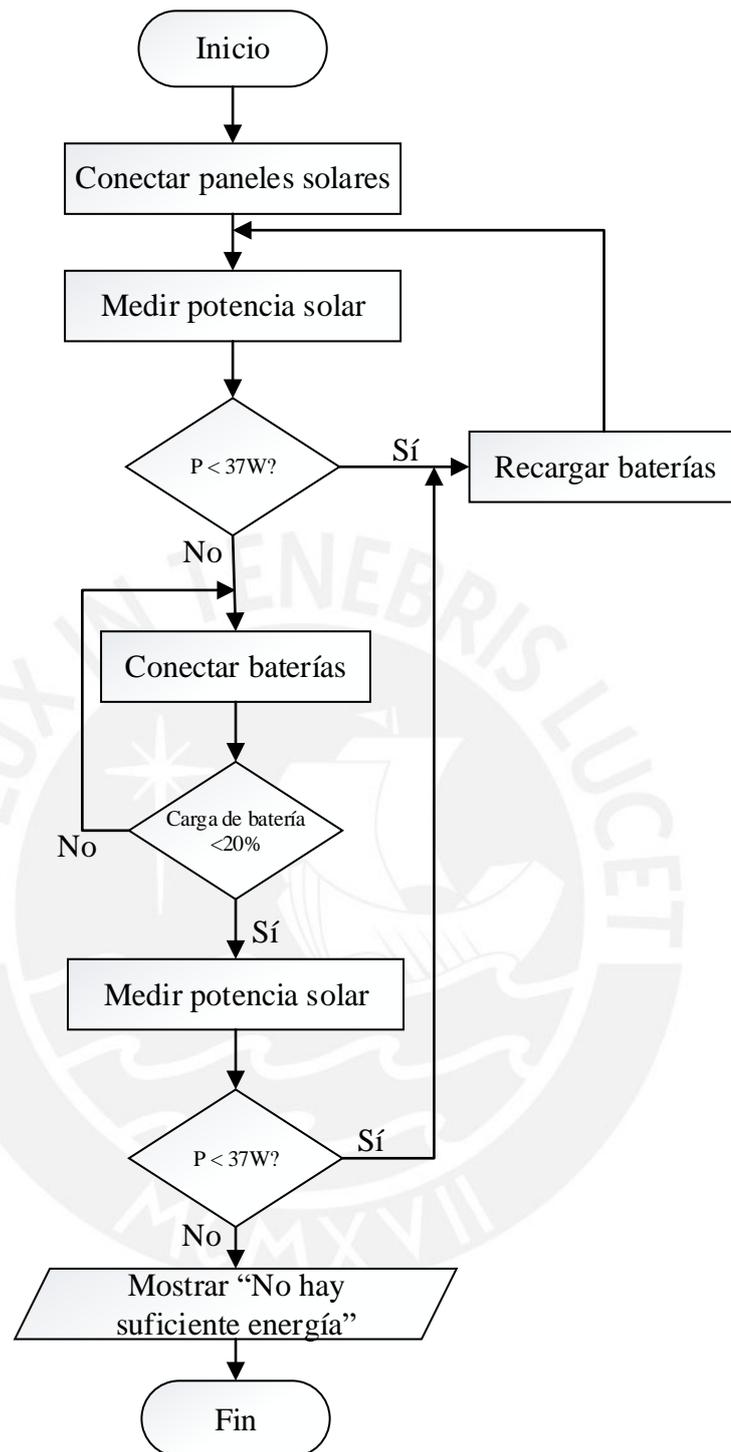


Fig. 4.57 - Programa Transferencia de Energía. Fuente: Elaboración propia.

4.10.2 Programa Aterrizar

Cuando el operario solicita aterrizar el UAV apaga los motores e inicia un descenso de planeador. Cuando se acerca a tierra, a una altitud de 50 metros sobre

el suelo, extiende los alerones a modo de *flaps*, que son dispositivos que generan más sustentación a bajas velocidades [82].

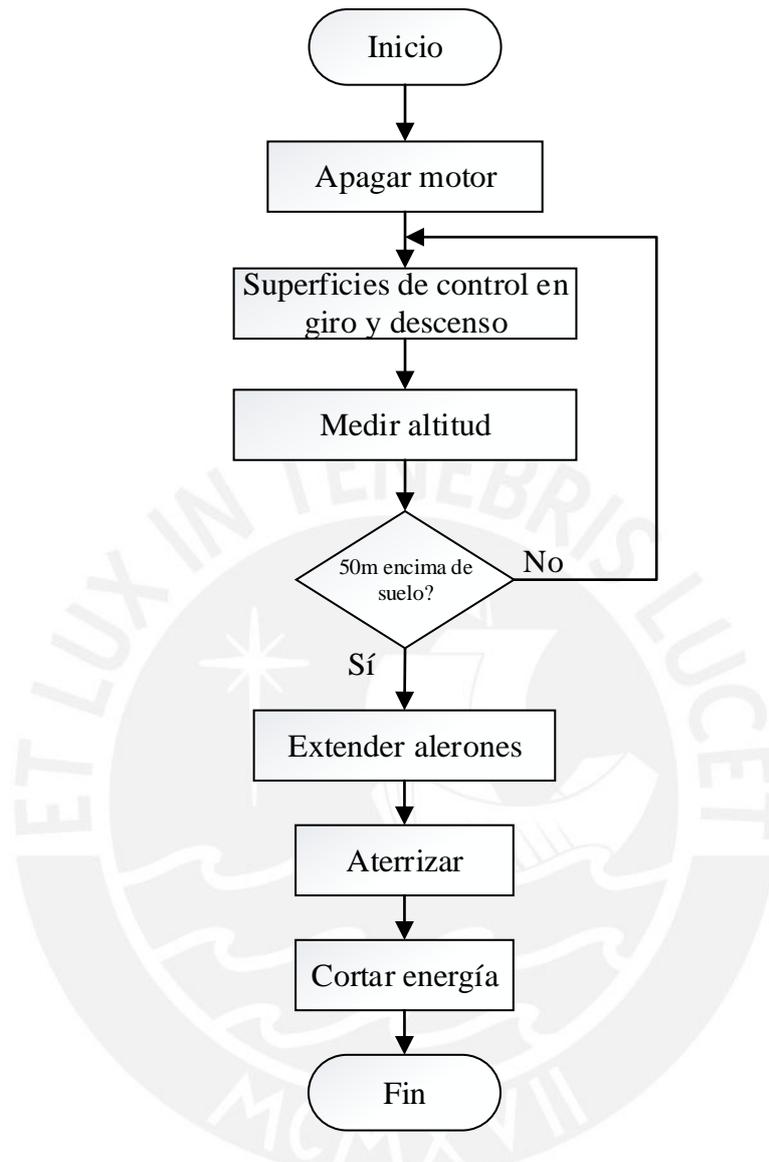


Fig. 4.58 - Diagrama de flujo del Programa Aterrizar. Fuente: Elaboración propia.

Capítulo 5 Presupuesto de Desarrollo

La estimación de presupuesto para construir un prototipo del sistema mecatrónico diseñado se divide en costo de los componentes, costo de los materiales y costo de la fabricación

5.1 Costo de Componentes

La mayoría de los componentes se importarán del extranjero por lo que cargos por envío deben ser tomados en cuenta.

Tabla 5.1 - Presupuesto de componentes. Fuente: Elaboración propia.

Componente	Proveedor	Precio unitario	Cantidad	Precio con importación
Autopiloto Pixhawk	3D Robotics	USD 200.00	1	USD 360.00
GPS u-Blox	3D Robotics	USD 90.00	1	USD 162.00
Sensor de velocidad HK Pilot Digital	Hobby King	USD 50.00	1	USD 216.00
Motor Aerodrive SK3-3542-800kv	Hobby King	USD 37.00	1	USD 67.00
Controlador ESC Plush 60A	Hobby King	USD 35.00	1	USD 63.00
Servomotor SG92R	Tower Pro	USD 2.60	4	USD 20.00
Celdas Li-Po (baterías) serie ABLP8043125HGE	Amicell	USD 50.00	24	USD 1,200.00
MPPT bq24650	Texas Instruments	USD 5.65	1	USD 11.00
Router WA5210G	TP-Link	USD 163.00	1	USD 347.00
Celdas solares	AltaVista Devices	USD 26,000.00/m2	0.45m2	USD 11,700.00
Módulo de Telemetría RDF900u	RF Design	USD 52.00	1	USD 147.00

Total	USD 14,293.00
-------	---------------

5.2 Costo de Materiales

Se cotizó madera balsa en empresa ARLIMAD, ubicada en Lima [83] y Tubos de Kevlar en la tienda web AliExpress [84] que envía los pedidos gratis alrededor del mundo.

Tabla 5.2 - Presupuesto de madera balsa. Fuente: Elaboración propia.

Producto	Precio Unitario	Cantidad	Precio total
Perfil circular \varnothing 20x900mm	S/0.95	50	S/47.50
Perfil cuadrado 20x20x900mm	S/0.95	50	S/47.50
Planchas 2x300x900mm	S/8.50	15	S/127.50

Total	S/222.50
-------	----------

Tabla 5.3 - Presupuesto de tubos de Kevlar. Fuente: Elaboración propia.

Producto	Precio Unitario	Cantidad	Precio total
Tubo cuadrado	USD 40.00	2	USD 80.00
Tubo circular	USD 20.00	1	USD 20.00

Total	USD 100.00
-------	------------

Las piezas de aluminio se cotizaron por peso, el cual asciende a poco menos de 1 kg, que puede conseguirse a S/ 20.00 el kilogramo en Lima.

5.3 Costo de fabricación

Se ha estimado que el tiempo para construir la aeronave será de 6 meses, basado en la experiencia del Grupo de Investigación de Sistemas Aéreos no Tripulados (GI-SANT-PUCP). Además, el costo de fabricación será de S/ 8500.00 (S/ 3000.00 por la construcción y servicios y S/ 5580.00 por 6 meses de Remuneración Mínima Vital para un trabajador encargado de realizarla).

Por lo tanto, considerando un tipo de cambio (USD-S/) oficial de 1 USD = S/ 3.381 al día 6 de diciembre de 2019 [85], el costo total de desarrollo del prototipo, incluyendo S/ 10 000.00 por honorarios por el diseño de ingeniería, sería de **S/ 68,000.00**

Conclusiones

- La aeronave diseñada tiene el potencial de llevar comunicación inalámbrica a zonas rurales y según los resultados de la simulación puede mantenerse en el aire indefinidamente si se cumplen los parámetros de diseño y se tienen en cuenta limitaciones al funcionamiento como lluvia, nieve o demasiada nubosidad.
- Se estudió el estado del arte contemporáneo tanto de aeronaves similares como Zephyr o Solara que demuestran la viabilidad de un UAV solar. También se revisó la tecnología actual de paneles solares, que fue de mucha utilidad para seleccionar los paneles adecuados en el proyecto.
- Se elaboraron 3 posibles conceptos de solución, mediante combinaciones de materiales y componentes diversos para cumplir las funciones que el UAV debe realizar. Luego se eligió el diseño óptimo considerando aspectos técnicos y económicos.
- Para justificar el concepto ganador se hicieron cálculos y simulaciones, condensados en una memoria de diseño y en planos de ensamble, despiece, conexiones eléctricas y electrónicas. Además, se describió la lógica de control.
- El diseño es capaz de proveer de Internet al poblado de Sapchá. Mediante un cono de transmisión de 0.63 km^2 sobre el área poblada de Sapchá (0.16 km^2).
- A partir de las estimaciones del diseño conceptual, de los materiales y componentes y del diseño final, con dimensiones, geometría y conexiones se elaboró un presupuesto de fabricación de 1 prototipo (USD 51 000).
- La plataforma de vuelo (motor, alas, fuselaje y superficies de cola) es un avión funcional que puede usarse con distintos sensores, actuadores o componentes para diversas aplicaciones fuera del alcance de este trabajo. El diseño modular del tanque ventral permitirá extender el uso del UAV según las necesidades que surjan en el futuro.

Recomendaciones

- Es una alternativa más rentable que instalar una antena fija y no requiere que los pobladores instalen un receptor en cada hogar si se tratara de Internet satelital. La conexión sería directa, pues el UAV es el único receptor necesario.
- La estimación mediante *software* y el posterior cálculo del rendimiento de los paneles solares y la duración de las baterías obedece a un delicado balance y requiere un especial cuidado en el diseño y la futura implementación.
- El desarrollo tecnológico que mejore la densidad energética de las baterías y paneles solares, al igual que la eficiencia de conversión solar de estos últimos será muy beneficioso para la performance del UAV.
- La construcción de madera balsa y materiales compuestos asegura un bajo peso dadas las dimensiones del avión y es un factor indispensable para su larga autonomía; sin embargo, es frágil frente a cargas de impacto o vibraciones ajenas al vuelo, como, por ejemplo, transporte terrestre y poca precaución durante el armado. Por lo tanto, se necesita mucho cuidado en estas fases preparatorias.

Referencias

- [1] Insituto Nacional de Estadística e Informática, «Informe Técnico de Estadísticas de las Tecnologías de Información y Comunicación en los hogares,» Lima, 2014.
- [2] E. Rojas y P. Laura, «Estado de la banda ancha en América Latina y el Caribe 2015,» CEPAL - Naciones Unidas, Santiago de Chile, 2015.
- [3] F. d. I. e. T. -. O. -. MTC, «ENCUESTA DE DEMANDA DE SERVICIOS DE TELECOMUNICACIONES Y CARACTERIZACIÓN DE LOS USUARIOS 2012,» Lima, 2012.
- [4] Unmanned Aerial Vehicle Systems Association, «UAV or UAS,» [En línea]. Available: https://www.uavs.org/index.php?page=what_is. [Último acceso: 22 Marzo 2016].
- [5] Drone Wars, «What are drones?,» Enero 2010. [En línea]. Available: <https://dronewars.net/aboutdrone/>. [Último acceso: Marzo 2016].
- [6] Unmanned Aerial Vehicle Systems Association, «Civil and Commercial UAS applications,» [En línea]. Available: <https://www.uavs.org/commercial>. [Último acceso: 22 Marzo 2016].
- [7] S. Morton, R. D'Sa y N. Papanikolopoulos, «Solar Powered UAV: Design and Experiments,» de *2015 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*, Hamburgo, 2015.
- [8] DIY Drones, «A newbies guide to UAVs,» 2009 Marzo 2009. [En línea]. Available: <https://diydrones.com/profiles/blogs/a-newbies-guide-to-uavs>. [Último acceso: Marzo 2016].
- [9] Manual de Vuelo, «Principios básicos. Superficies de mando y control,» [En línea]. Available: https://www.manualvuelo.es/1pbav/15_supma.html. [Último acceso: Marzo 2016].
- [10] Escuadrón 69, «Escuadrón 69 Escuadrón Virtual,» [En línea]. Available: <https://www.escuadron69.net/foro/index.php?/files/>. [Último acceso: Marzo 2016].
- [11] N. Hall, «Gliders,» NASA, [En línea]. Available: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/gliders.html>. [Último acceso: 18 Junio 2016].
- [12] Solo para ingenieros, «Sólo para ingenieros (192): Planeadores... e Ingeniería para todos,» 25 Abril 2014. [En línea]. Available: <http://em.fis.unam.mx/public/mochan/soloParaIngenieros/msg00128.html>. [Último acceso: Marzo 2016].
- [13] FAI, «FAI Record ID #16053,» [En línea]. Available: <http://www.fai.org/fai-record-file/?recordId=16053>. [Último acceso: 22 Marzo 2016].
- [14] FAI, «FAI World Record #16054,» [En línea]. Available: <http://www.fai.org/fai-record-file/?recordId=16054>. [Último acceso: 22 Marzo 2016].

- [15] Airbus, «Airbus Defence & Space,» [En línea]. Available: <http://www.militaryaircraft-airbusds.com/Aircraft/UAV/Zephyr.aspx>. [Último acceso: 20 Marzo 2016].
- [16] A. Dupiech, «Airbus Defence & Space,» [En línea]. Available: <https://airbusdefenceandspace.com/newsroom/news-and-features/another-first-for-airbus-zephyr-7/>. [Último acceso: 22 Marzo 2016].
- [17] QinetiQ, «QinetiQ files for three world records for its Zephyr Solar powered UAV,» [En línea]. Available: <https://www.qinetiq.com/media/news/releases/Pages/three-world-records.aspx>. [Último acceso: 22 Marzo 2016].
- [18] G. Marsh, «Best endurance under the Sun,» *Renewable Energy Focus*, vol. 11, n° 5, p. 64, 2010.
- [19] Google, «Google,» [En línea]. Available: <https://www.google.com/loon/>. [Último acceso: 22 Marzo 2016].
- [20] C. Davies, «Titan Aerospace: These are the drones Google just bought,» [En línea]. Available: <http://www.slashgear.com/titan-aerospace-these-are-the-drones-google-just-bought-14325163/>. [Último acceso: 22 Marzo 2016].
- [21] A. Bleicher, «IEEE Spectrum,» 31 Diciembre 2013. [En línea]. Available: <http://spectrum.ieee.org/aerospace/aviation/introducing-solar-the-atmospheric-satellite>. [Último acceso: 22 Marzo 2016].
- [22] A. Levin, «Bloomberg Business,» 29 Enero 2016. [En línea]. Available: <http://www.bloomberg.com/news/articles/2016-01-29/wing-failure-blamed-for-crash-of-google-s-solar-powered-drone>. [Último acceso: 22 Marzo 2016].
- [23] 9to5 Google, «Alphabet cuts former Titan drone program from X division, employees dispersing to other unit,» 11 Enero 2017. [En línea]. Available: <https://9to5google.com/2017/01/11/alphabet-titan-cut/>. [Último acceso: Setiembre 2019].
- [24] Google Inc., «Google,» [En línea]. Available: <http://www.google.com/intl/es-419/loon/>. [Último acceso: 29 Marzo 2016].
- [25] L. Fernando, «Google's Project Loon enters Sri Lankan airspace,» [En línea]. Available: <http://newsfirst.lk/english/2016/02/googles-project-loon-enters-sri-lankan-airspace/128440>. [Último acceso: 22 Marzo 2016].
- [26] A. Hern, «The Guardian,» 31 Julio 2015. [En línea]. Available: <http://www.theguardian.com/technology/2015/jul/31/facebook-finishes-aquila-solar-powered-internet-drone-with-span-of-a-boeing-737>. [Último acceso: 22 Marzo 2016].
- [27] G. Warwick, «Aviation Week Network,» 30 Marzo 2015. [En línea]. Available: <http://aviationweek.com/technology/facebook-s-uav-flies-builds-developments-solar-power>. [Último acceso: 22 Marzo 2016].

- [28] A. Setalvad, «The Verge,» 30 Julio 2015. [En línea]. Available: <http://www.theverge.com/2015/7/30/9074925/facebook-aquila-solar-internet-plane>. [Último acceso: 22 Marzo 2016].
- [29] The Guardian, «Facebook's solar-powered internet plane takes flight,» 21 Julio 2016. [En línea]. Available: <https://www.theguardian.com/business/2016/jul/21/facebook-solar-powered-internet-plane-test-flight-aquila>. [Último acceso: Octubre 2018].
- [30] The Guardian, «Facebook's solar-powered drone under investigation after 'incident',» 22 Noviembre 2016. [En línea]. Available: <https://www.theguardian.com/technology/2016/nov/22/facebook-solar-powered-aquila-drone-under-investigation>. [Último acceso: Octubre 2018].
- [31] Business Insider, «Facebook's internet-beaming drone has completed its second test flight and didn't crash,» 29 Junio 2017. [En línea]. Available: <https://www.businessinsider.com/facebook-aquila-internet-drone-second-test-flight-2017-6>. [Último acceso: Octubre 2018].
- [32] Facebook Engineering, «High altitude connectivity: The next chapter,» 27 Junio 2018. [En línea]. Available: <https://engineering.fb.com/connectivity/high-altitude-connectivity-the-next-chapter/>. [Último acceso: Octubre 2018].
- [33] S. F. a. Advice, «8 Good Reasons Why Monocrystalline Solar Panels are the Industry Standard,» [En línea]. Available: <http://www.solar-facts-and-advice.com/monocrystalline.html>. [Último acceso: 06 Abril 2016].
- [34] Andina Agencia Peruana de Noticias, En Moquegua entrará en funcionamiento la planta solar más grande del Perú, 9 Febrero 2018. [En línea]. Available: <https://andina.pe/agencia/noticia-en-moquegua-entrara-funcionamiento-planta-solar-mas-grande-del-peru-698758.aspx>. [Último acceso: Octubre 2018].
- [35] Green life today, «Solar Cell Types In Today's Market,» 7 Julio 2011. [En línea]. Available: <https://greenlifetoday.wordpress.com/2011/07/07/solar-cell-types-in-todays-market/>. [Último acceso: Octubre 2018].
- [36] S. F. a. Advice, «Why are Polycrystalline Solar Cells so Popular?,» [En línea]. Available: <http://www.solar-facts-and-advice.com/polycrystalline.html>. [Último acceso: 06 Abril 2016].
- [37] Alchemie Limited Inc., «Solar Facts and Advice,» 2013. [En línea]. Available: <http://www.solar-facts-and-advice.com/amorphous-silicon.html>. [Último acceso: 4 Abril 2016].
- [38] M. A. Maehlum, «Amorphous Silicon Solar Panels,» ENERGY INFORMATIVE, [En línea]. Available: <http://energyinformative.org/amorphous-silicon-solar-panels/>. [Último acceso: 06 Abril 2016].
- [39] W. Qarony, M. I. Hossain, M. K. Hossain, M. J. Uddin, A. Haque, A. Saad y Y. Hong Tsang, «Efficient amorphous silicon solar cells: characterization, optimization, and optical loss analysis,» Elsevier, Amsterdam, 2017.

- [40] Panasonic Electric, «Amorton - Celdas fotovoltaicas de silicio amorfo,» 02 Agosto 2019. [En línea]. Available: <https://www.panasonic-electric-works.com/es/amorton-celdas-fotovoltaicas-de-silicio-amorfo.htm>. [Último acceso: Octubre 2019].
- [41] Endless Sun Solar, «Why CIGS?,» [En línea]. Available: <http://www.endlessunsolar.com/pages/why-cigs>. [Último acceso: 06 Abril 2016].
- [42] Appropedia, «Viability of Recycling Copper Indium Gallium Selenide (CIGS) in Photovoltaic Cells,» 12 Agosto 2014. [En línea]. Available: [https://www.appropedia.org/Viability_of_Recycling_Copper_Indium_Gallium_Selenide_\(CIGS\)_in_Photovoltaic_Cells](https://www.appropedia.org/Viability_of_Recycling_Copper_Indium_Gallium_Selenide_(CIGS)_in_Photovoltaic_Cells). [Último acceso: Abril 2016].
- [43] Wikipedia, «Wikipedia The Free Encyclopaedia,» [En línea]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/Gallium_arsenide. [Último acceso: 6 Abril 2016].
- [44] Altavista Devices, «AltaDevices,» [En línea]. Available: <http://www.altadevices.com/technology-overview/>. [Último acceso: 6 Abril 2016].
- [45] MINISTERIO DE TRANSPORTES Y COMUNICACIONES, *Requisitos para las Operaciones para Sistemas de Aeronaves Pilotadas a Distancia*, Lima: 3 de noviembre, 2015.
- [46] AMA Flight School, «What is Pattern?,» [En línea]. Available: <https://amaflightschool.org/getstarted/what-pattern>. [Último acceso: Abril 2016].
- [47] The University of Vermont, «LiPo Battery Safety,» [En línea]. Available: http://www.uvm.edu/safety/sites/default/files/lipo_battery_safety.pdf. [Último acceso: 25 Mayo 2016].
- [48] S. N. R. C. S. Murdoch, «Design and Implementation of a MPPT Circuit,» IEEE, Córdoba, 2013.
- [49] R. A. Force, «Slide Player,» [En línea]. Available: <https://slideplayer.com/slide/8714861/>. [Último acceso: 28 Octubre 2018].
- [50] A. Noth, *Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight*. Tesis de doctorado en Ciencias Técnicas, Zurich: Ecole Polytechnique Fédérale de Lausanne, Suiza, 2008.
- [51] N. Hall, «Winglets,» NASA, [En línea]. Available: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/winglets.html>. [Último acceso: 19 Junio 2016].
- [52] Oracover, «Información de los productos - Aerodelismo,» [En línea]. Available: https://www.oracover.de/downloads/Product_Information/Informacion-de-los-productos-2010_span.pdf. [Último acceso: 12 Junio 2016].
- [53] The Wood database, «Balsa,» [En línea]. Available: <http://www.wood-database.com/lumber-identification/hardwoods/balsa/>. [Último acceso: 13 Junio 2016].

- [54] Wikipedia, «Cola en T,» [En línea]. Available: https://es.wikipedia.org/wiki/Cola_en_T. [Último acceso: 19 Junio 2016].
- [55] Northern Arizona Wind & Sun, [En línea]. Available: <https://www.solar-electric.com/learning-center/batteries-and-charging/mppt-solar-charge-controllers.html>. [Último acceso: 18 Julio 2017].
- [56] Autodesk, «Autodesk ForceEffect,» [En línea]. Available: <https://forceeffect.autodesk.com/frontend/fe.html>. [Último acceso: 19 Junio 2016].
- [57] R. C. Hibbeler, «Tubos de Pared delgada con secciones transversales cerradas,» de *Mecánica de Materiales*, Octava ed., México D.F., Prentice Hall, 2011, pp. 224-226.
- [58] R. C. Hibbeler, «La fórmula de la flexión,» de *Mecánica de materiales*, Octava ed., México D.F., Prentice Hall, 2011, pp. 285-287.
- [59] Du Pont, «Kevlar Properties,» [En línea]. Available: http://www.dupont.com/content/dam/dupont/products-and-services/fabrics-fibers-and-nonwovens/fibers/documents/DPT_Kevlar_Technical_Guide_Revised.pdf. [Último acceso: 19 Junio 2016].
- [60] Performance composites, «Mechanical Properties of Carbon Fibre Composite Materials, Fibre / Epoxy resin (120°C Cure),» [En línea]. Available: http://www.performance-composites.com/carbonfibre/mechanicalproperties_2.asp. [Último acceso: 20 Junio 2016].
- [61] G. Wilkins, F. Dehann y M. Johan, «Critical Design Parameters For a Low Altitude Long Endurance Solar Powered UAV,» IEEE, Nairobi, 2009.
- [62] S. Dade, «Pixhawk (and APM) Power Consumption,» DIY Drones, Setiembre 2015. [En línea]. Available: <https://diydrones.com/profiles/blogs/pixhawk-and-apm-power-consumption>. [Último acceso: Octubre 2018].
- [63] Sunrise Maplogs, «Horas de salida y puesta de sol de Áncash, Perú,» [En línea]. Available: http://sunrise.maplogs.com/es/ancash_peru.1881.html. [Último acceso: Setiembre 2019].
- [64] Amicell, «Li-Polymer batteries,» [En línea]. Available: <http://www.amicell.co.il/batteries/rechargeable-batteries/li-polymer-batteries/>. [Último acceso: 30 Mayo 2016].
- [65] E. Mikowski, «How to Charge LiPo Batteries Without Guessing,» [En línea]. Available: <http://www.fpvforme.com/charging-lipo-batteries/>. [Último acceso: 20 Junio 2016].
- [66] Instructables, «Lithium Polymer Etiquette: A Comprehensive Guide to Working with LiPo,» [En línea]. Available: <http://www.instructables.com/id/Lithium-Polymer-Etiquette/step5/Balance-Charging-Setup/>. [Último acceso: 20 Junio 2016].
- [67] AltaDevices, «Anylight Mobile Power Technology,» [En línea]. Available: <http://www.altadevices.com/wp->

- content/uploads/2015/11/2015_11_23_corp_brochure.pdf. [Último acceso: 16 Abril 2016].
- [68] «3DR,» 3D Robotics, [En línea]. Available: <https://store.3dr.com/products/3dr-pixhawk>. [Último acceso: 28 Mayo 2016].
- [69] 3. Robotics, «3DR,» [En línea]. Available: <https://store.3dr.com/products/3dr-gps-ublox-with-compass>. [Último acceso: 28 Mayo 2016].
- [70] Ardupilot, «UBlox GPS + Compass Module,» Enero 2019. [En línea]. Available: <http://ardupilot.org/copter/docs/common-installing-3dr-ublox-gps-compass-module.html>. [Último acceso: Setiembre 2019].
- [71] H. King, «HKPilot 32 Digital Air Speed Sensor And Pitot Tube Set,» [En línea]. Available: http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/__62752__HKPilot_32_Digital_Air_Speed_Sensor_And_Pitot_Tube_Set.html. [Último acceso: 30 Mayo 2016].
- [72] Hobby King, «Turnigy Aerodrive SK3 - 3542-800kv Brushless Outrunner Motor,» [En línea]. Available: http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/uh_viewItem.asp?idproduct=18164. [Último acceso: 29 Mayo 2016].
- [73] H. King, «TURNIGY Plush 60amp Speed Controller w/BEC,» [En línea]. Available: http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/__2166__TURNIGY_Plush_60amp_Speed_Controller_w_BEC.html. [Último acceso: 29 Mayo 2016].
- [74] Tower Pro, «SG92R,» [En línea]. Available: <http://www.towerpro.com.tw/?product=sg92r-7>. [Último acceso: 18 Junio 2016].
- [75] Texas Instruments, «BQ24650,» [En línea]. Available: <http://www.ti.com/product/BQ24650>. [Último acceso: 02 Junio 2016].
- [76] J.-S. Lee, H.-B. Park, G.-Y. Jung y K.-H. Yu, «Design of Virtual Flight System for Evaluation of Solar Powered UAV,» Jeonbuk, Korea, 2013.
- [77] Electronic Products, «BQ24650 is a High-Efficiency Synchronous Switch-Mode Charger Controller Solar Battery Charger,» Julio 2015. [En línea]. Available: https://www.electronicproducts.com/Power_Products/Batteries_and_Fuel_Cells/BQ24650_is_a_High_Efficiency_Synchronous_Switch_Mode_Charger_Controller_Solar_Battery_Charger.aspx?terms=BQ24650. [Último acceso: Mayo 2016].
- [78] TP-Link, «CPE inalámbrico de alta potencia de 2.4GHz para exteriores,» [En línea]. Available: <http://www.tp-link.com/pe/products/details/TL-WA5210G.html>. [Último acceso: 29 Mayo 2016].
- [79] RF Design, «RDF900u,» [En línea]. Available: <http://rfdesign.com.au/products/rfd900u-modem/>. [Último acceso: 14 Junio 2016].

- [80] Digikey, «ATS-PCB1072,» [En línea]. Available: <https://www.digikey.com/product-detail/en/advanced-thermal-solutions-inc/ATS-PCB1072/ATS2114-ND/5030492>. [Último acceso: Octubre 2019].
- [81] FreeMap Tools, «Area Calculator,» [En línea]. Available: <https://www.freemaptools.com/area-calculator.htm>. [Último acceso: 22 Junio 2016].
- [82] N. Hall, «Flaps and slats,» NASA, [En línea]. Available: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/flap.html>. [Último acceso: 19 Junio 2016].
- [83] ARLIMAD, «ARLIMAD,» [En línea]. Available: <http://www.maderabalsa.com/quienes-somos.html>. [Último acceso: 29 Junio 2016].
- [84] AliExpress, «AliExpress,» [En línea]. Available: http://es.aliexpress.com/wholesale?catId=0&initiative_id=AS_20160629204621&SearchText=carbon+fiber+tube+25mm. [Último acceso: 29 Junio 2016].
- [85] Superintendencia de Banca y Seguros, «COTIZACIÓN DE OFERTA Y DEMANDA TIPO DE CAMBIO PROMEDIO PONDERADO,» 6 Diciembre 2019. [En línea]. Available: https://www.sbs.gob.pe/app/pp/SISTIP_PORTAL/Paginas/Publicacion/TipoCambioPromedio.aspx. [Último acceso: Diciembre 2019].
- [86] Nest of Dragons, «Flying Wings,» [En línea]. Available: http://www.nurflugel.com/Nurflugel/n_o_d/weird_02.htm. [Último acceso: 27 Abril 2016].
- [87] Wikipedia, «Twin-boom aircraft,» [En línea]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/Twin-boom_aircraft. [Último acceso: 27 Abril 2016].
- [88] Lockheed Martin, «Lockheed Martin,» [En línea]. Available: <http://www.lockheedmartin.com/us/products/lighter-than-air-vehicles/haa.html>. [Último acceso: 22 Marzo 2016].
- [89] A. Khan, «Popular Mechanics,» 29 Julio 2011. [En línea]. Available: <http://www.popularmechanics.com/flight/a11804/4-questions-about-lockheed-martins-airship-crash-landing/>. [Último acceso: 22 Marzo 2016].
- [90] Altavista Devices, «AltaDevices,» [En línea]. Available: <http://www.altadevices.com/wp-content/uploads/2015/11/Selecting-Solar-Technology-for-Fixed-Wing-UAVs-WP3.pdf>. [Último acceso: 22 Marzo 2016].
- [91] Boeing, «Boeing Images,» [En línea]. Available: <http://www.boeingimages.com/archive/Boeing%20SolarEagle%20Concept%20In%20Flight-2F3XC5PDEZX.html>. [Último acceso: 22 Marzo 2016].
- [92] Wikipedia, the free encyclopedia, «Steabler-Wronski Effect,» 6 Octubre 2018. [En línea]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/Staebler%E2%80%93Wronski_effect. [Último acceso: Octubre 2019].

Anexos

Anexo A: Lista de Exigencias

Tabla A-1 - Lista de exigencias. Elaboración propia.

LISTA DE EXIGENCIAS			HOJA 1 de 1
			Edición: Rev.2
PROYECTO:		AERONAVE NO TRIPULADA DE LARGA AUTONOMÍA PARA TRANSMITIR INTERNET A ZONAS RURALES	Fecha: 31/05/2016
			Revisado: E. M.
CLIENTE:		MUNICIPALIDADES, COMUNIDADES RURALES	Elaborado: Miguel Mejía
Fecha (cambios)	Deseo o Exigencia	DESCRIPCIÓN	RESPONSABLE
13/04/2016	E	FUNCION PRINCIPAL : Vuelo continuo, diurno y nocturno mientras transmite Internet a la zona de interés.	M.M
13/04/2016	E	MATERIAL: Materiales compuestos ligeros para construir la estructura alar y el fuselaje. Deben tener alta resistencia a la flexión	M.M
13/04/2016	E	DIMENSIONES: La envergadura no debe exceder los 6 metros y la masa total no debe sobrepasar los 8kg.	M.M
13/04/2016	E	FUERZA: La fuerza de empuje generada por el motor debe propulsar la aeronave para generar sustentación y vuelo horizontal eficiente.	M.M
13/04/2016	E	ENERGÍA: La energía solar debe suministrar la potencia necesaria para el funcionamiento del hardware y la recarga de baterías. Por su parte las baterías deben energizar todo el sistema durante la noche.	M.M
13/04/2016	E	SEGURIDAD: Deberá contar con un protocolo de seguridad en caso de fallas o emergencias, de manera que se reduzca la posibilidad de daños luego de la caída o colisión de un UAV.	M.M
13/04/2016	E	MANTENIMIENTO: Fácil acceso a la bahía de carga. Montaje y desmontaje sencillos, que no requieran herramientas difíciles de conseguir en zonas rurales.	M.M
13/04/2016	E	FABRICACIÓN: Diseño modular, los procesos de fabricación y acabado deben tener especial consideración en reducir el arrastre (resistencia del aire)	M.M
13/04/2016	D	TRANSPORTE: Debe poder desmontarse y guardarse en un paquete compacto que proteja los elementos sensibles durante el transporte terrestre o marítimo.	M.M
13/04/2016	E	PLAZO: La documentación completa del diseño (planos e informe) se entregará el 30 de junio a las 2:30 pm.	M.M

Anexo B: Conceptos de Solución

Concepto 2

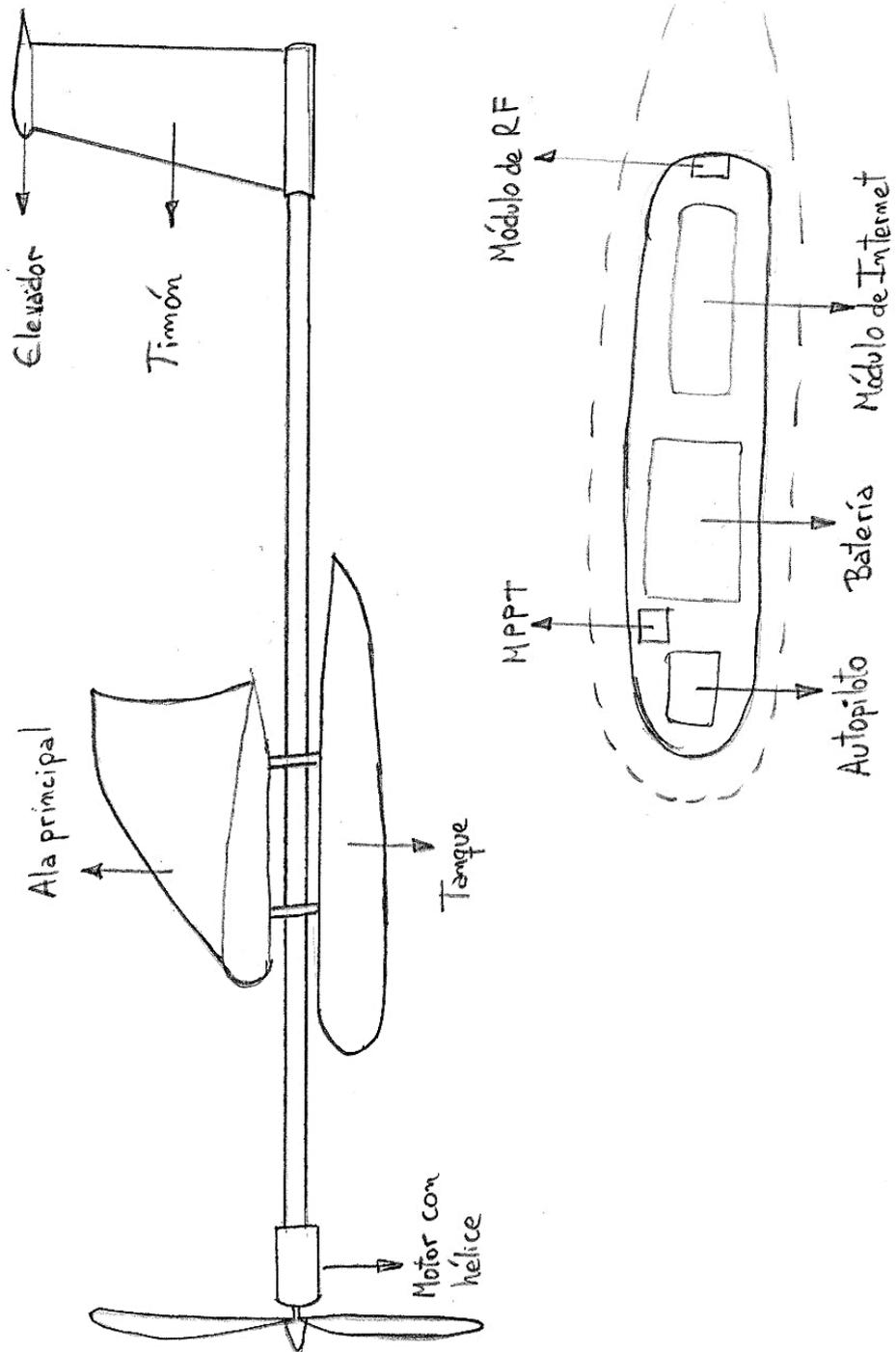


Fig. B-1 – Vista lateral y bahía de carga del concepto 2. Elaboración propia.

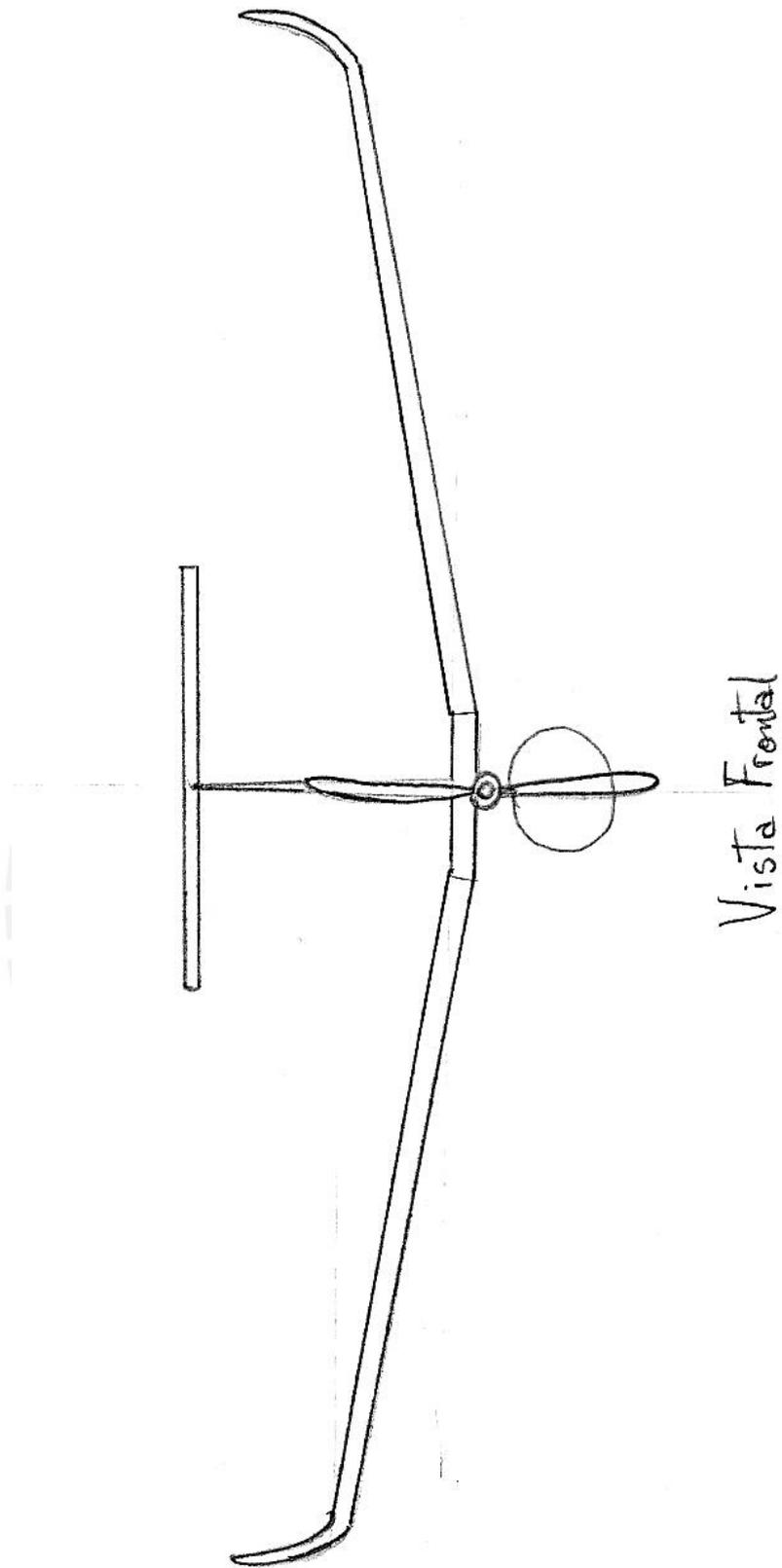


Fig. B-2 - Vista frontal del concepto 2. Elaboración propia.

Concepto 1

Presenta la configuración de “Ala volante” que se caracteriza por no tener timón de dirección y profundidad. El fuselaje central está integrado a la superficie alar. La principal ventaja que presenta, es que genera muy poco arrastre (resistencia del aire al desplazamiento debido a su viscosidad), por otro lado, un inconveniente es que un ala volante es inherentemente inestable y requiere de control electrónico preciso para mantener un desplazamiento de vuelo estable [86]. El diseño contará con alas en flecha para compensar el momento sobre el centro de gravedad y ratio de aspecto alto similar al de un planeador, permitiendo así generar más sustentación a bajas velocidades y tener mayor área para acomodar los paneles solares. El material de fabricación es polímero moldeado o impresión 3D. Presenta un fuselaje central donde se acomodan todos los elementos de procesamiento, sensores y transmisión de Internet. Las baterías pueden fijarse dentro de las alas. El motor se coloca en la parte trasera del fuselaje. Usa celdas solares de Silicio monocristalino porque la estructura continua puede resistir el mayor peso de las celdas de mono-Si. Las baterías son de Litio-Ion por su elevada densidad de energía. Tiene un motor DC con caja reductora porque es el concepto más grande y pesado, por lo tanto, necesita que la propela (hélice) entregue más torque que velocidad. Para despegar se utilizará una catapulta para obtener la aceleración y velocidad inicial necesaria para generar sustentación.

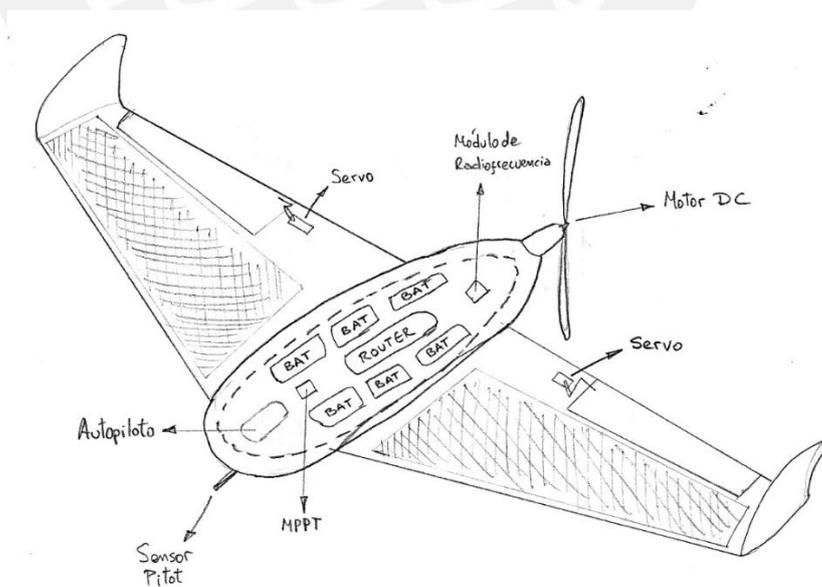


Fig. B-3 - Vista isométrica del concepto 1. Elaboración propia.

Concepto 3

Este diseño es un aeroplano bimotor de dos colas [87], presenta superficies de control en los tres ejes (alergones, elevador y timón de dirección). Se construye con tubos de fibra de carbono y planchas de fibra de vidrio. La configuración de doble cola permite facilidad de acceso al fuselaje, el cual será más compacto que el del concepto 2. Este se coloca debajo en la parte inferior de la superficie alar y permite acomodar la carga más eficientemente. El ala de gran ratio de aspecto puede ser más ligera gracias a tener más puntos de anclaje (las dos colas). La propulsión se compone de dos motores *brushless* que son más pequeños y consumen menos energía que los motores de los conceptos 1 y 2. Se considera un despegue desde una pista, por lo que este diseño requerirá un tren de aterrizaje.

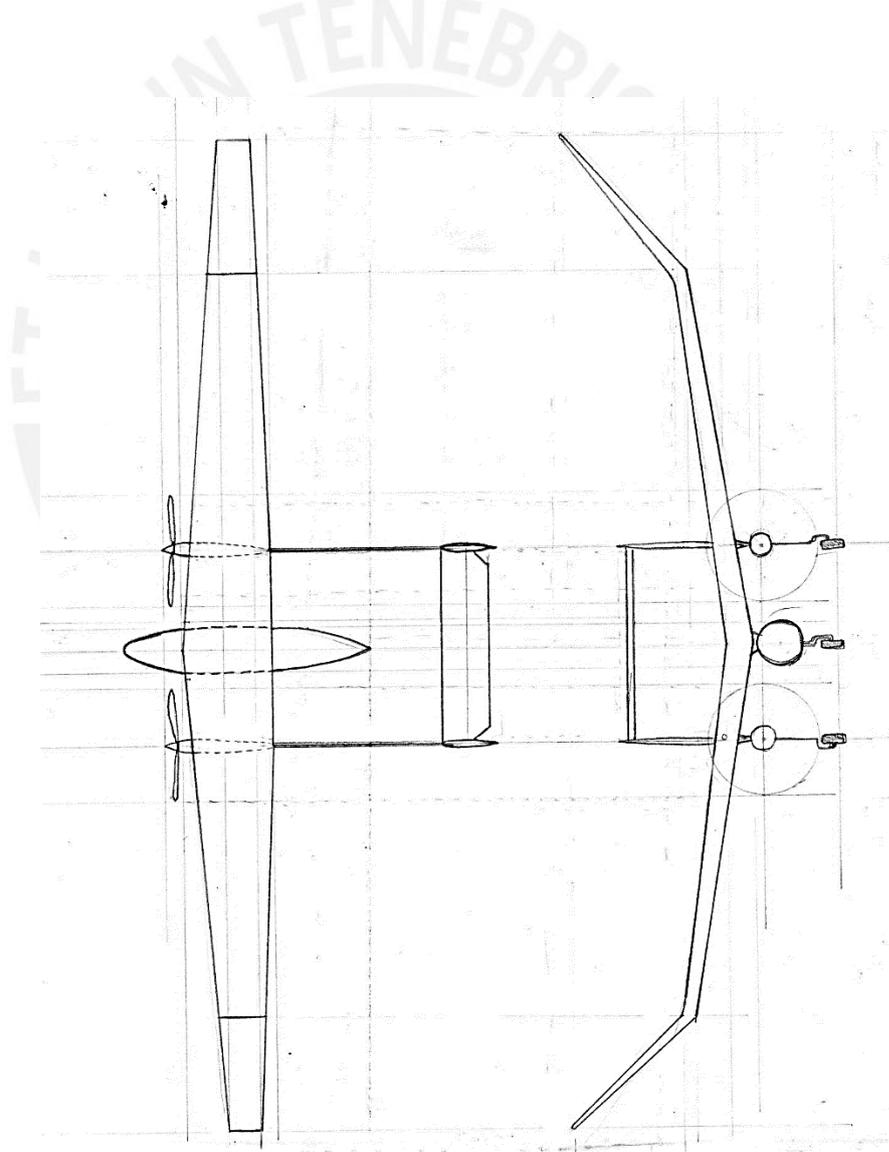


Fig. B-4 - Vistas de planta y frontal del concepto 3. Elaboración propia.

Anexo C: Análisis Técnico-Económico

Concepto 1

Análisis técnico:

El “Ala volante” cumple de buena manera con la función principal. Sin embargo, el tipo de construcción (alas moldeadas), que, si bien es cierto rápido y sencillo, genera mayor densidad del ala que en el concepto 2 o 3. Por otro lado el algoritmo de control debe ser muy complejo dada la inestabilidad característica de un ala volante, así que es apenas aceptable. El empleo de celdas de Silicio monocristalino garantiza una buena eficiencia de conversión de luz a electricidad, pero significa más peso que otras tecnologías. La fabricación sería relativamente sencilla como se explicó líneas arriba, por lo que se le asigna un valor de 3. El montaje y desmontaje son excelente porque solo se desmontan las alas del fuselaje y se obtienen 3 piezas fácilmente transportables.

Análisis económico:

Este concepto se fabrica mediante moldeo, el cual es barato, además no consume mucho tiempo; por lo tanto, es bueno (2). Los materiales son comunes y baratos (fibra de vidrio). Los componentes se importarán en su mayoría, exceptuando el motor y caja reductora. Sin embargo, el costo de la electrónica (por el control preciso que debe tener) y los paneles solares será elevado.

Concepto 3

Análisis técnico:

El avión bimotor de doble cola cumple bien con la función principal. El tamaño y peso es sería más elevado que los conceptos 1 y 2 debido a los dos motores y las dos colas, además del gran elevador de cola, pero cabe resaltar que este diseño puede llevar más carga útil que los anteriores conceptos. El algoritmo de control no sería complicado, aunque un detalle importante es que necesita sincronizar los dos motores. Emplea paneles solares de CIGS que son flexibles y poseen alta eficiencia. La fabricación se basa en la misma técnica para construir el concepto 2, pero se deben tener otras consideraciones debido a las dos colas y a los dos puntos de apoyo de cada ala. El montaje sería complicado porque se tienen muchas piezas.

Análisis económico:

El diseño bimotor presenta un reto para la manufactura así que se le coloca una calificación de “suficiente”. Los materiales son de alta resistencia y calidad (fibra de carbono) pero también son más caros. La disponibilidad también es la misma. El costo de dos motores y paneles solares de CIGS sería elevado.



Anexo D: Diagramas de fuerzas y momento del larguero principal

Diagrama de fuerza cortante

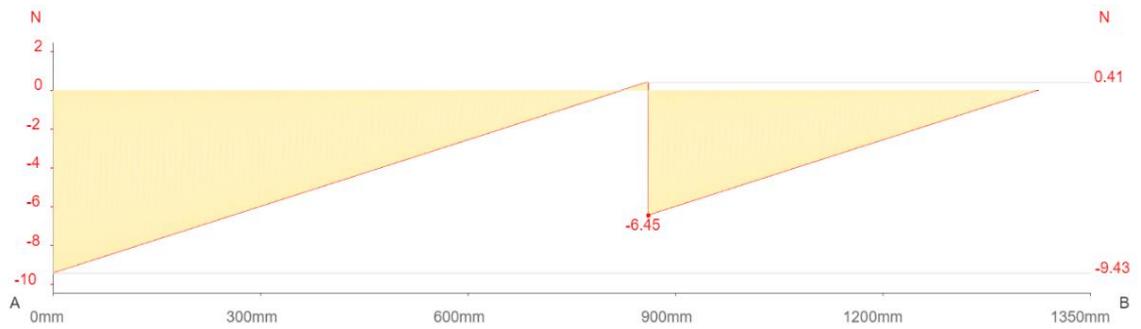


Fig. D-1 - Diagrama de fuerza cortante. Elaboración propia.

Diagrama de momento flector



Fig. D-2 - Diagrama de momento flector. Elaboración propia.

Diagrama de momento de torsión



Fig. D-3 - Diagrama de momento de torsión. Elaboración propia.

Anexo E: Programa de estimación de masa

Programa principal

```
% File Main.m
%=====
%=== Global Design of Sky-Sailor Airplane
%=== - Plot Example for Unmanned Aerial Vehicle -
%=== A. Noth, ASL, ETHZ, 2008
%===
%=== This code tries different combinations of wingspan and aspect
ratio and then evaluates the feasibility or not of the solution. It
uses the technological & mission parameters from Initparameters. The
results are plotted on graph where one can also see the mass
distribution.
%=== SCENARIO: Solar Unmanned Aerial Vehicle for 24h Flight
%=====
=

clc; clear; clf;
cmap      = colormap(summer(100));
j         = 0;

Parametros_iniciales;          % Iniciación de parámetros
T_night   = 24*3600-T_day;     % Duración de la noche

for AR = [8,9,10,11,12,13,14,16,18,20]
% Analiza para diferentes AR
    j = j + 1;
    col = cmap (floor(((100-20)-0)/(20-8)*(AR-8))+1,:);

    %=====
    %====Cálculo=====
    %=====

    i = 0;
    b_max = 15;
    b_step = 0.1;

    for b=b_step:b_step:b_max
        % Analiza para diferentes envergaduras
        Evalua_solucion;
            i          = i+1;
            m(i)       = Sol_m;
            P_level(i) = Sol_P_level;
            m_af(i)    = Sol_m_af;
            P_elec_tot(i) = Sol_P_elec_tot;
            m_bat(i)   = Sol_m_bat;
            A_sc(i)    = Sol_A_sc;
            m_sc(i)    = Sol_m_sc;
            m_mppt(i)  = Sol_m_mppt;
            P_sc(i)    = Sol_P_sc;
            m_prop(i)  = Sol_m_prop;
            v(i)       = Sol_v;
            D(i)       = Sol_D;
            A(i)       = Sol_A;
        end

    %=====
    %====Gráficos=====
    %=====
```

```

width = 2;
b=b_step:b_step:b_max;

figure(1); set(gcf,'Position',[1056 204 560 420]);
hold on;
    plot(b,m,'Color',col,'LineWidth', width);
% Gráfica masa vs AR y b
    [m_min.m(j),index]=min(m);
    m_min.b(j)=b(index);
    grid on;
    xlabel('Envergadura [m]');
    ylabel('Masa total de la aeronave [Kg]');

figure(2); set(gcf,'Position',[487 704 800 420]);
subplot(2,2,1); hold on;
    plot(b,v,'Color',col,'LineWidth',width);
% Gráfica velocidad vs AR y b
    [v_min.v(j),index]=min(v);
    v_min.b(j)=b(index);
    grid on;
    ylabel('Velocidad [m/s]');

subplot(2,2,3); hold on;
    plot(b,P_level,'Color',col,'LineWidth', width);
% Gráfica potencia en propela vs AR y b
    grid on;
    ylabel('Potencia en propela [W]');
    xlabel('Envergadura [m]');

subplot(2,2,2); hold on;
    plot(b,A,'Color',col,'LineWidth',width);

% Gráfica de área alar según AR y b
    grid on
    ylabel('Área del ala [m^2]')

subplot(2,2,4); hold on;
    plot(b,A_sc./A*100,'Color',col,'LineWidth',width);
% Gráfica de área de paneles solares según AR y b
    [ratio_area_min.ratio_area(j),index]=min(A_sc./(b.^2/AR)*100);
    ratio_area_min.b(j)=b(index);
    grid on;
    xlabel('Envergadura [m]');
    ylabel('Ratio de área de paneles solares [%]');

if (AR==16) % Gráfica de distribución de masa (para un AR dado)
    figure(3); set(gcf, 'Position',[487 204 560 420]);
    area(b,[m./m*m_pld;m./m*m_av;m_af;m_bat;m_sc;m_mppt;m_prop]);
    legend('Carga
    útil','Aviónica','Estructura','Baterías','Paneles solares',...
    'MPPT','Propulsión','Location','NorthWest');
    xlabel('Envergadura [m]');
    ylabel('Masa [Kg]');
    grid on;
    colormap(autumn);
end

end

figure(1);
    plot(m_min.b,m_min.m,'xk','MarkerSize',4);

```

```

legend('8','9','10','11','12','13','14','16','18','20','Location','NorthWest');

figure(2);
    subplot(2,2,1);
        plot(v_min.b,v_min.v,'xk','MarkerSize',4);
    subplot(2,2,4);

plot(ratio_area_min.b,ratio_area_min.ratio_area,'xk','MarkerSize',4);

legend('8','9','10','11','12','13','14','16','18','20','Location','NorthWest');

```

Subprograma “Parámetros Iniciales”

```

%===
%=== - Initialization of Parameters -
%=== A. Noth, 2008
%===
%=== This code initialize parameters for the design program of Sky-
%=== Sailor(or other solar airplane in general). Please read "Design of
%=== Solar Powered Airplanes for Continuous Flight" for more information
%=== aboutthe calculations and for equations reference.
%=====

g = 9.81;      % Aceleración de la gravedad[m/s^2]
alt = 4000;    % Altitud inicial [m]
alt_array = [0, 1000, 2000, 4000, 6000, 10000, 15000, 20000, 25000,
30000]; % Vector de altitudes
rho_array = [1.224, 1.11, 1.006, 0.819, 0.659, 0.413, 0.192, 0.087,
0.039, 0.017]; % Vector de densidades
rho = spline(alt_array, rho_array, alt);
% Densidad del aire a la altura especificada

%=====Condiciones de irradiancia=====
I_max = 1500; % Máxima irradiancia [W/m^2]
T_day = 12*3600;
% Duración del día [s] (o sea cuántos segundos de luz solar)
n_wthr = 0.95; % Factor de margen (cielo nublado = 1)

%=====Aerodinámica=====
C_L = 0.832; % Coeficiente de sustentación del perfil
C_D_afl = 0.011; % Coeficiente de arrastre del perfil
C_D_par = 0.0065; % Coeficiente de arrastre del Fuselaje
e = 0.9; % Constante depende de la forma del ala

%=====Estructura del ala y
%=====fuselaje=====
k_af = 0.44/9.81; % Constante [~Kg/m3]
x1 = 3.1; % Exponente de escala para b
x2 = -0.25; % Exponente de escala para AR

%=====Propulsión=====
=
n_ctrl = 0.95; % Eficiencia del controlador de motor
n_mot = 0.90; % Eficiencia del motor
n_grb = 1; % Eficiencia de caja reductora
n_plr = 0.85; % Eficiencia de la propela
k_prop = 0.005; % Ratio masa/potencia de la propulsión

```

```

%=====Batería y convertidor de
potencia=====
n_chrg = 1;          % Eficiencia de carga
n_dchrg = 1;        % Eficiencia de descarga
n_bec = 0.90;        % Eficiencia del convertidor (Reductor de 5V)
k_bat = 275*3600;    % Densidad energética de batería LiPo (J/kg o
Wh/Kg)

%=====Celdas
solares=====
k_sc = 0.184;        % Densidad de masa de las celdas solares [Kg/m^2]
k_enc = 0.237;        % Densidad de masa del encapsulado [Kg/m^2]
k_mppt = 1/2368;     % Ratio masa/potencia del MPPT [Kg/W]
n_sc = 0.288;        % Eficiencia de celdas solares
n_cbr = 0.95;        % Eficiencia de la curvatura del perfil alar
n_mppt = 0.93;       % Eficiencia del MPPT

%=====Aviónica y
carga=====
m_av = 0.163;        % Masa del controlador y electrónica [Kg]
m_pld = 1;           % Masa de la carga [Kg]
p_av = 0.25;         % Potencia requerida por el controlador [W]
p_pld = 12;          % Potencia requerida por la carga [W]

```

Subprograma “Evalúa solución”

```

%=====
=
%=== Global Design of Sky-Sailor Airplane
%=== - Evaluation of the solution -
%=== A. Noth, 2008
%===
%=== This code evaluates, based on given parameters, the feasibility
of a certain configuration of solar airplane. In one sentence, the
main problem is to balance weight/lift and obtained/required power.
Please read "Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight"
for more information about the calculations and for equations
reference.
%=====
=

C_D_ind      = C_L^2/(e*pi*AR);          % Coef. de arrastre inducido
C_D          = C_D_afl + C_D_ind + C_D_par;% Coef. de arrastre total

a0 = C_D/(C_L^1.5)*sqrt(2*AR*(g^3)/rho); % Ec 3.5
a1 = 1/(n_ctrl*n_mot*n_grb*n_plr);      % Ec 3.6
a2 = 1/(n_bec)*(p_av+p_pld);            % Ec 3.6
a3 = m_av + m_pld;                      % Ec 3.10
a4 = k_af*AR^x2;                        % Ec 3.25
a5 = k_sc + k_enc;                      % Ec 3.27
a6 = k_mppt*I_max*n_sc*n_cbr*n_mppt;    % Ec 3.28
a7 = T_night/(n_dchrg*k_bat);           % Ec 3.30
a8 = k_prop;                             % Ec 3.32
a9 = pi/(2*n_sc*n_cbr*n_mppt*n_wthr)*... % Ec 3.26
    (1+T_night/(T_day*n_chrg*n_dchrg))*1/I_max;
a10 = a0*a1*(a7+a8+a9*(a5+a6));          % Ec 3.34
a11 = a2*(a7+a9*(a5+a6))+a3;             % Ec 3.34
a12 = a10*1/b;                          % Ec 3.35
a13 = a11+a4*b^x1;                      % Ec 3.35

z = roots([a12 -1 0 a13]);              % Ecuación para hallar masa
Sol_m = MinimumPositive(z)^2;           % En caso haya dos soluciones

```

```

if (isnan(Sol_m)==0) % Se computa si hay soluciones
    Sol_P_level = a0*Sol_m^1.5/b; % Ec 3.5 potencia de vuelo
nivel
    Sol_m_af = a4*b^x1; % Ec. 3.25 Masa de la
estructura
    Sol_P_elec_tot = a1*Sol_P_level+a2;
% Ec. 3.6 Potencia eléctrica requerida
    Sol_m_bat = a7*Sol_P_elec_tot; % Ec. 3.30 Masa de batería
    Sol_A_sc = a9*Sol_P_elec_tot; % Ec 3.26 Área de paneles
solares
    Sol_m_sc = a5*Sol_A_sc; % Ec 3.27 Masa de paneles
solares
    Sol_m_mppt = a6*Sol_A_sc; % Ec 3.28 Masa de MPPT
    Sol_P_sc = a6*Sol_A_sc/k_mppt;
% Ec 3.28 Max potencia de los paneles
    Sol_m_prop = a8*a1*Sol_P_level; % Ec 3.32 Masa de la propulsión
    Sol_v = sqrt(2*Sol_m*g/(C_L*rho*b*b/AR));
% Ec 3.3 Velocidad de vuelo nivel
    Sol_D = Sol_m*g/C_L*C_D; % Ec 3.1-2 Arrastre total
    Sol_A = b^2/AR; % Área total del ala
end

if ((isnan(Sol_m)==1) || (Sol_A_sc > b*b/AR))
% Si no hay solución, devuelve valores no numéricos
    Sol_P_level = NaN;
    Sol_m_af = NaN;
    Sol_P_elec_tot = NaN;
    Sol_m_bat = NaN;
    Sol_A_sc = NaN;
    Sol_m_sc = NaN;
    Sol_m_mppt = NaN;
    Sol_P_sc = NaN;
    Sol_m_prop = NaN;
    Sol_v = NaN;
    Sol_D = NaN;
    Sol_A = NaN;
end

```

Anexo F: Puntos superiores e inferiores del perfil Clark Y

X	Y
0.0000000	0.0000000
0.0005000	0.0023390
0.0010000	0.0037271
0.0020000	0.0058025
0.0040000	0.0089238
0.0080000	0.0137350
0.0120000	0.0178581
0.0200000	0.0253735
0.0300000	0.0330215
0.0400000	0.0391283
0.0500000	0.0442753
0.0600000	0.0487571
0.0800000	0.0564308
0.1000000	0.0629981
0.1200000	0.0686204
0.1400000	0.0734360
0.1600000	0.0775707
0.1800000	0.0810687
0.2000000	0.0839202
0.2200000	0.0861433
0.2400000	0.0878308
0.2600000	0.0890840
0.2800000	0.0900016
0.3000000	0.0906804
0.3200000	0.0911857
0.3400000	0.0915079
0.3600000	0.0916266
0.3800000	0.0915212
0.4000000	0.0911712
0.4200000	0.0905657
0.4400000	0.0897175
0.4600000	0.0886427
0.4800000	0.0873572
0.5000000	0.0858772
0.5200000	0.0842145
0.5400000	0.0823712
0.5600000	0.0803480
0.5800000	0.0781451
0.6000000	0.0757633
0.6200000	0.0732055
0.6400000	0.0704822
0.6600000	0.0676046
0.6800000	0.0645843
0.7000000	0.0614329
0.7200000	0.0581599
0.7400000	0.0547675
0.7600000	0.0512565
0.7800000	0.0476281
0.8000000	0.0438836
0.8200000	0.0400245
0.8400000	0.0360536
0.8600000	0.0319740
0.8800000	0.0277891
0.9000000	0.0235025
0.9200000	0.0191156
0.9400000	0.0146239
0.9600000	0.0100232
0.9700000	0.0076868
0.9800000	0.0053335
0.9900000	0.0029690
1.0000000	0.0005993

X	Y
0.0000000	0.0000000
0.0005000	-0.0046700
0.0010000	-0.0059418
0.0020000	-0.0078113
0.0040000	-0.0105126
0.0080000	-0.0142862
0.0120000	-0.0169733
0.0200000	-0.0202723
0.0300000	-0.0226056
0.0400000	-0.0245211
0.0500000	-0.0260452
0.0600000	-0.0271277
0.0800000	-0.0284595
0.1000000	-0.0293786
0.1200000	-0.0299633
0.1400000	-0.0302404
0.1600000	-0.0302546
0.1800000	-0.0300490
0.2000000	-0.0296656
0.2200000	-0.0291445
0.2400000	-0.0285181
0.2600000	-0.0278164
0.2800000	-0.0270696
0.3000000	-0.0263079
0.3200000	-0.0255565
0.3400000	-0.0248176
0.3600000	-0.0240870
0.3800000	-0.0233606
0.4000000	-0.0226341
0.4200000	-0.0219042
0.4400000	-0.0211708
0.4600000	-0.0204353
0.4800000	-0.0196986
0.5000000	-0.0189619
0.5200000	-0.0182262
0.5400000	-0.0174914
0.5600000	-0.0167572
0.5800000	-0.0160232
0.6000000	-0.0152893
0.6200000	-0.0145551
0.6400000	-0.0138207
0.6600000	-0.0130862
0.6800000	-0.0123515
0.7000000	-0.0116169
0.7200000	-0.0108823
0.7400000	-0.0101478
0.7600000	-0.0094133
0.7800000	-0.0086788
0.8000000	-0.0079443
0.8200000	-0.0072098
0.8400000	-0.0064753
0.8600000	-0.0057408
0.8800000	-0.0050063
0.9000000	-0.0042718
0.9200000	-0.0035373
0.9400000	-0.0028028
0.9600000	-0.0020683
0.9700000	-0.0017011
0.9800000	-0.0013339
0.9900000	-0.0009666
1.0000000	-0.0005993

Anexo G: Datasheet MPPT bq24650

Description

The bq24650 charges the battery in three phases: pre-conditioning, constant current, and constant voltage. Charge is terminated when the current reaches 1/10 of the fast charge rate. The pre-charge timer is fixed at 30 minutes. The bq24650 automatically restarts the charge cycle if the battery voltage falls below an internal threshold and enters a low quiescent current sleep mode when the input voltage falls below the battery voltage.

The bq24650 supports a battery from 2.1 V to 26 V with VFB set to a 2.1-V feedback reference. The charge current is programmed by selecting an appropriate sense resistor.

The bq24650 is available in a 16 -pin, 3.5 mm

x 3.5
mm² thin
QFN
package.

6 Pin Configuration and Functions

NO.	PIN		TYPE	DESCRIPTION
	NAME			
1	VCC		P	IC power positive supply. Place a 1- μ F ceramic capacitor from VCC to GND and place it as close as possible to IC. Place a 10- Ω resistor from input side to VCC pin to filter the noise.
2	MPPSET		I	Input voltage set point. Use a voltage divider from input source to GND to set voltage on MPPSET to 1.2 V. To disable charge, pull MPPSET below 75 mV.
3	STAT1		O	Open-drain charge status output to indicate various charger operation. Connect to the cathode of LED with 10 k Ω to the pullup rail. LOW or LED light up indicates charge in progress. Otherwise stays HI or LED stays off. When any fault condition occurs, both STAT1 and STAT2 are HI, or both LEDs are off.
4	TS		I	Temperature qualification voltage input. Connect to a negative temperature coefficient thermistor. Program the hot and cold temperature window with a resistor divider from VREF to TS to GND. A 103AT-2 thermistor is recommended.
5	STAT2		O	Open-drain charge status output to indicate various charger operation. Connect to the cathode of LED with 10 k Ω to the pullup rail. LOW or LED light up indicates charge is complete. Otherwise, stays HI or LED stays off. When any fault condition occurs, both STAT1 and STAT2 are HI, or both LEDs are off.
6	VREF		P	3.3-V reference voltage output. Place a 1- μ F ceramic capacitor from VREF to GND pin close to the IC. This voltage could be used for programming voltage on TS and the pullup rail of STAT1 and STAT2.
7	TERM_EN		I	Charge termination enable. Pull TERM_EN to GND to disable charge termination. Pull TERM_EN to VREF to allow charge termination. TERM_EN must be terminated and cannot be left floating.
8	VFB		I	Charge voltage analog feedback adjustment. Connect the output of a resistor divider powered from the battery terminals to this node to adjust the output battery voltage regulation.

Pin Functions (continued)

NO.	PIN		DESCRIPTION
	NAME	TYPE	
9	SRN	I	Charge current sense resistor, negative input. A 0.1- μ F ceramic capacitor is placed from SRN to SRP to provide differential-mode filtering. An optional 0.1- μ F ceramic capacitor is placed from SRN to GND for common-mode filtering.
10	SRP	P/I	Charge current sense resistor, positive input. A 0.1- μ F ceramic capacitor is placed from SRN to SRP to provide differential-mode filtering. A 0.1- μ F ceramic capacitor is placed from SRP to GND for common-mode filtering.
11	GND	P	Power ground. Ground connection for high-current power converter node. On PCB layout, connect directly to source of low-side power MOSFET, to ground connection of input and output capacitors of the charger. Only connect to GND through the thermal pad underneath the IC.
12	REGN	P	PWM low-side driver positive 6-V supply output. Connect a 1- μ F ceramic capacitor from REGN to GND, close to the IC. Use to drive low-side driver and high-side driver bootstrap Schottky diode from REGN to BTST.
13	LODRV	O	PWM low-side driver output. Connect to the gate of the low-side N-channel power MOSFET with a short trace.
14	PH	P	Switching node, charge current output inductor connection. Connect the 0.1- μ F bootstrap capacitor from PH to BTST.
15	HIDRV	O	PWM high-side driver output. Connect to the gate of the high-side N-channel power MOSFET with a short trace.
16	BTST	P	PWM high-side driver positive supply. Connect the 0.1- μ F bootstrap capacitor from PH to BTST.
—	Thermal Pad	—	Exposed pad beneath the IC. The thermal pad must always be soldered to the board and have the vias on the thermal pad plane star-connecting to GND and ground plane for high-current power converter. It also serves as a thermal pad to dissipate heat.

7 Specifications

7.1 Absolute Maximum Ratings

over operating free-air temperature range (unless otherwise noted)⁽¹⁾⁽²⁾⁽³⁾

		MIN	MAX	UNIT
Voltage (with respect to GND)	VCC, STAT1, STAT2, SRP, SRN	-0.3	33	V
	PH	-2	36	
	VFB	-0.3	16	
	REGN, LODRV, TS, MPPSET, TERM_EN	-0.3	7	
	BTST, HIDRV with respect to GND	-0.3	39	
	VREF	-0.3	3.6	
Maximum difference voltage	SRP-SRN	-0.5	0.5	V
Junction temperature, T _J		-40	155	°C
Storage temperature, T _{stg}		-55	155	°C

(1) Stresses beyond those listed under *Absolute Maximum Ratings* may cause permanent damage to the device. These are stress ratings only, and functional operation of the device at these or any other conditions beyond those indicated under *Recommended Operating Conditions* is not implied. Exposure to absolute-maximum-rated conditions for extended periods may affect device reliability.

(2) All voltages are with respect to GND if not specified. Currents are positive into, negative out of the specified terminal. Consult Packaging Section of the data book for thermal limitations and considerations of packages.

(3) Must have a series resistor between battery pack to VFB if battery pack voltage is expected to be greater than 16 V. Usually the resistor divider top resistor takes care of this.

7.2 ESD Ratings

		VALUE	UNIT
V _(ESD)	Electrostatic discharge	Human-body model (HBM), per ANSI/ESDA/JEDEC JS-001 ⁽¹⁾	V
		Charged-device model (CDM), per JEDEC specification JESD22-C101 ⁽²⁾	

(1) JEDEC document JEP155 states that 500-V HBM allows safe manufacturing with a standard ESD control process. (2) JEDEC document JEP157 states that 250-V CDM allows safe manufacturing with a standard ESD control process.

7.3 Recommended Operating Conditions

		MIN	MAX	UNIT
Voltage range (with respect to GND)	VCC, STAT1, STAT2, SRP, SRN	-0.3	28	V
	PH	-2	30	
	VFB	-0.3	14	
	REGN, LODRV, TS, MPPSET, TERM_EN	-0.3	6.5	
	BTST, HIDRV with respect to GND	-0.3	34	
	VREF		3.3	
Maximum difference voltage	SRP-SRN	-0.2	0.2	V
Junction temperature, T _J		-40	125	°C

7.4 Thermal Information

THERMAL METRIC ⁽¹⁾		bq24650 RVA (VQFN)	UNIT
		16 PINS	
R _{θJA}	Junction-to-ambient thermal resistance ⁽²⁾	43.8	°C/W
R _{θJC(top)}	Junction-to-case (top) thermal resistance	81	°C/W
R _{θJB}	Junction-to-board thermal resistance	16	°C/W
ψ _{JT}	Junction-to-top characterization parameter ⁽³⁾	0.6	°C/W
ψ _{JB}	Junction-to-board characterization parameter ⁽⁴⁾	15.77	°C/W
R _{θJC(bot)}	Junction-to-case (bottom) thermal resistance	4	°C/W

- (1) For more information about traditional and new thermal metrics, see the *Semiconductor and IC Package Thermal Metrics* application report, [SPRA953](#).
- (2) The junction-to-ambient thermal resistance under natural convection is obtained in a simulation on a JEDEC-standard, high-K board, as specified in JESD51-7, in an environment described in JESD51-2a
- (3) The junction-to-top characterization parameter, ψ_{JT}, estimates the junction temperature of a device in a real system and is extracted from the simulation data for obtaining R_{θJA}, using a procedure described in JESD51-2a (sections 6 and 7).
- (4) The junction-to-board characterization parameter, ψ_{JB}, estimates the junction temperature of a device in a real system and is extracted from the simulation data for obtaining R_{θJA}, using a procedure described in JESD51-2a (sections 6 and 7).

7.5 Electrical Characteristics

5 V ≤ V_{VCC} ≤ 28 V, -40°C < T_J + 125°C, typical values are at T_A = 25°C, with respect to GND (unless otherwise noted)

PARAMETER		TEST CONDITIONS	MIN	TYP	MAX	UNIT	
OPERATING CONDITIONS							
V _{VCC_OP}	VCC input voltage operating range		5		28	V	
QUIESCENT CURRENTS							
I _{BAT}	Total battery discharge current (sum of currents into VCC, BTST, PH, SRP, SRN, VFB), VFB ≤ 2.1V	VCC < VBAT, VCC > V _{UVLO} (SLEEP)			15	μA	
	Battery discharge current (sum of currents into BTST, PH, SRP, SRN, VFB), VFB ≤ 2.1V	VCC > VBAT, VCC > V _{UVLO} , CE = LOW			5	μA	
		VCC > VBAT, VCC > V _{VCCLOWV} , CE = HIGH, Charge done			5	μA	
I _{AC}	into VCC pin) Adapter supply current (sum of current	VCC > VBAT, VCC > V _{UVLO} , CE = LOW		0.7	1	mA	
		VCC > VBAT, VCC > V _{VCCLOWV} , CE = HIGH, charge done			2	3	mA
		VCC > VBAT, VCC > V _{VCCLOWV}					
		CE = HIGH, Charging, Qg _{total} = 10 nC			25		mA
CHARGE VOLTAGE REGULATION							
V _{REG}	Feedback regulation voltage			2.1		V	
		T _J = 0°C to 85°C	-0.5%		0.5%		
I _{VFB}	Charge voltage regulation accuracy	T _J = -40°C to 125°C	-0.7%		0.7%		
	Leakage current into VFB pin	VFB = 2.1 V			100	nA	

Electrical Characteristics (continued)

5 V ≤ V_{VCC} ≤ 28 V, -40°C < T_J + 125°C, typical values are at T_A = 25°C, with respect to GND (unless otherwise noted)

PARAMETER		TEST CONDITIONS	MIN	TYP	MAX	UNIT
CURRENT REGULATION – FAST CHARGE						
V _{I_{REG}_CHG}	SRP-SRN current sense voltage range	V _{I_{REG}_CHG} = V _{SRP} – V _{SRN}		40		mV
	Charge current regulation accuracy	V _{I_{REG}_CHG} = 40 mV	-3%		3%	
CURRENT REGULATION – PRE-CHARGE						
V _{PRECHG}	Precharge current sense voltage range	V _{I_{REG}_PRCHG} = V _{SRP} – V _{SRN}		4		mV
	Precharge current regulation accuracy	V _{I_{REG}_PRECH} = 4 mV	-25%		25%	
CHARGE TERMINATION						
V _{TERMCHG}	Termination current sense voltage range	V _{ITERM} = V _{SRP} – V _{SRN}		4		mV
	Termination current accuracy	V _{ITERM} = 4 mV	-25%		25%	
t _{QUAL}	Deglitch time for termination (both edges)			100		ms
	Termination qualification time	V _{BAT} > V _{RECH} and I _{CHG} < I _{TERM}		250		ms
I _{CHAI}	Termination qualification current	Discharge current once termination is detected		2		mA
INPUT VOLTAGE REGULATION						
V _{MPPSET}	MPPSET regulation voltage			1.2		V
	Input voltage regulation accuracy		-0.6%		0.6%	
I _{MPPSET}	Leakage current into MPPSET pin	V _{MPPSET} = 7 V, T _A = 0 – 85°C			1	μA
V _{MPPSET_CD}	MPPSET shorted to disable charge				75	mV
V _{MPPSET_CE}	MPPSET released to enable charge		175			mV
INPUT UNDERVOLTAGE LOCKOUT COMPARATOR (UVLO)						
V _{UVLO}	AC undervoltage rising threshold	Measure on VCC	3.65	3.85	4	V
V _{UVLO_HYS}	AC undervoltage hysteresis, falling			350		mV
VCC LOWV COMPARATOR						
V _{VCC_LOWV_fall}	Falling threshold, disable charge	Measure on VCC		4.1		V
V _{VCC_LOWV_rise}	Rising threshold, resume charge			4.35		V
SLEEP COMPARATOR (REVERSE DISCHARGING PROTECTION)						
V _{SLEEP_FALL}	SLEEP falling threshold	V _{VCC} – V _{SRN} to enter SLEEP	40	100	150	mV
V _{SLEEP_HYS}	SLEEP hysteresis			500		mV
	SLEEP rising shutdown deglitch	VCC falling below SRN		100		ms
	SLEEP falling powerup deglitch	VCC rising above SRN, Delay to exit		30		ms
BAT LOWV COMPARATOR						
V _{LOWV}	Precharge to fast charge transition (LOWV threshold)	Measure on VFB pin	1.54	1.55	1.56	V
V _{LOWV_HYS}	LOWV hysteresis			100		mV
	LOWV rising deglitch	VFB falling below V _{LOWV}		25		ms
	LOWV falling deglitch	VFB rising above V _{LOWV} + V _{LOWV_HYS}		25		ms
RECHARGE COMPARATOR						
V _{RECHG}	Recharge threshold (with respect to V _{REG})	Measure on VFB pin	35	50	65	mV
	Recharge rising deglitch	VFB decreasing below V _{RECHG}		10		ms
	Recharge falling deglitch	VFB increasing above V _{RECHG}		10		ms
BAT OVERVOLTAGE COMPARATOR						
V _{OV_RISE}	Overvoltage rising threshold	As percentage of V _{FB}		104%		
V _{OV_FALL}	Overvoltage falling threshold	As percentage of V _{FB}		102%		

Electrical Characteristics (continued)

5 V ≤ V_{VCC} ≤ 28 V, -40°C < T_J + 125°C, typical values are at T_A = 25°C, with respect to GND (unless otherwise noted)

PARAMETER		TEST CONDITIONS	MIN	TYP	MAX	UNIT
INPUT OVERVOLTAGE COMPARATOR (ACOV)						
V _{ACOV}	AC overvoltage rising threshold on VCC		31	32	33	V
V _{ACOV_HYS}	AC overvoltage falling hysteresis			1		V
	AC overvoltage deglitch (both edges)	Delay to changing the STAT pins		1		ms
	AC overvoltage rising deglitch	Delay to disable charge		1		ms
	AC overvoltage falling deglitch	Delay to resume charge		20		ms
THERMAL SHUTDOWN COMPARATOR						
T _{SHUT}	Thermal shutdown rising temperature	Temperature increasing		145		°C
T _{SHUT_HYS}	Thermal shutdown hysteresis			15		°C
	Thermal shutdown rising deglitch	Temperature increasing		100		µs
	Thermal shutdown falling deglitch	Temperature decreasing		10		ms
THERMISTOR COMPARATOR						
V _{LTF}	Cold temperature rising threshold		72.5%	73.5%	74.5%	
V _{LTF_HYS}	Rising hysteresis		0.2%	0.4%	0.6%	
V _{HTF}	Hot temperature rising threshold		46.7%	47.5%	48.3%	
V _{TCO}	Cut-off temperature rising threshold	As percentage to V _{VREF}	44.3%	45%	45.7%	
	Deglitch time for temperature out of range detection	V _{TS} < V _{LTF} , or V _{TS} < V _{TCO} , or V _{TS} < V _{LTF} - V _{LTF_HYS}		400		ms
	Deglitch time for temperature in valid range detection	V _{TS} > V _{LTF} - V _{LTF_HYS} or V _{TS} > V _{TCO} , or V _{TS} > V _{TCO} - V _{TCO_HYS}		20		ms
CHARGE OVERCURRENT COMPARATOR (CYCLE-BY-CYCLE)						
V _{OC}	Charge overcurrent rising threshold	Current rising, in synchronous mode measure (V _{SRP} - V _{SRN})		80		mV
CHARGE UNDERCURRENT COMPARATOR (CYCLE-BY-CYCLE)						
V _{ISYNSET}	Charge undercurrent falling threshold	Switch from CCM to DCM, V _{SRP} > 2.2V	1	5	9	mV
BATTERY-SHORTED COMPARATOR (BATSHORT)						
V _{BATSHOT}	BAT short falling threshold, forced non-synchronous mode	V _{SRP} falling		2		V
V _{BATSHOT_HYS}	BAT short rising hysteresis			200		mV
t _{BATSHOT_DEG}	Deglitch on both edges			1		µs
LOW CHARGE CURRENT COMPARATOR						
V _{LC}	Low charge current falling threshold	Measure V _(SRP-SRN)		1.25		mV
V _{LC_HYS}	Low charge current rising hysteresis			1.25		mV
t _{LC_DEG}	Deglitch on both edges			1		µs
VREF REGULATOR						
V _{VREF_REG}	VREF regulator voltage	V _{VCC} > V _{UVLO} , 0 – 35 mA load	3.267	3.3	3.333	V
I _{VREF_LIM}	VREF current limit	V _{VREF} = 0 V, V _{VCC} > V _{UVLO}	35			mA

Electrical Characteristics (continued)

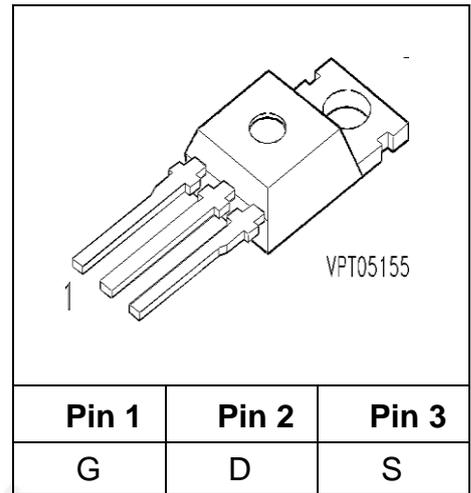
5 V ≤ V_{VCC} ≤ 28 V, −40°C < T_J + 125°C, typical values are at T_A = 25°C, with respect to GND (unless otherwise noted)

PARAMETER		TEST CONDITIONS	MIN	TYP	MAX	UNIT
REGN REGULATOR						
V _{REGN_REG}	REGN regulator voltage	V _{VCC} > 10 V, MPPSET > 175 mV	5.7	6.0	6.3	V
I _{REGN_LIM}	REGN current limit	V _{REGN} = 0 V, V _{VCC} > V _{UVLO} , MPPSET < 175 mV	40			mA
BATTERY DETECTION						
t _{WAKE}	Wake timer	Max time charge is enabled		500		ms
I _{WAKE}	Wake current	R _{SENSE} = 10 mΩ	50	125	200	mA
t _{DISCHARGE}	Discharge timer	Max time discharge current is applied		1		sec
I _{DISCHARGE}	Discharge current			6		mA
I _{FAULT}	Fault current after a timeout fault			2		mA
I _{QUAL}	Termination qualification current			2		mA
t _{QUAL}	Termination qualification time			250		ms
V _{WAKE}	Wake threshold (with respect to V _{BFC})	Voltage on VFB to detect battery absent during wake		50		mV
V _{DISCH}	Discharge threshold	Voltage on VFB to detect battery absent during discharge		1.55		V
PWM HIGH-SIDE DRIVER (HIDRV)						
R _{DS_HI_ON}	High-side driver (HSD) turnon resistance	V _{BTST} – V _{PH} = 5.5 V		3.3	6	Ω
R _{DS_HI_OFF}	High-side driver turnoff resistance			1	1.4	Ω
V _{BTST_REFRESH}	Bootstrap refresh comparator	V _{BTST} – V _{PH} when low side refresh pulse	4.0	4.2		V
PWM LOW-SIDE DRIVER (LODRV)						
R _{DS_LO_ON}	Low-side driver (LSD) turn-on resistance			4.1	7	Ω
R _{DS_LO_OFF}	Low-side driver turn-off resistance			1	1.4	Ω
PWM DRIVERS TIMING						
	Driver dead-time	Dead time when switching between LSD		30		ns
PWM OSCILLATOR						
V _{RAMP_HEIGHT}	PWM ramp height	As percentage of VCC		7%		
	PWM switching frequency		510	600	690	kHz
INTERNAL SOFT START (8 STEPS TO REGULATION CURRENT ICHG)						
	Soft-start steps			8		step
	Soft-start step time			1.6		ms
CHARGER SECTION POWER-UP SEQUENCING						
	Charge-enable delay after power-up	Delay from MPPSET > 175 mV to charger is allowed to turn on		1.5		s
LOGIC IO PIN CHARACTERISTICS (STAT1, STAT2, TERM_EN)						
V _{OUT_LOW}	STAT1, STAT2 output low saturation	Sink current = 5 mA			0.5	V
I _{OUT_HI}	Leakage current	V = 32 V			1.2	μA
V _{IN_LOW}	TERM_EN input low threshold voltage				0.4	V
V _{IN_HI}	TERM_EN input high threshold					V
I _{IN_BIAS}	TERM_EN bias current	V _{TERM_EN} = 0.5 V	1.6		60	μA

Anexo H: Datasheet MOSFET Siemens

SIPMOS® Power Transistor

- N channel
- Enhancement mode
- Avalanche-rated



Type	V _{DS}	I _D	R _{DS(on)}	Package	Ordering Code
BUZ 10	50 V	23 A	0.07	TO-220 AB	C67078-S1300-A2

Parameter	Symbol	Values	Unit
Continuous drain current T _C = 26 °C	I _D	23	A
Pulsed drain current T _C = 25 °C	I _{Dpuls}	92	
Avalanche current, limited by T _{jmax}	I _{AR}	23	
Avalanche energy, periodic limited by T _{jmax}	E _{AR}	1.3	mJ
Avalanche energy, single pulse I _D = 23 A, V _{DD} = 25 V, R _{GS} = 25 L = 15.1 μH, T _j = 25 °C	E _{AS}	8	
Gate source voltage	V _{GS}	20	V
Power dissipation T _C = 25 °C	P _{tot}	75	W
Operating temperature	T _j	-55 ... + 150	°C
Storage temperature	T _{stg}	-55 ... + 150	
Thermal resistance, chip case	R _{thJC}	1.67	K/W
Thermal resistance, chip to ambient	R _{thJA}	75	
DIN humidity category, DIN 40 040		E	
IEC climatic category, DIN IEC 68-1		55 / 150 / 56	

Maximum Ratings

Electrical Characteristics, at $T_j = 25^\circ\text{C}$, unless otherwise specified

Parameter	Symbol	Values			Unit
		min.	typ.	max.	

Static Characteristics

Drain- source breakdown voltage $V_{GS} = 0\text{ V}, I_D = 0.25\text{ mA}, T_j = 25^\circ\text{C}$	$V_{(BR)DSS}$	50	-	-	V
Gate threshold voltage $V_{GS}=V_{DS}, I_D = 1\text{ mA}$	$V_{GS(th)}$	2.1	3	4	
Zero gate voltage drain current $V_{DS} = 50\text{ V}, V_{GS} = 0\text{ V}, T_j = 25^\circ\text{C}$ $V_{DS} = 50\text{ V}, V_{GS} = 0\text{ V}, T_j = 125^\circ\text{C}$	I_{DSS}	- -	0.1 10	1 100	μA
Gate-source leakage current $V_{GS} = 20\text{ V}, V_{DS} = 0\text{ V}$	I_{GSS}	-	10	100	nA
Drain-Source on-resistance $V_{GS} = 10\text{ V}, I_D = 14\text{ A}$	$R_{DS(on)}$	-	0.05	0.07	

Electrical Characteristics, at $T_j = 25^\circ\text{C}$, unless otherwise specified

Parameter	Symbol	Values			Unit
		min.	typ.	max.	

Dynamic Characteristics

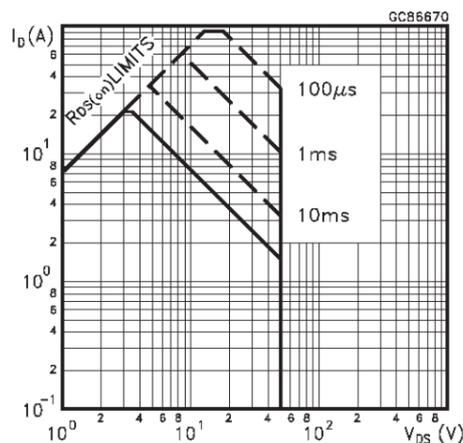
Transconductance $V_{DS} = 2 \cdot I_D \cdot R_{DS(on)max}, I_D = 14\text{ A}$	g_{fs}	7	13	-	S
Input capacitance $V_{GS} = 0\text{ V}, V_{DS} = 25\text{ V}, f = 1\text{ MHz}$	C_{iss}	-	650	820	μF
Output capacitance $V_{GS} = 0\text{ V}, V_{DS} = 25\text{ V}, f = 1\text{ MHz}$	C_{oss}	-	300	450	
Reverse transfer capacitance $V_{GS} = 0\text{ V}, V_{DS} = 25\text{ V}, f = 1\text{ MHz}$	C_{rss}	-	110	170	
Turn-on delay time $V_{DD} = 30\text{ V}, V_{GS} = 10\text{ V}, I_D = 3\text{ A}$ $R_{GS} = 50$	$t_{d(on)}$	-	20	35	ns
Rise time	t_r				

$V_{DD} = 30\text{ V}, V_{GS} = 10\text{ V}, I_D = 3\text{ A}$ $R_{GS} = 50$		-	40	65
Turn-off delay time $V_{DD} = 30\text{ V}, V_{GS} = 10\text{ V}, I_D = 3\text{ A}$ $R_{GS} = 50$	$t_{d(off)}$	-	80	110
Fall time $V_{DD} = 30\text{ V}, V_{GS} = 10\text{ V}, I_D = 3\text{ A}$ $R_{GS} = 50$	t_f	-	60	75

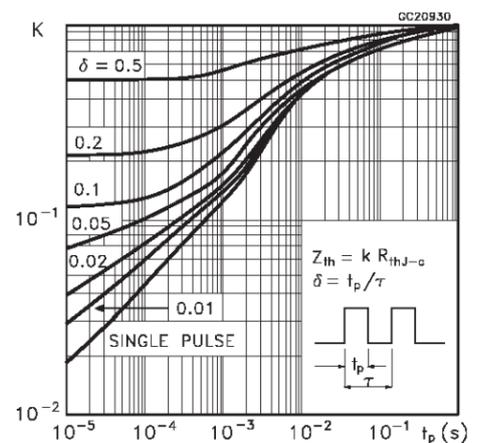
Electrical Characteristics, at $T_j = 25^\circ\text{C}$, unless otherwise specified

Parameter	Symbol	Values			Unit
		min.	typ.	max.	
Reverse Diode					
Inverse diode continuous forward current $T_C = 25^\circ\text{C}$	I_S	-	-	23	A
Inverse diode direct current, pulsed $T_C = 25^\circ\text{C}$	I_{SM}	-	-	92	
Inverse diode forward voltage $V_{GS} = 0\text{ V}, I_F = 46\text{ A}$	V_{SD}	-	1.5	1.9	V
Reverse recovery time $V_R = 30\text{ V}, I_F = I_S, di_F/dt = 100\text{ A}/\mu\text{s}$	t_{rr}	-	60	-	ns
Reverse recovery charge $V_R = 30\text{ V}, I_F = I_S, di_F/dt = 100\text{ A}/\mu\text{s}$	Q_{rr}	-	0.1	-	μC

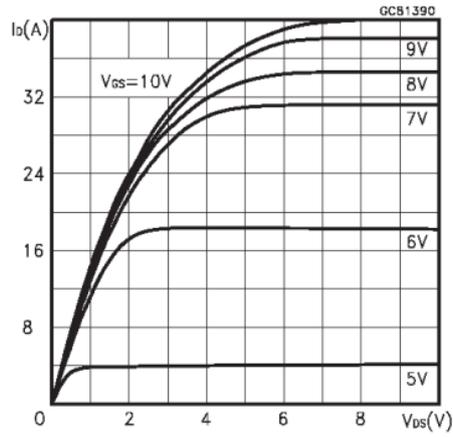
Safe Operating Area



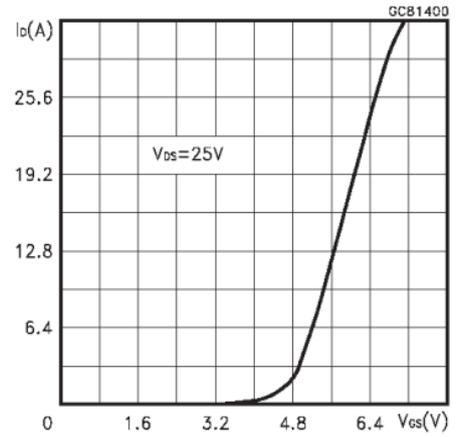
Thermal Impedance



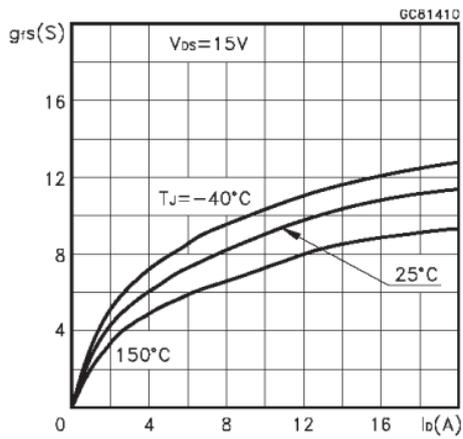
Output Characteristics



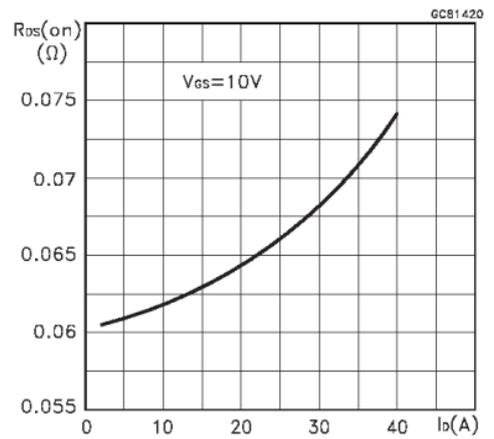
Transfer Characteristics



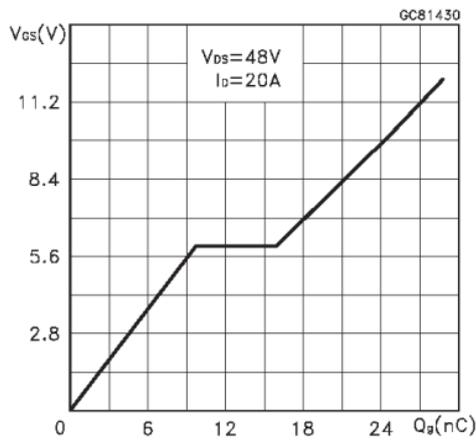
Transconductance



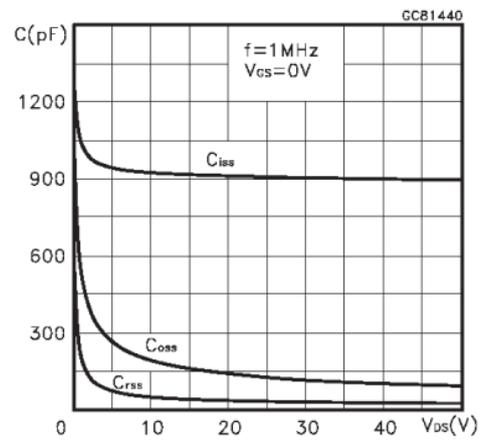
Static Drain-source On Resistance



Gate Charge vs Gate-source Voltage



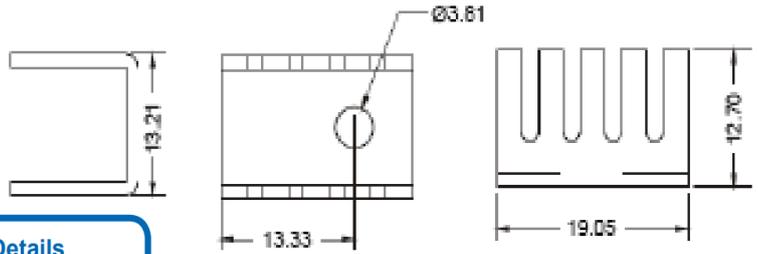
Capacitance Variations



Anexo I: Datasheet Disipador ATS-PCB

Tabla I-1 - Características del disipador ATS-PCB1072 [80].

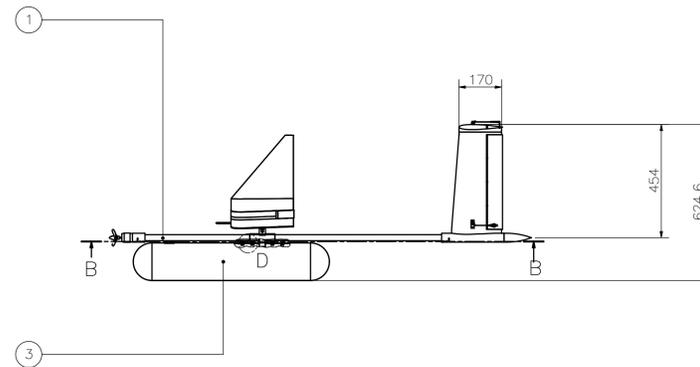
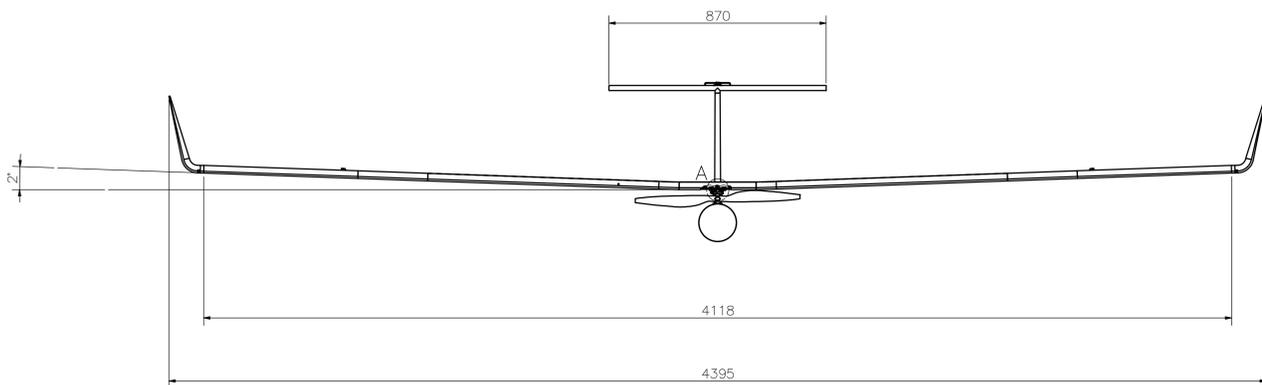
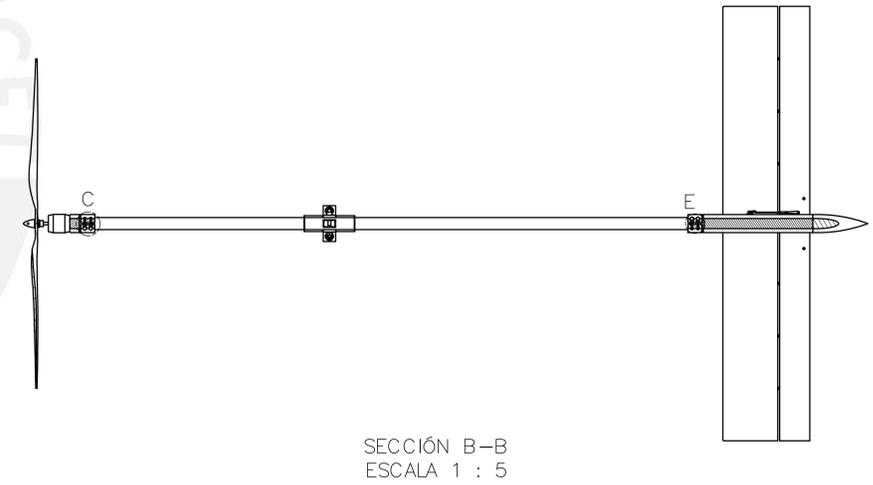
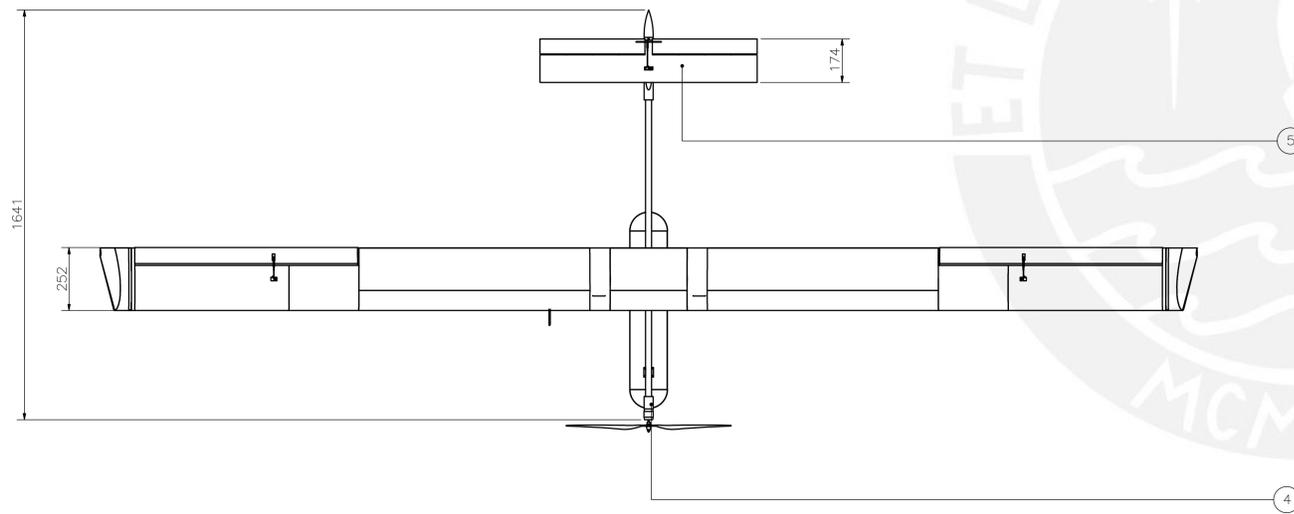
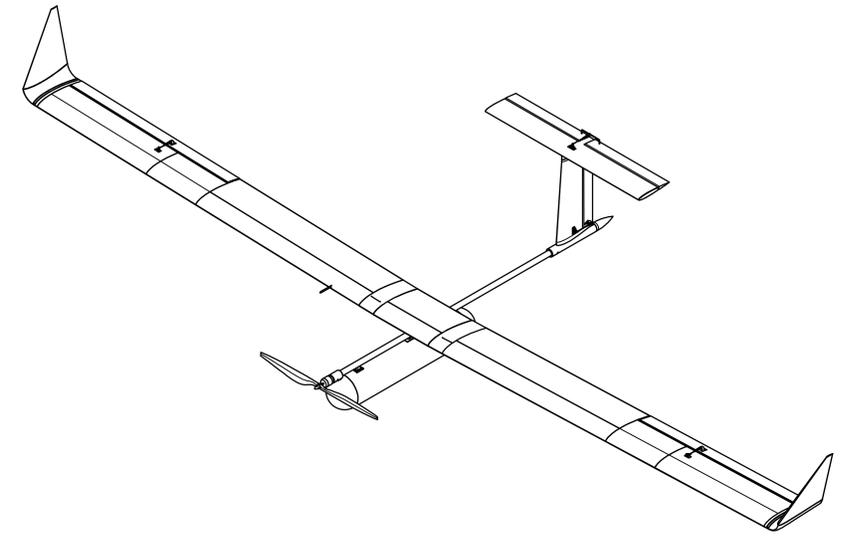
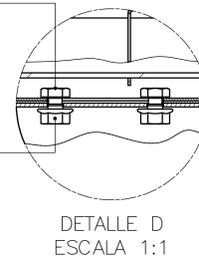
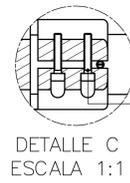
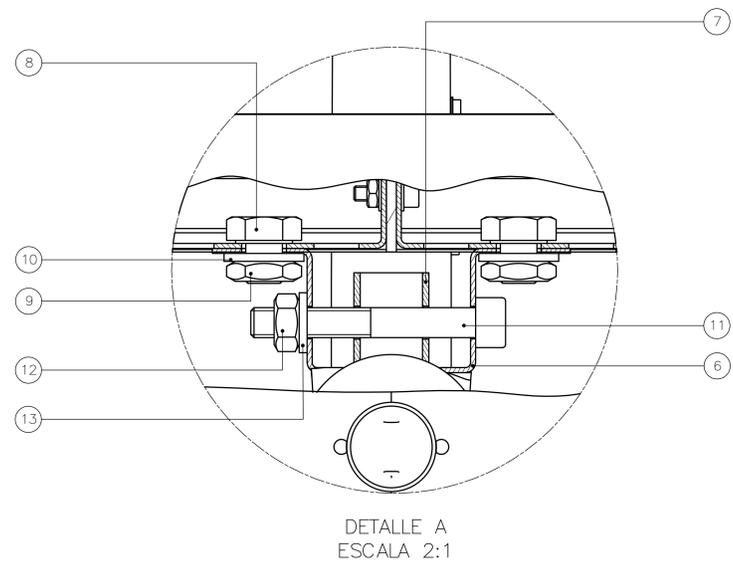
ATS-PCB1072



Product Details

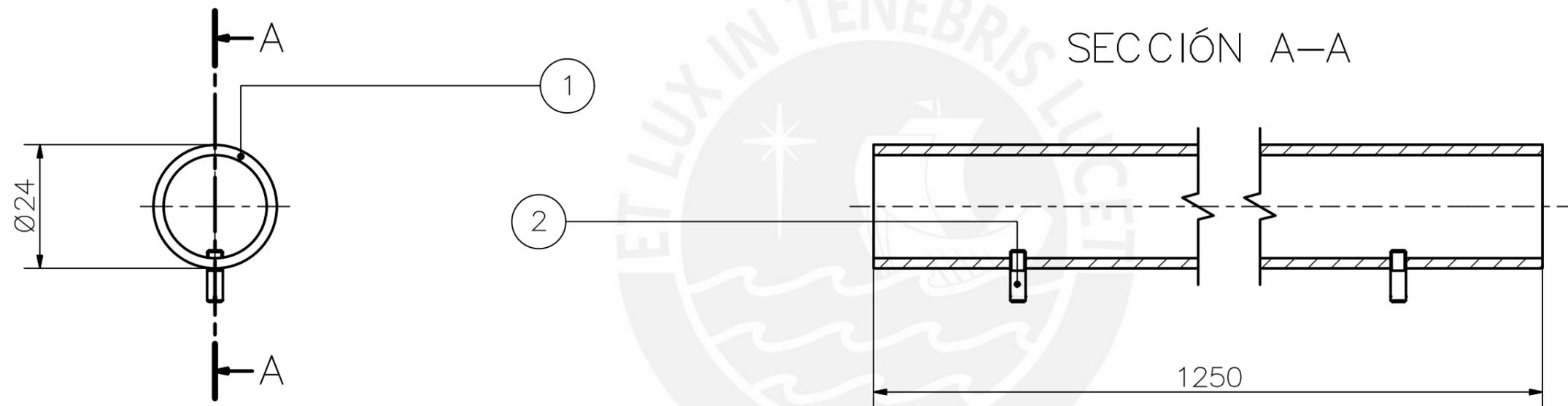
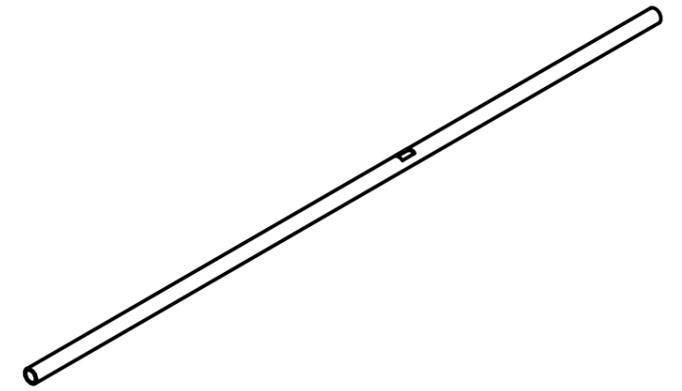
Length (mm)	Width (mm)	Height (mm)	Tim	Material	Finish	Packaged Cooled	Thermal Resistance (Natural Convection)	R @ 200 LFM	R @ 400 LFM	R @ 600 LFM	R @ 800 LFM
19.1	13.2	12.7	No TIM	Aluminum	Blk Anodized	TO-220	24.4	9.5	7.0	6.3	6.0





POS	CANT	DESCRIPCIÓN	NORMA	MATERIAL	OBSERVACIONES
17	4	TORNILLO SOCKET M3 x 16	DIN 912	8.8	
16	4	TUERCA HEXAGONAL M6	DIN EN 1661	8	
15	4	TORNILLO HEXAGONAL M6 x 10	DIN 933	8.8	
13	1	ARANDELA PLANA A 6.4	DIN 125	SL	
12	1	TUERCA HEXAGONAL M6	DIN 934	8	
11	1	TORNILLO SOCKET M6 x 45	DIN 912	8.8	
10	2	ARANDELA PLANA A 8.4	DIN 125	SL	
9	2	TUERCA HEXAGONAL M8	DIN 439	8	
8	2	TORNILLO HEXAGONAL M8 x 8	DIN 933	8.8	
7	1	SOPORTE TANQUE-FUSELAJE		ASTM A36	VER LÁMINA 8
6	1	SOPORTE ALA-FUSELAJE		ASTM A36	VER LÁMINA 7
5	1	SUBENSAMBLE COLA			VER LÁMINA 6
4	1	SUBENSAMBLE TANQUE PROPULSOR			VER LÁMINA 5
3	1	SUBENSAMBLE TANQUE MODULAR			VER LÁMINA 4
2	1	SUBENSAMBLE ALA COMPLETA			VER LÁMINA 3
1	1	SUBENSAMBLE FUSELAJE			VER LÁMINA 2

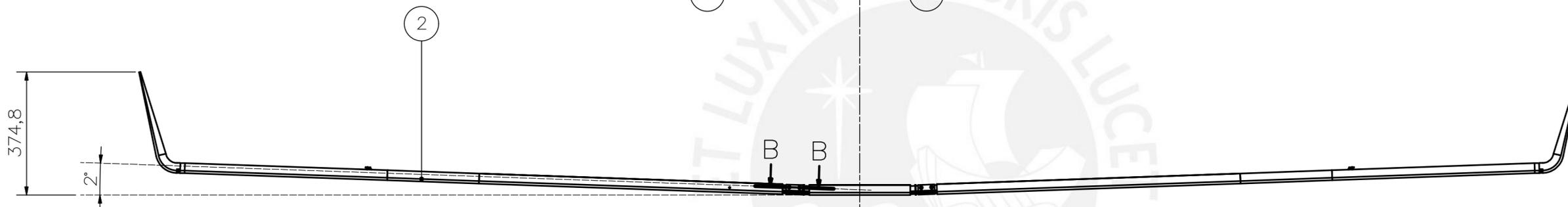
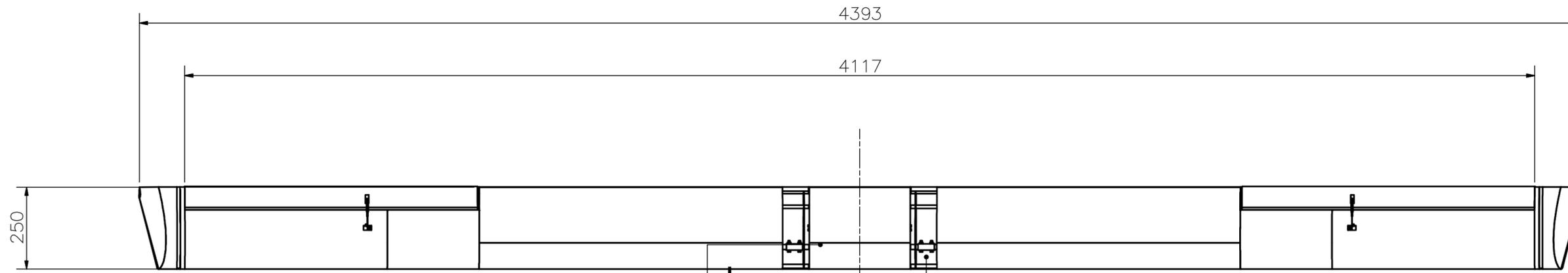
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ			
CIENCIAS E INGENIERÍA - ING. MECATRÓNICA			
METODO DE PROYECCIÓN	MTRZBO - TOM1	ESCALA	
		1:10	
H10M1	UAV DE LARGA AUTONOMIA	FECHA: 2016.06.22	
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRIG
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30
			LÁMINA: L1 - A0



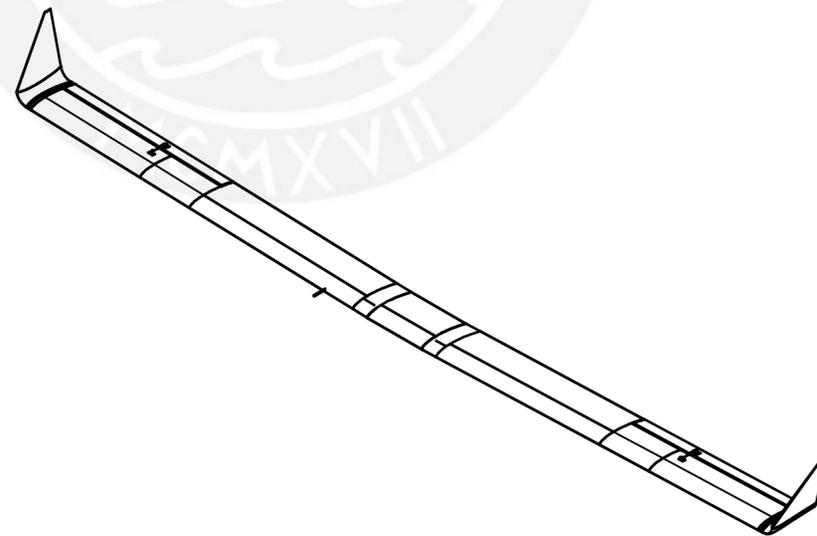
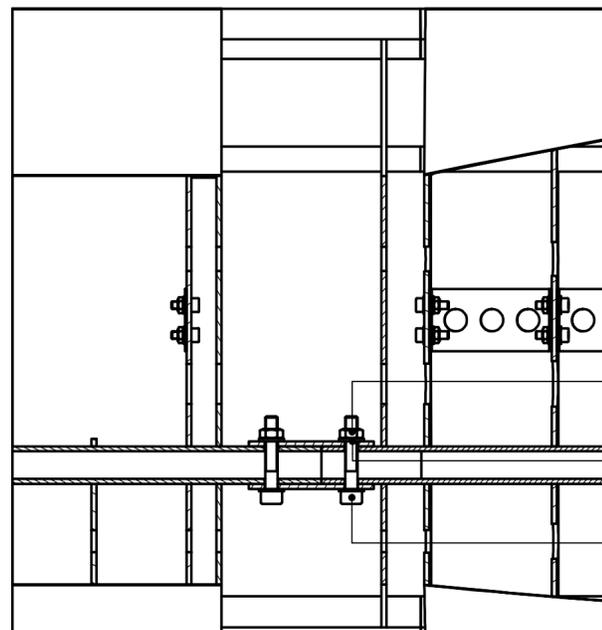
2	2	PRISIONERO M3 x 10	DIN 427	8.8	
1	1	CUERPO DE FUSELAJE		K-49	VER LÁMINA 11
POS.	CANT.	DESCRIPCIÓN	NORMA	MATERIAL	OBSERVACIONES

PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA

MÉTODO DE PROYECCIÓN	MTR280 – 10M1			ESCALA
	SUBENSAMBLE FUSELAJE			1:1
H10M1	UAV DE LARGA AUTONOMÍA			FECHA: 2016.06.30
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID	LÁMINA: L2-A3
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30	



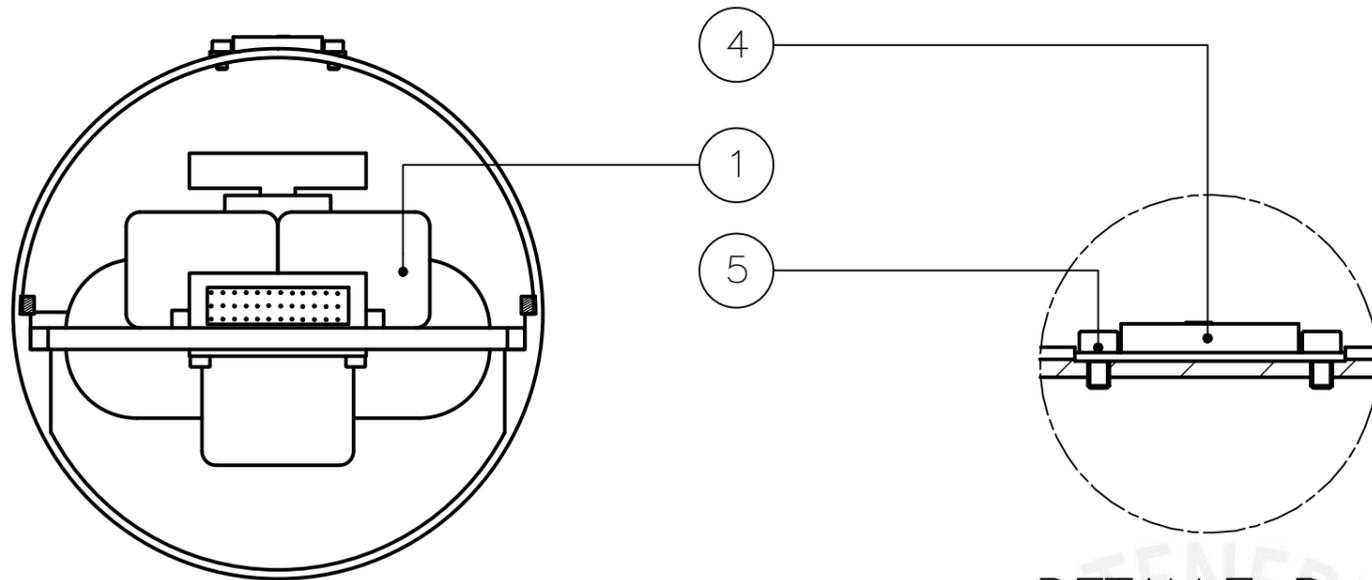
SECCIÓN B-B
ESCALA 1:2



POS.	CANT.	DESCRIPCIÓN	NORMA	MATERIAL	OBSERVACIONES
7	16	ARANDELA PLANA A 5.3	DIN 125	St.	
6	8	TUERCA HEXAGONAL M5	DIN 934	8	
5	8	TORNILLO SOCKET M5 x 30	DIN 912	8.8	
4	2	ESLABÓN DE UNIÓN		AA 6061	VER LÁMINA 23
3	1	SUBENSAMBLE ALA IZQUIERDA			VER LÁMINA 14
2	1	SUBENSAMBLE ALA DERECHA			VER LÁMINA 13
1	1	SUBENSAMBLE ALA CENTRAL			VER LÁMINA 12

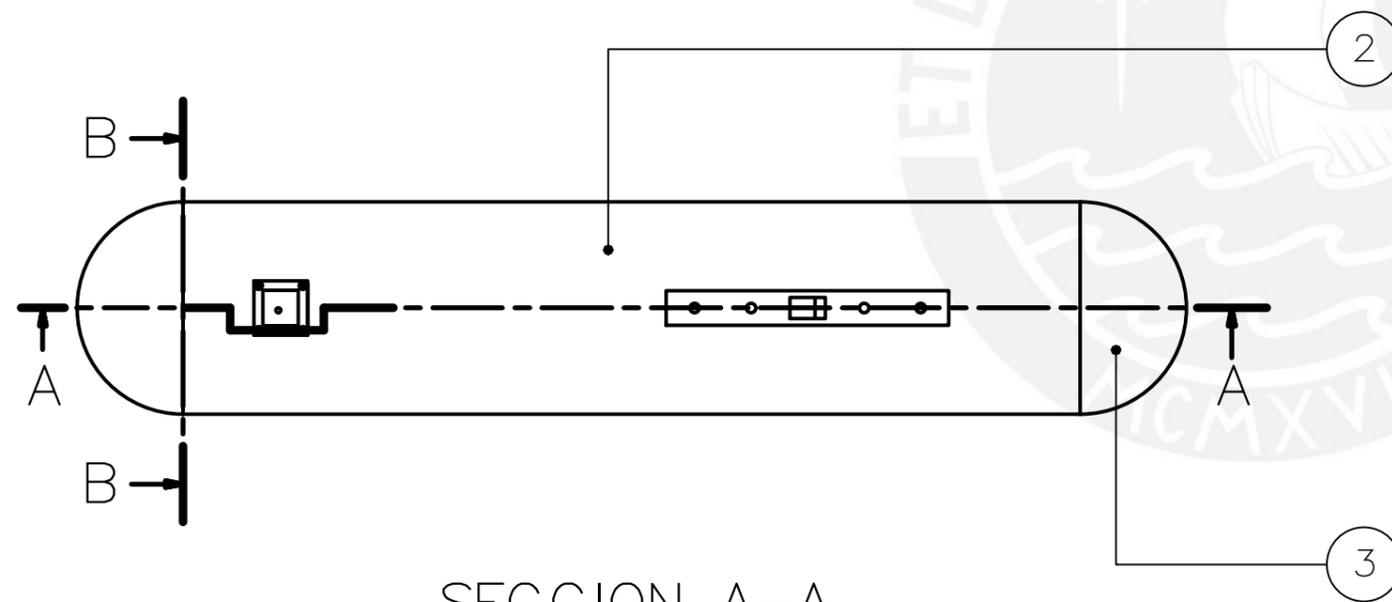
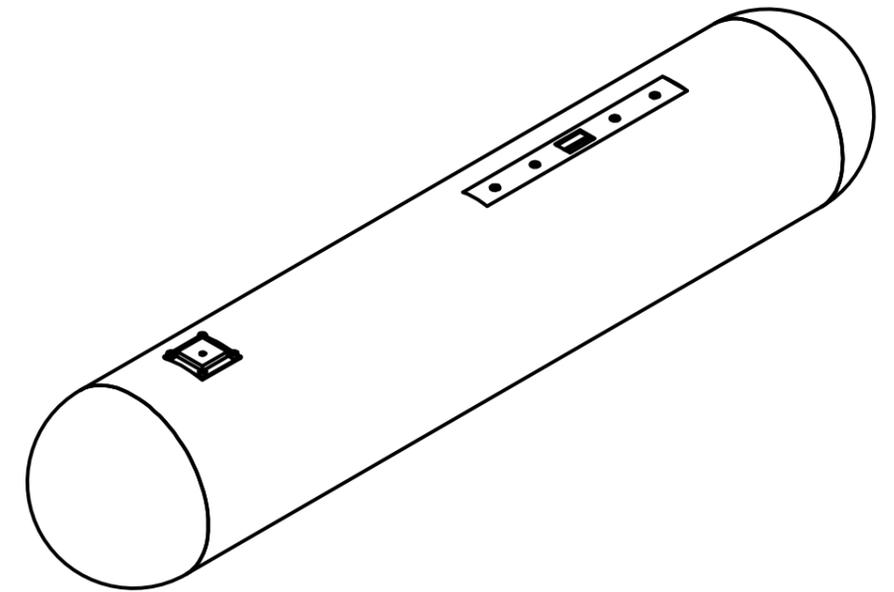
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
CIENCIAS E INGENIERÍA - ING. MECATRÓNICA

MÉTODO DE PROYECCIÓN	MTR280 - 10M1		ESCALA
	SUBENSAMBLE ALA COMPLETA		1:10
H10M1	UAV DE LARGA AUTONOMÍA		FECHA: 2016.06.30
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30
			LÁMINA: L3-A2

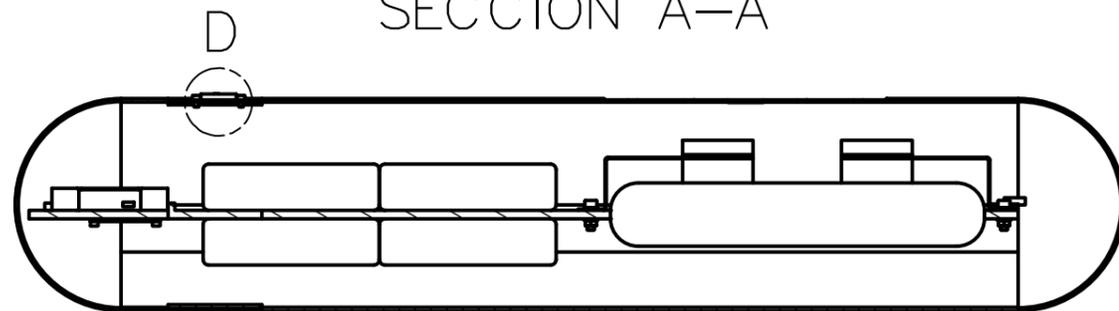


SECCIÓN B-B
ESCALA 1:2

DETALLE D
ESCALA 1:1



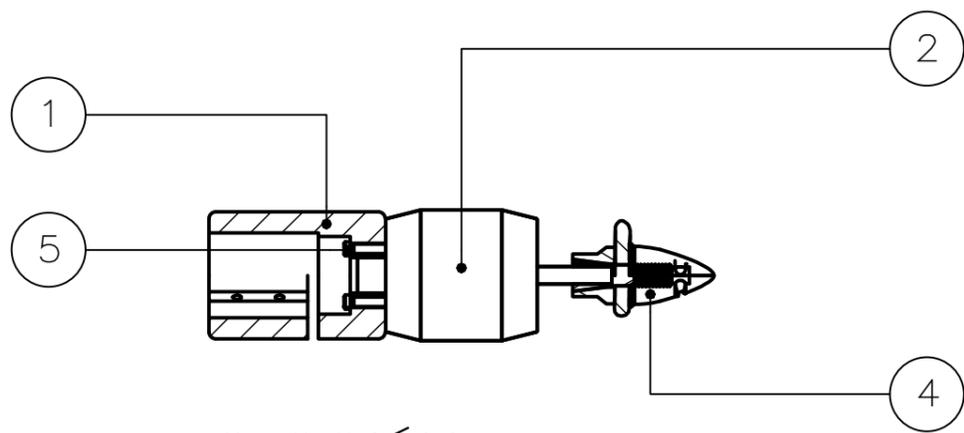
SECCION A-A



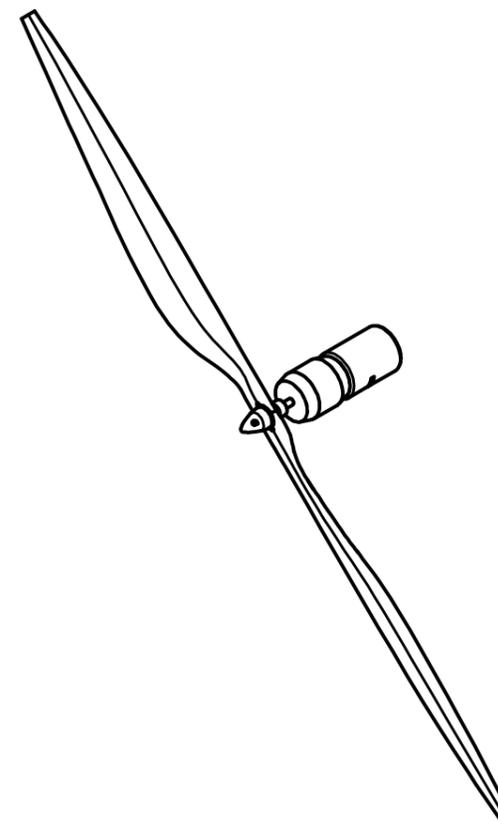
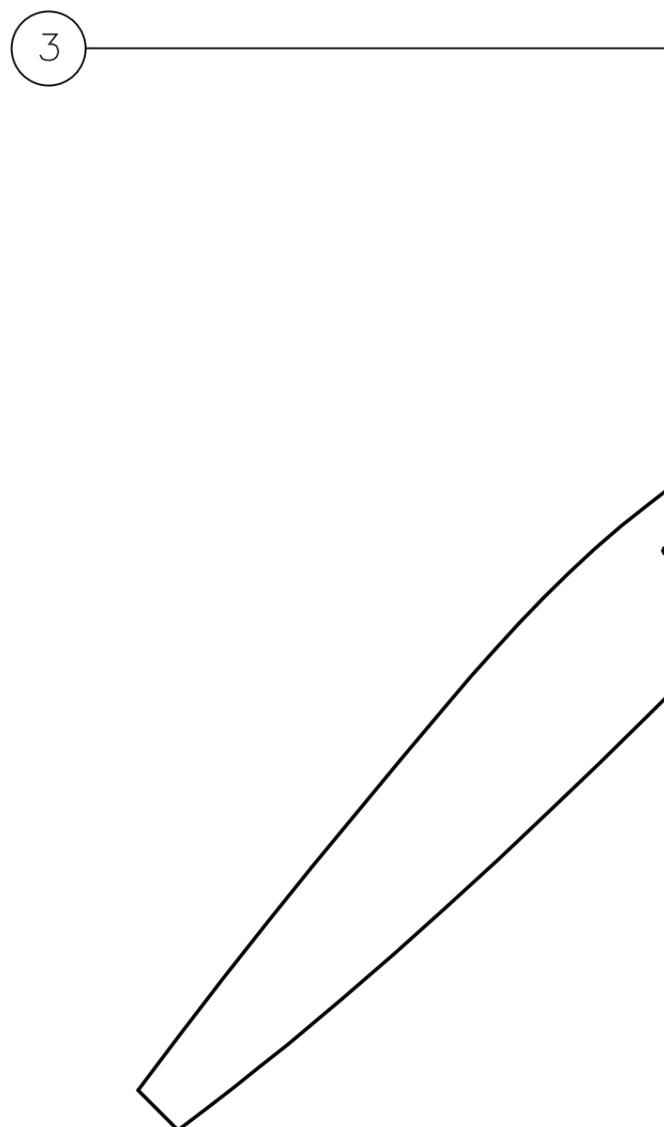
5	4	TORNILLO SOCKET M3 x 5	DIN 912	8.8	
4	1	MÓDULO GPS UBLOX			3DROBOTICS
3	2	TAPA DE TANQUE		ABS	VER LÁMINA 43
2	1	CUERPO DE TANQUE		ABS	VER LÁMINA 14
1	1	SUBENSAMBLE PLATAFORMA DE ELECTRÓNICA			VER LÁMINA 45
POS.	CANT.	DESCRIPCIÓN	NORMA	MATERIAL	OBSERVACIONES

PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA

MÉTODO DE PROYECCIÓN	MTR280 – 10M1		ESCALA
	TANQUE MODULAR		1:5
H10M1	UAV DE LARGA AUTONOMÍA		FECHA: 2016.06.30
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30
			LÁMINA: L4-A3



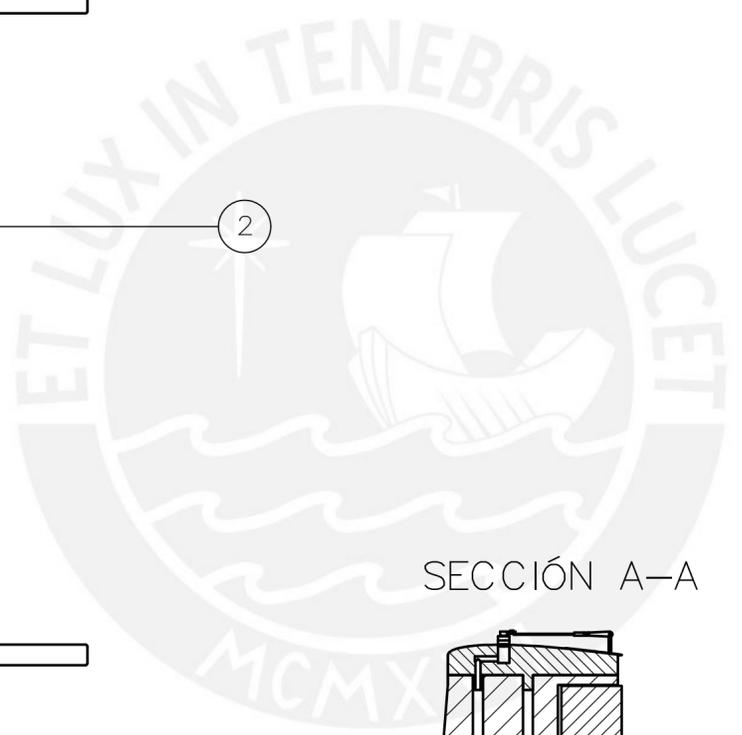
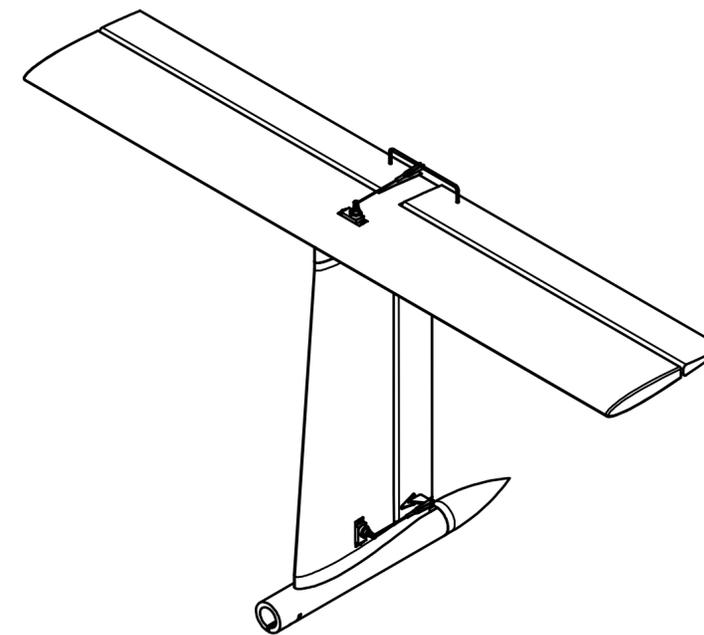
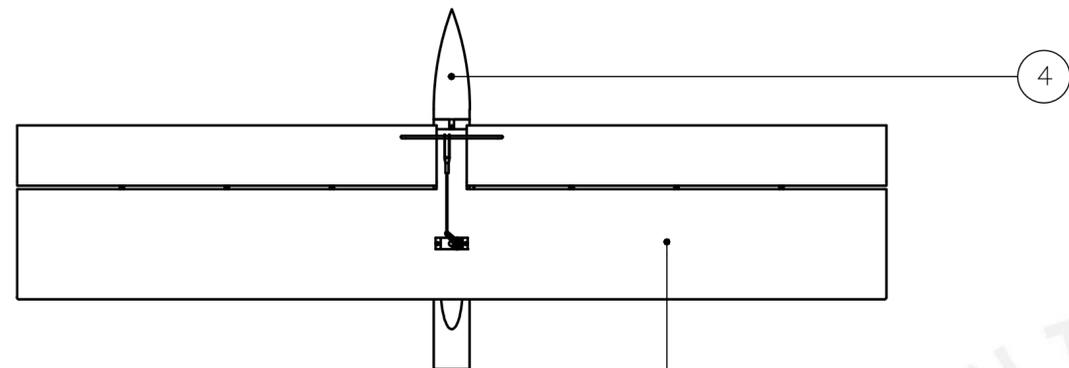
SECCIÓN A-A
ESCALA 1 : 2



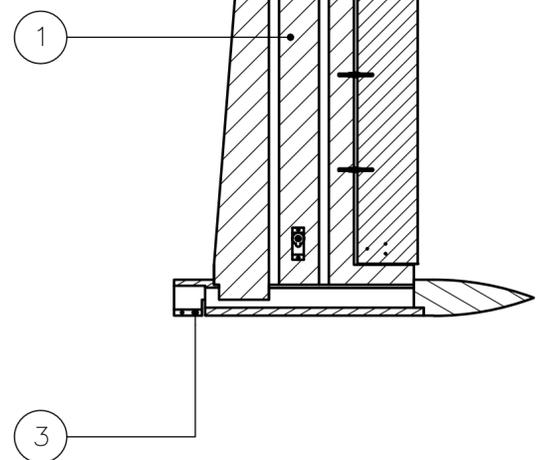
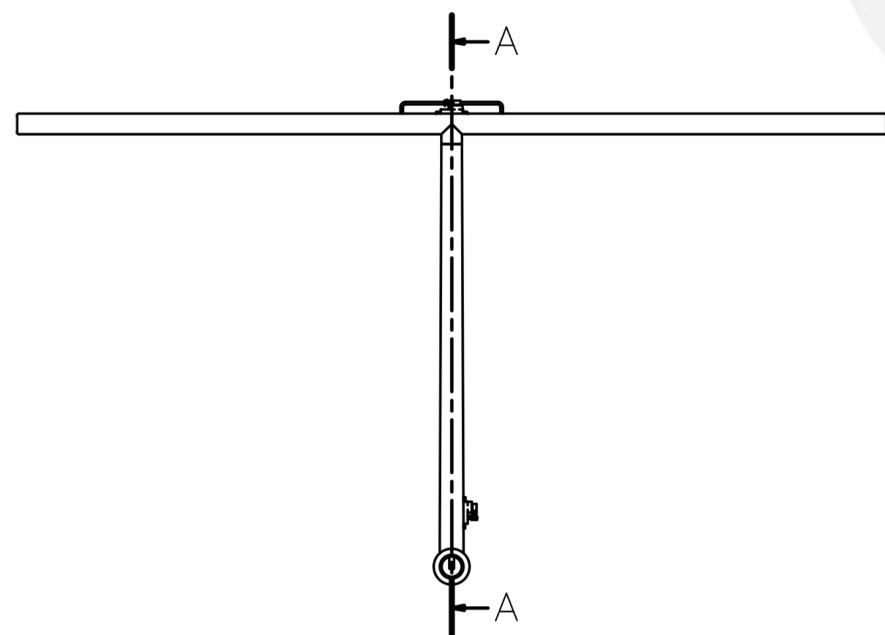
5	3	TORNILLO PLANO M3 x 12	DIN 920	8.8	
4	1	SPINNER			HOBBY KING
3	1	HÉLICE 25x6.5"			HOBBY KING
2	1	MOTOR TURNIGY AERODRIVE SK3-3542			HOBBY KING
1	1	ACOPLE DE MOTOR		AA 6061	VER LÁMINA 48
POS.	CANT.	DESCRIPCIÓN	NORMA	MATERIAL	OBSERVACIONES

PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA

MÉTODO DE PROYECCIÓN	MTR280 – 10M1			ESCALA
	SUBENSAMBLE TREN PROPULSOR			1:2
H10M1	UAV DE LARGA AUTONOMÍA			FECHA: 2016.06.30
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID	LÁMINA: L5-A3
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30	



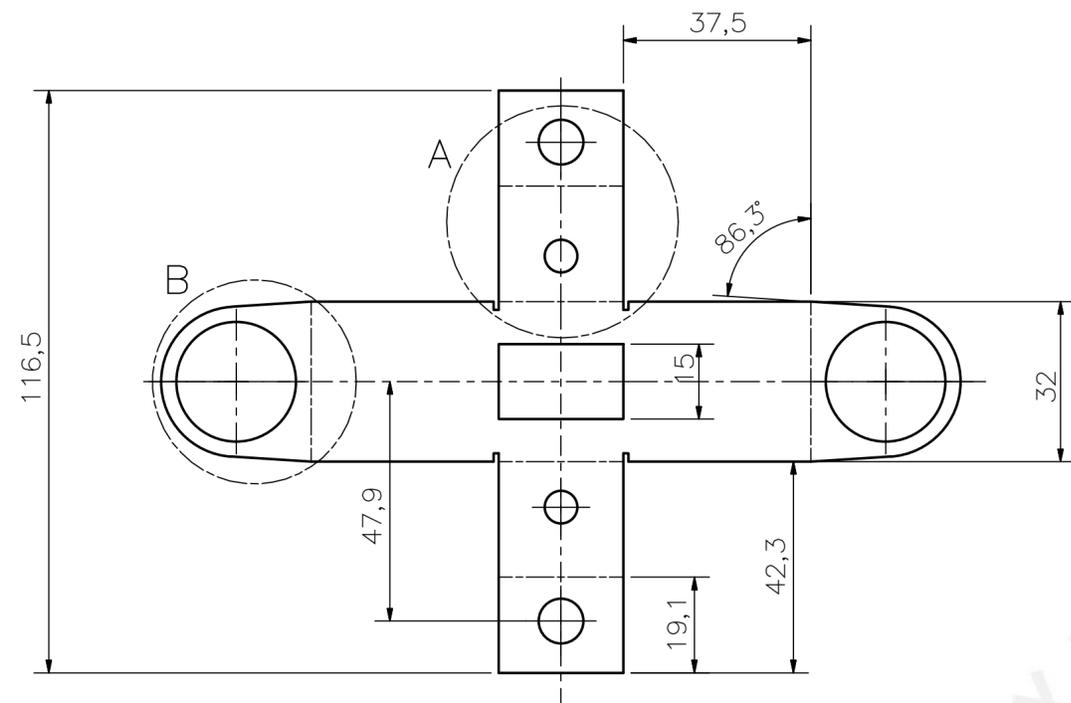
SECCIÓN A-A



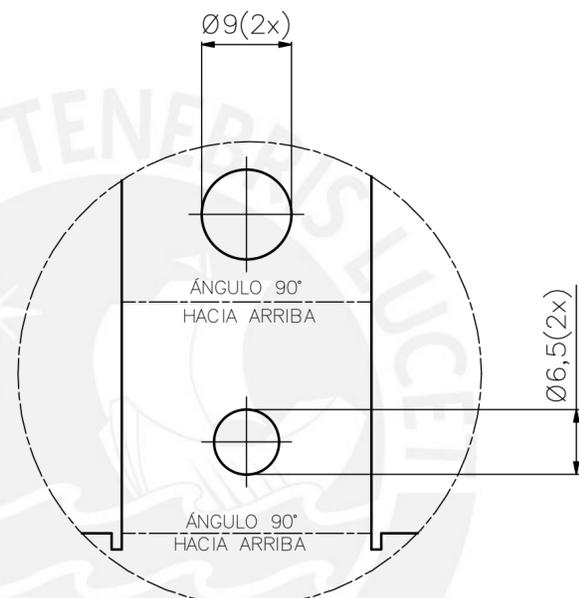
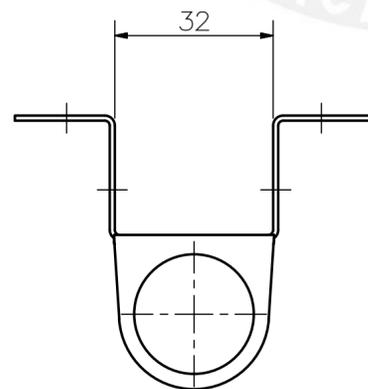
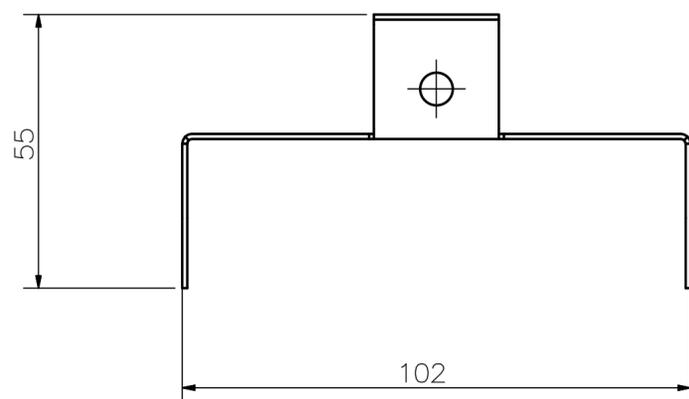
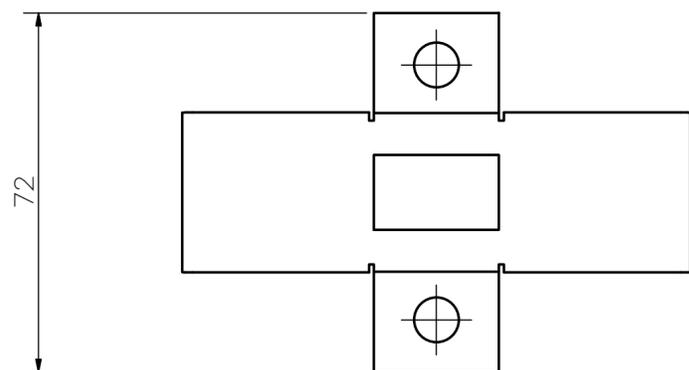
POS.	CANT.	DESCRIPCIÓN	NORMA	MATERIAL	OBSERVACIONES
4	1	TAPA DE COLA		ABS	VER LÁMINA 50
3	1	ACOPLE DE COLA		AA 6061	VER LÁMINA 49
2	1	SUB. SUPERFICIE HORIZONTAL			VER LÁMINA 52
1	1	SUB. SUPERFICIE VERTICAL			VER LÁMINA 51

PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA

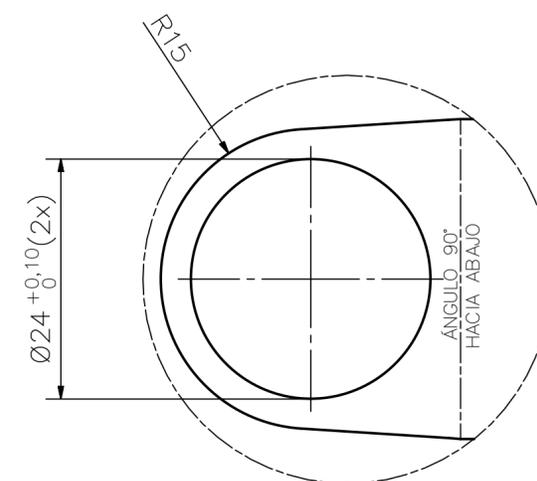
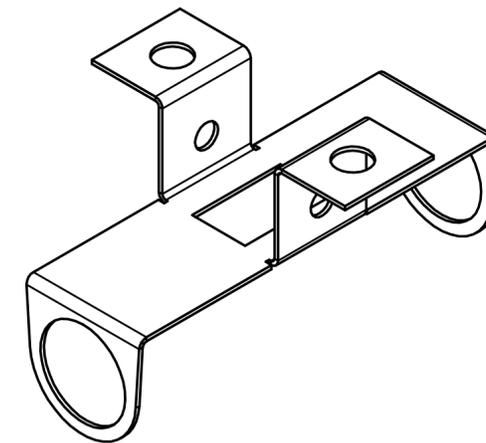
MÉTODO DE PROYECCIÓN	MTR280 – 10M1		ESCALA
	SUBSENSAMBLE COLA		1:10
H10M1	UAV DE LARGA AUTONOMÍA		FECHA: 2016.06.30
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30
			LÁMINA: L6-A2



DESARROLLO



DETALLE A
ESCALA 2 : 1

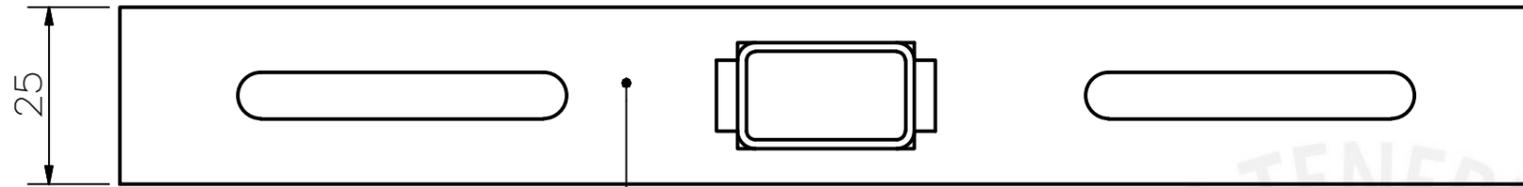


DETALLE B
ESCALA 2 : 1

TOLERANCIAS DIMENSIONALES
SEGÚN DIN 7168

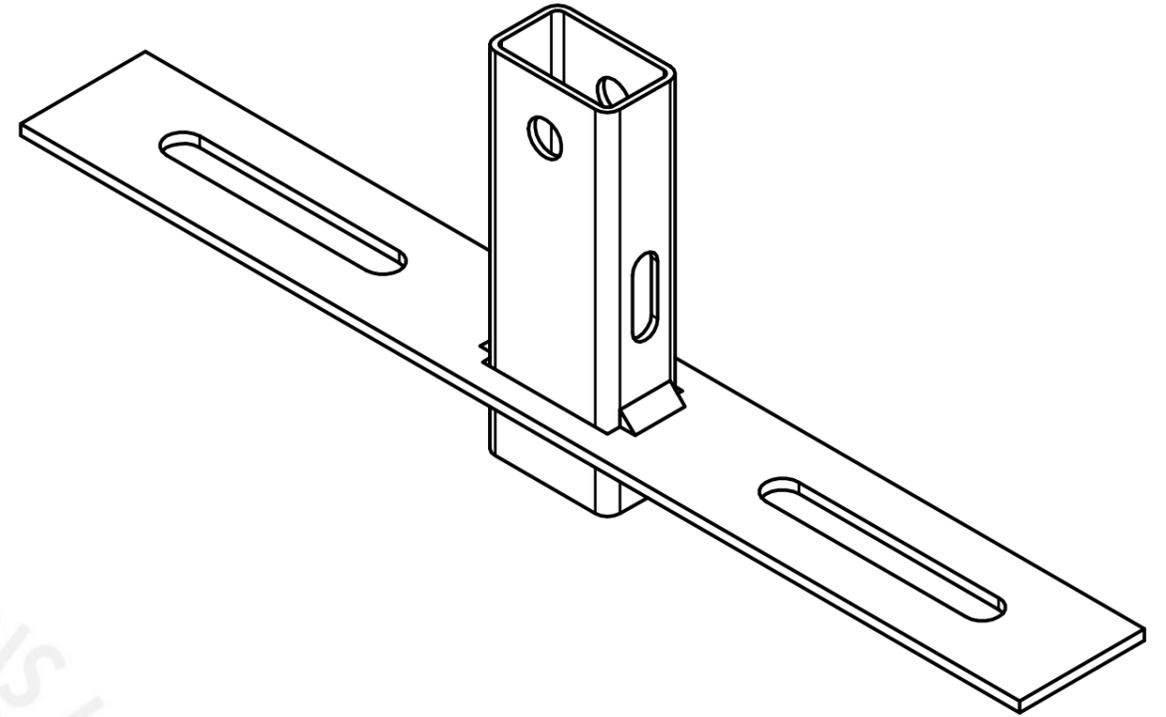
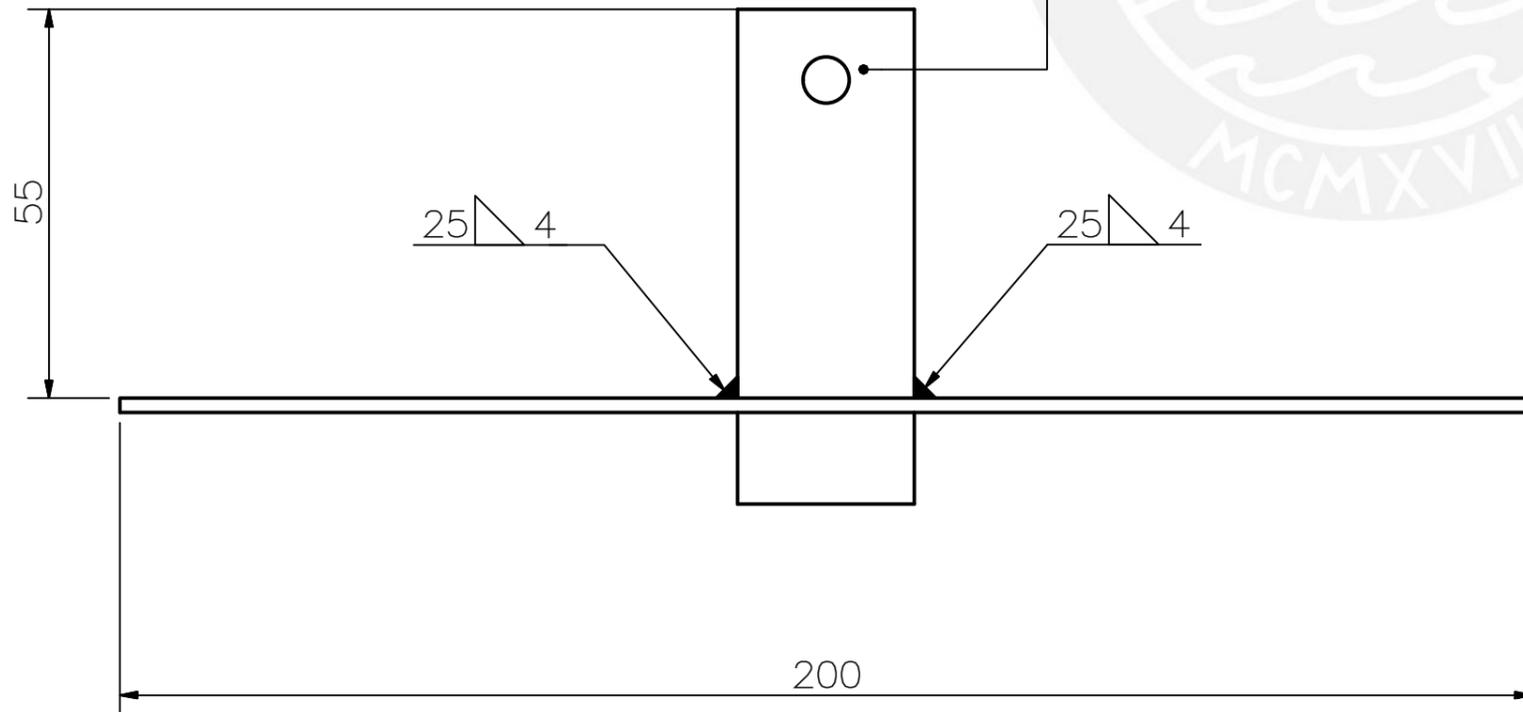
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5

ACABADO SUPERFICIAL ✓	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL ASTM A36	
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ CIENCIAS E INGENIERÍA - ING. MECATRÓNICA			
MÉTODO DE PROYECCIÓN ⊕ ⊞	MTR280 - 10M1	ESCALA 1:1	
H10M1	SOPORTE ALA-FUSELAJE		UAV DE LARGA AUTONOMÍA
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID
FECHA: 2016.05.25	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30
			FECHA: 2016.06.30
			LÁMINA: L7-A2



2

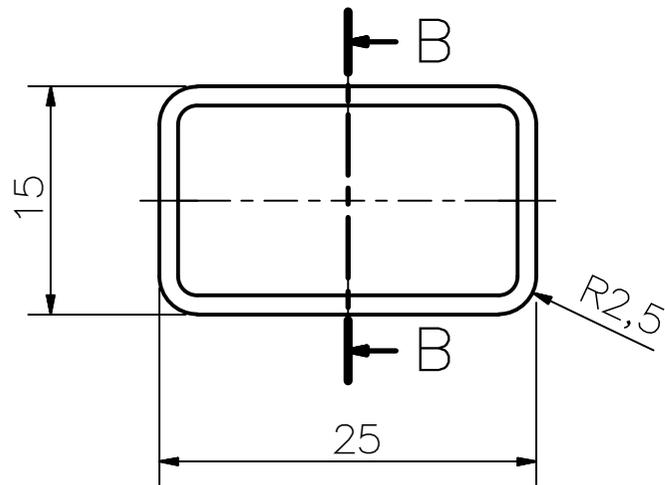
1



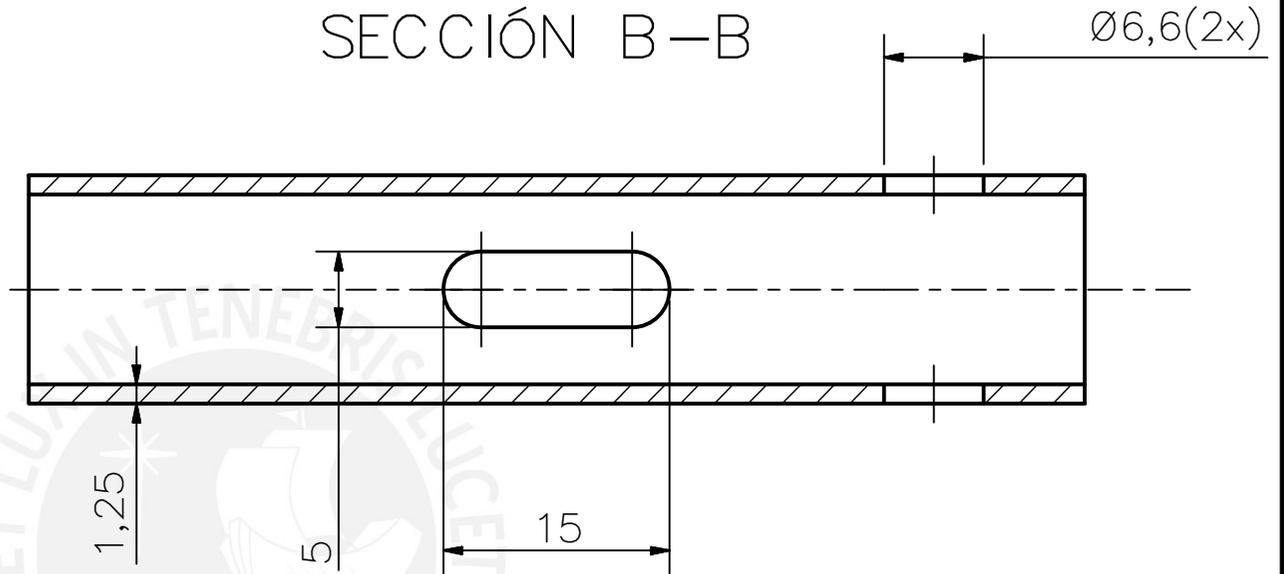
POS.	CANT.	DESCRIPCIÓN	NORMA	MATERIAL	OBSERVACIONES
2	1	PLANCHA DE UNIÓN		ASTM A36	VER LÁMINA 10
1	1	PERFIL RECTANGULAR DE UNIÓN		ASTM A36	VER LÁMINA 9

PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA

MÉTODO DE PROYECCIÓN	MTR280 – 10M1			ESCALA
	SOPORTE TANQUE-FUSELAJE			1:1
H10M1	UAV DE LARGA AUTONOMÍA			FECHA: 2016.06.30
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID	LÁMINA: L8-A3
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30	



SECCIÓN B-B



ACABADO SUPERFICIAL 3,2 ▽	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL AISI A36
---------------------------------	--	----------------------

PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA

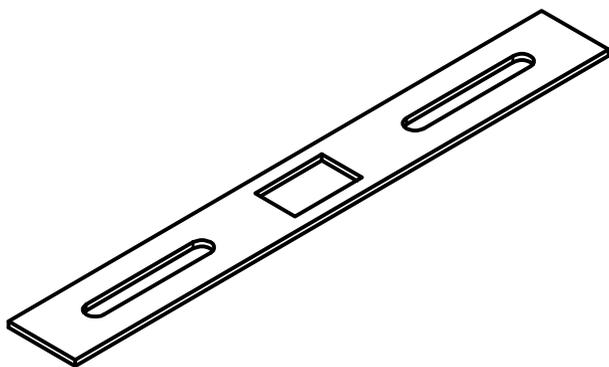
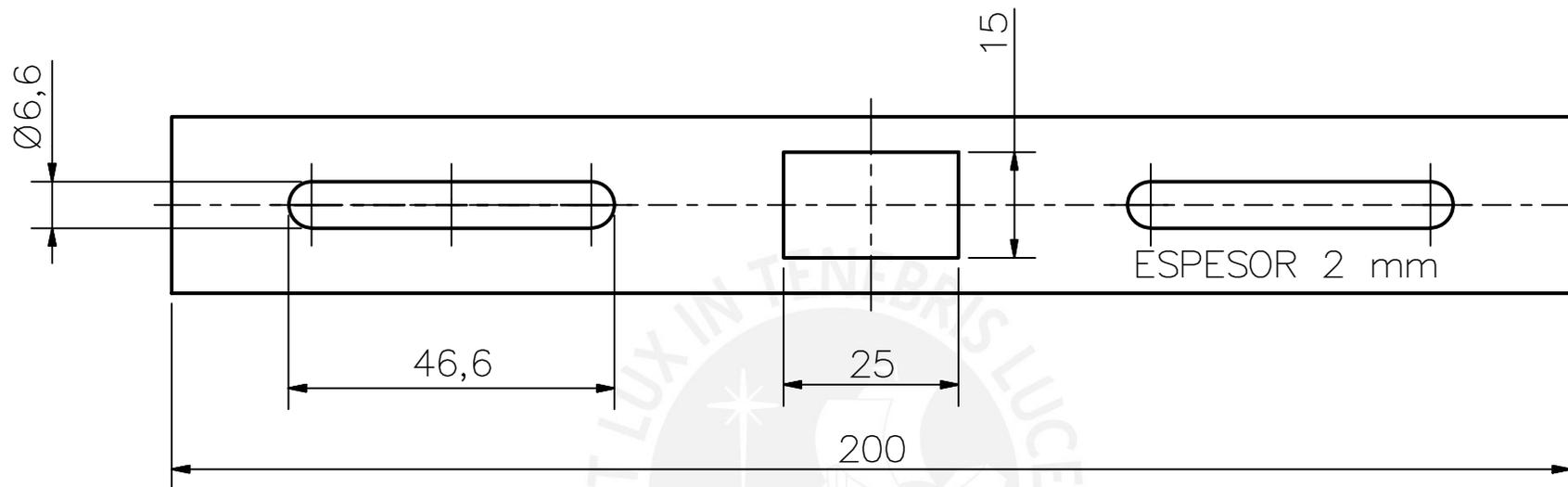
MÉTODO DE PROYECCIÓN 	MTR280 – 10M1 PERFIL RECTANGULAR DE UNIÓN	ESCALA 2:1
--------------------------	---	---------------

H10M1	UAV DE LARGA AUTONOMÍA	FECHA: 2016.06.30
-------	------------------------	----------------------

DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID	LÁMINA: L9-A4
FECHA: 2016.05.25	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30	

TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168

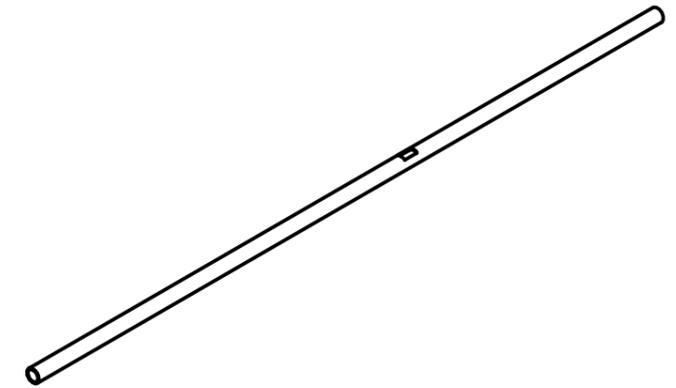
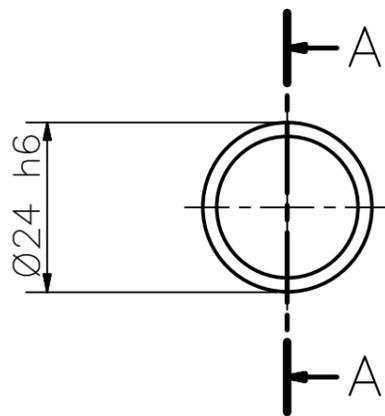
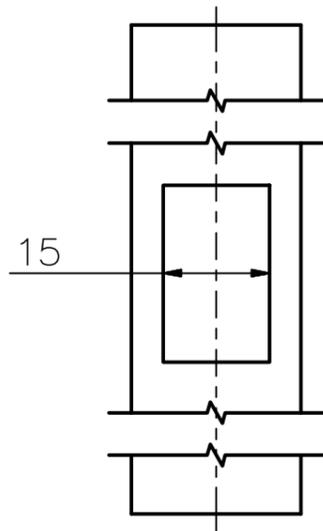
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5



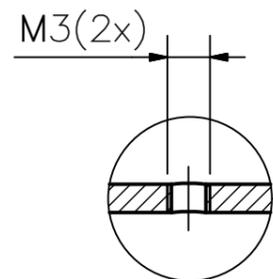
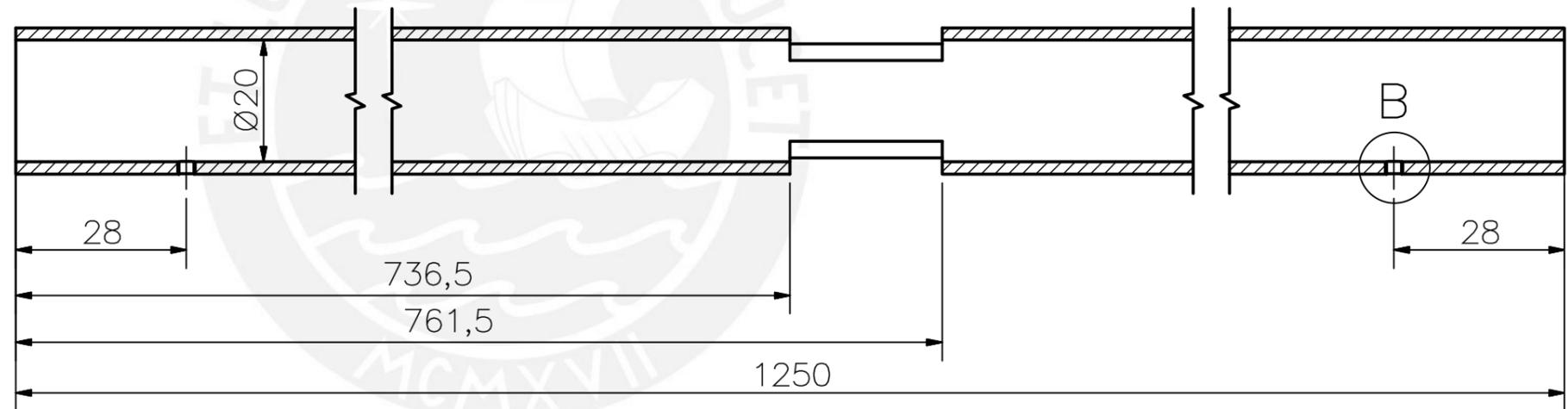
ACABADO SUPERFICIAL 1,6/ ▽	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL ASTM A36	
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA			
MÉTODO DE PROYECCIÓN ⊕ ▽	MTR280 – 10M1		ESCALA 1:1
H10M1	UAV DE LARGA AUTONOMÍA		FECHA: 2016.06.30
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID
FECHA: 2016.05.25	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30
			LÁMINA: L10–A4

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



SECCIÓN A-A

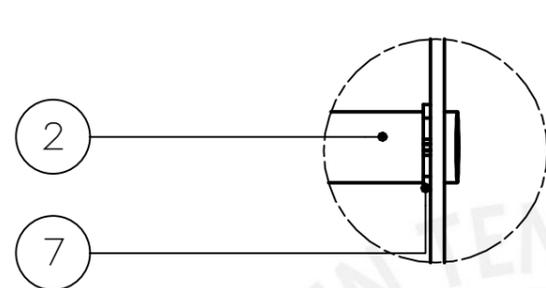
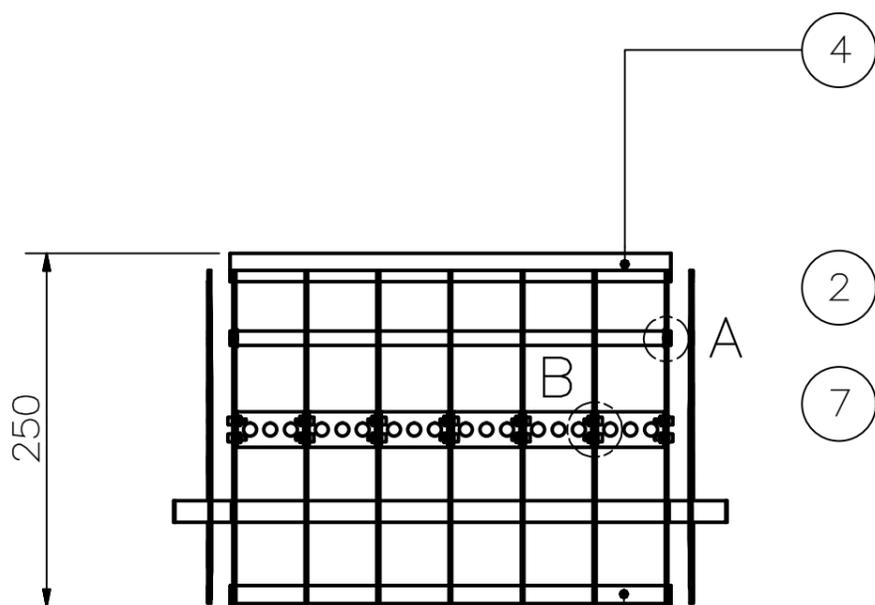


DETALLE B
ESCALA 2 : 1

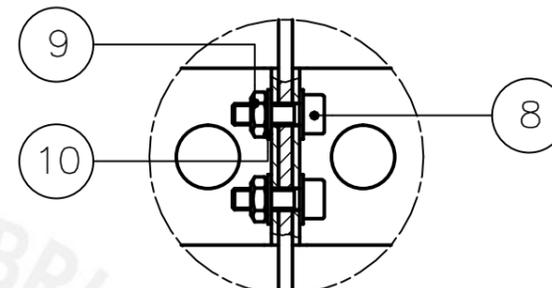
ACABADO SUPERFICIAL 1,6	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL K-49
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA		
MÉTODO DE PROYECCIÓN 	MTR280 – 10M1	ESCALA 1:1
H10M1	UAV SOLAR DE LARGA AUTONOMÍA	FECHA: 2016.06.30
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22
		APROBADO: E. MADRID
		LÁMINA: L11-A3

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

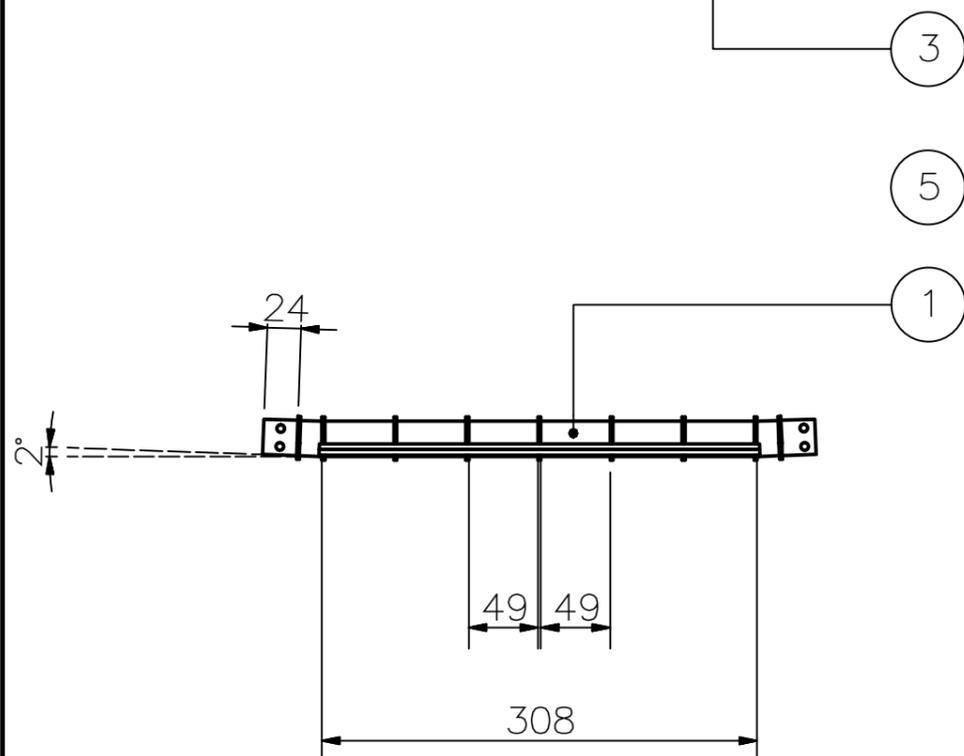
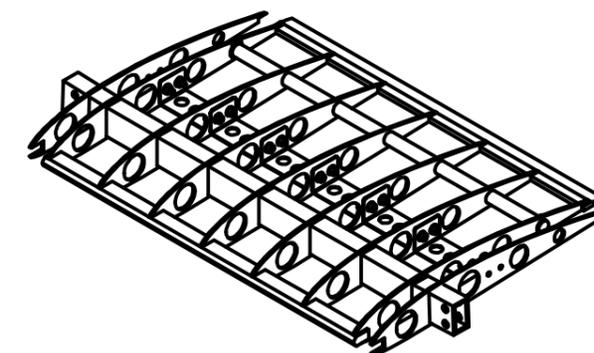
24 h6	24,00	23,99
COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA



DETALLE A
ESCALA 1:1



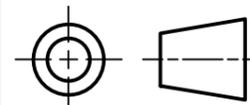
DETALLE B
ESCALA 1:1



10	28	ARANDELA PLANA A 3.2	DIN 125	St.	
9	14	TUERCA HEXAGONAL M3	DIN 934	8	
8	14	TORNILLO SOCKET M3 x 10	DIN 912	8.8	
7	2	ANILLO SEEGER 10		St.	
6	6	SOPORTE DE REFUERZO CENTRAL		AA 6061	VER LÁMINA 22
5	9	COSTILLA PRINCIPAL		BALSA	VER LÁMINA 21
4	1	LARGUERO B. DE FUGA CENTRAL		BALSA	VER LÁMINA 20
3	1	LARGUERO B. DE ATAQUE CENTRAL		BALSA	VER LÁMINA 19
2	1	LARGUERO SECUNDARIO CENTRAL		K-49	VER LÁMINA 18
1	1	LARGUERO PRINCIPAL CENTRAL		K-49	VER LÁMINA 17
POS.	CANT.	DESCRIPCIÓN	NORMA	MATERIAL	OBSERVACIONES

PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA

MÉTODO DE PROYECCIÓN



MTR280 – 10M1

SUBENSAMBLE ALA
CENTRAL

ESCALA

1:5

H10M1

UAV DE LARGA AUTONOMÍA

FECHA:
2016.06.30

DISEÑADO:
M. MEJÍA

DIBUJADO:
M. MEJÍA

REVISADO:
C. SAITO

APROBADO:
E. MADRID

LÁMINA:

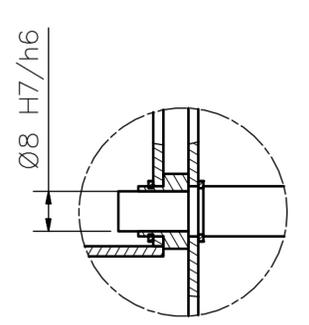
L12-A3

FECHA:
2016.06.13

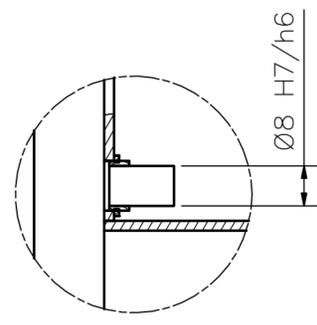
FECHA:
2016.06.19

FECHA:
2016.06.22

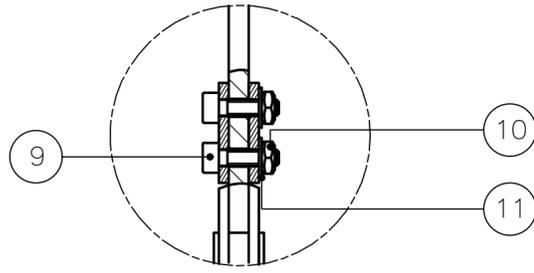
FECHA:
2016.06.30



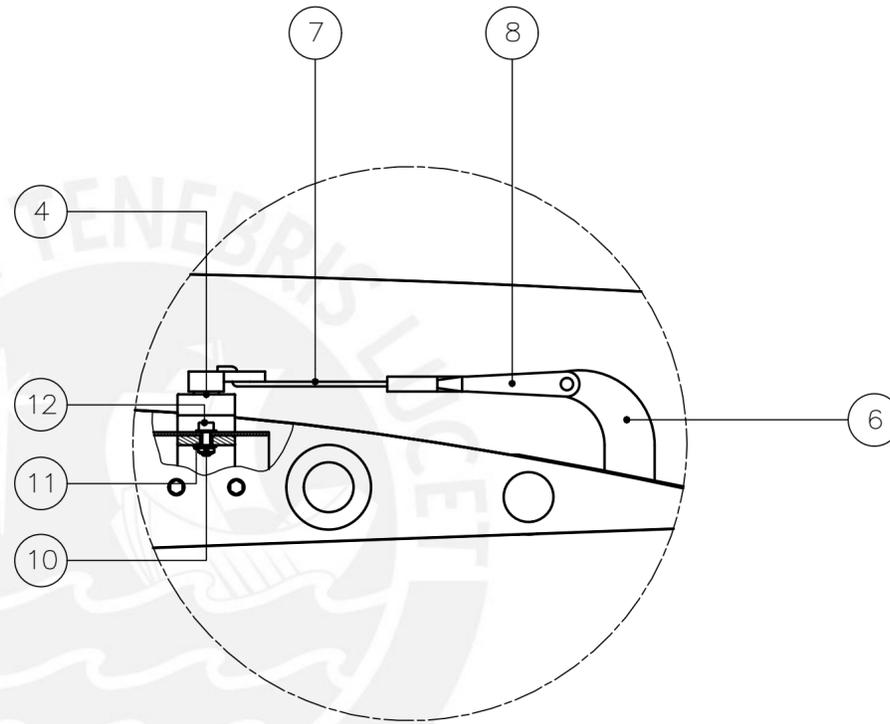
DETALLE A
ESCALA 1:1



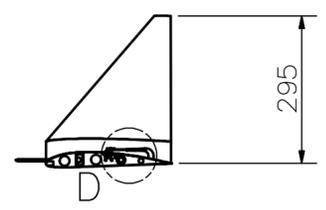
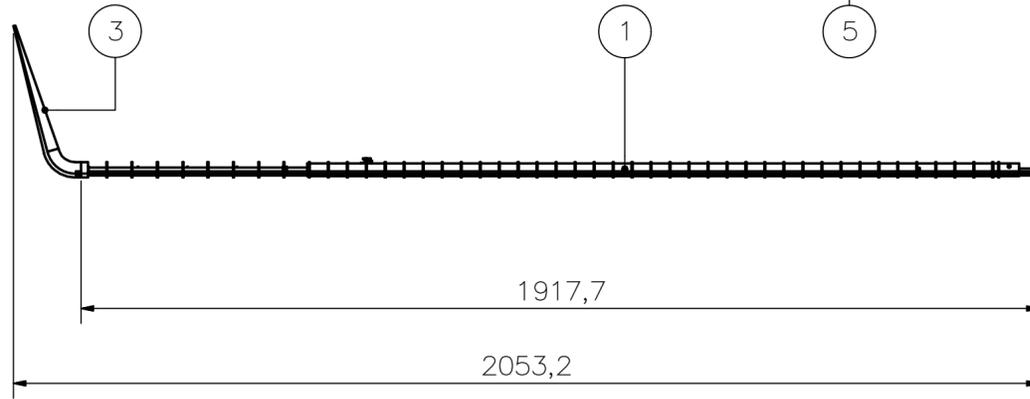
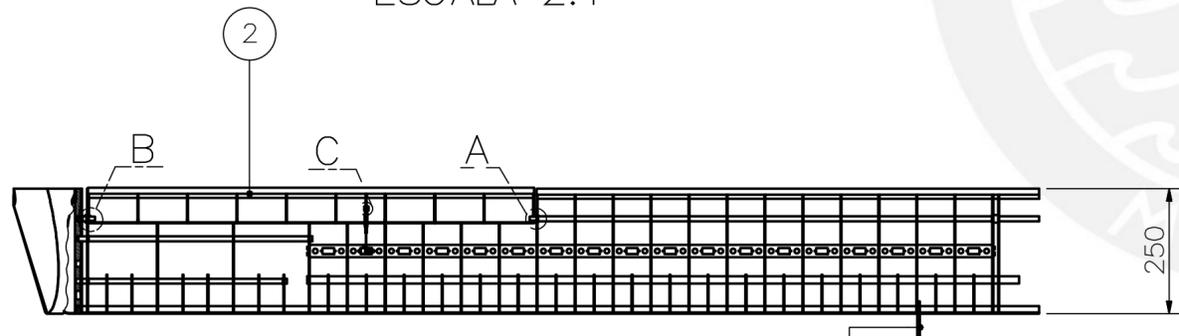
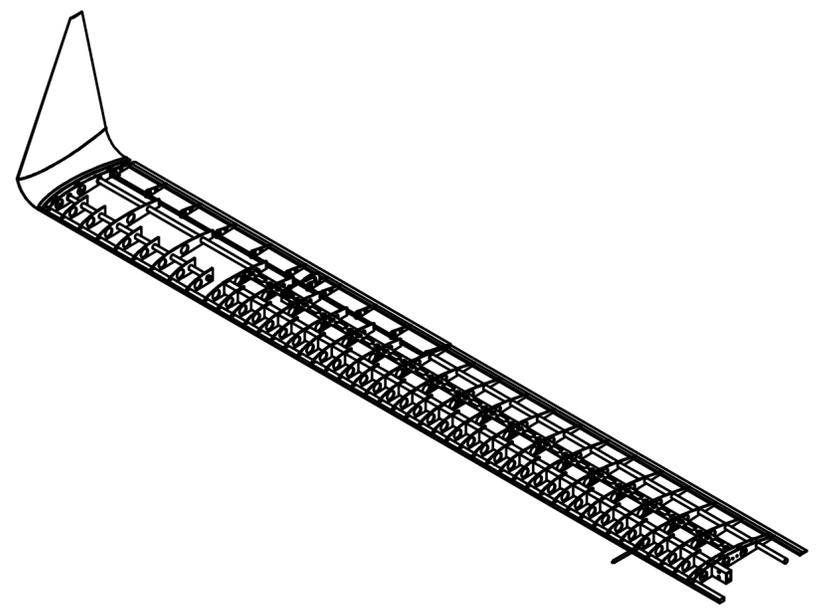
DETALLE B
ESCALA 1:1



DETALLE C
ESCALA 2:1

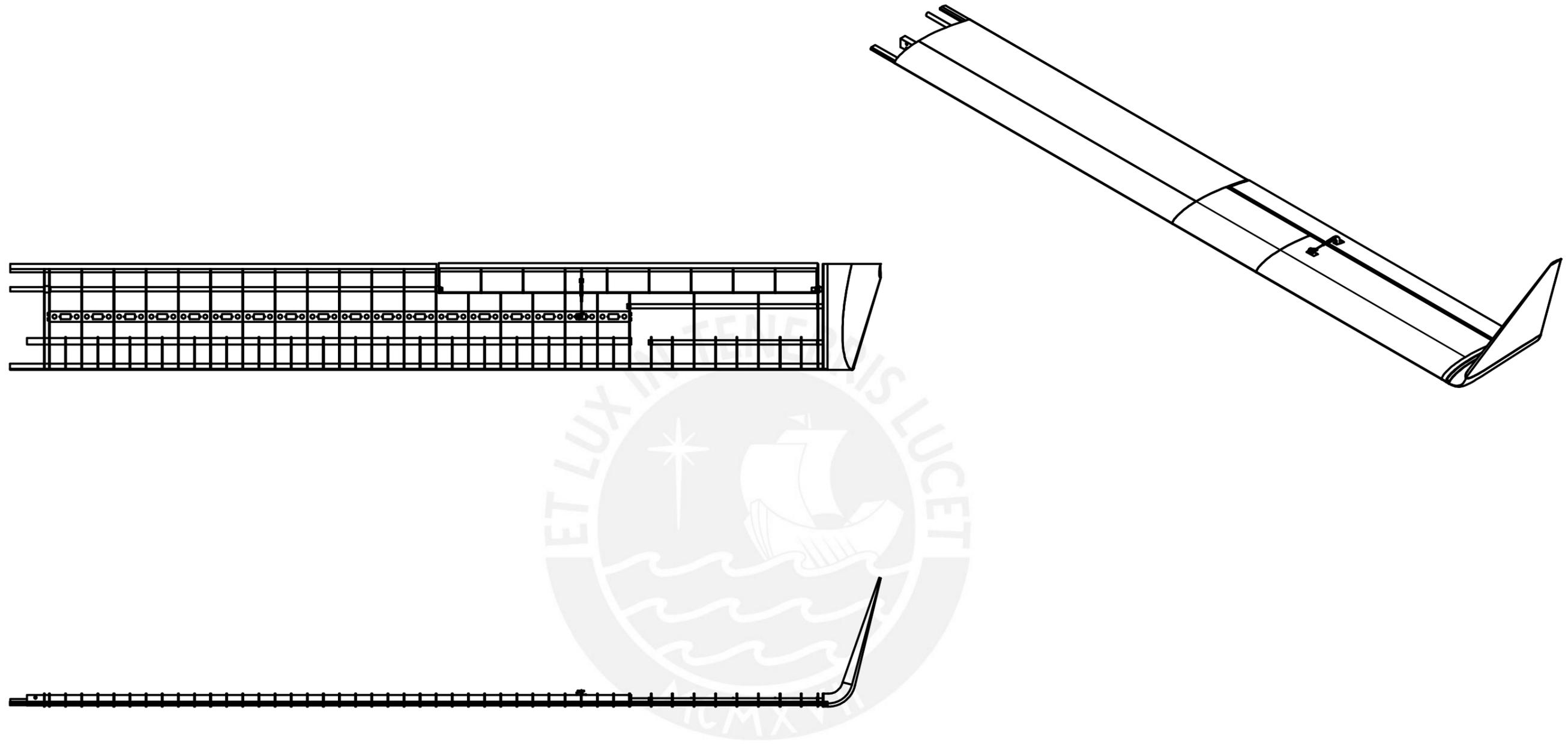


DETALLE D
ESCALA 1 : 1



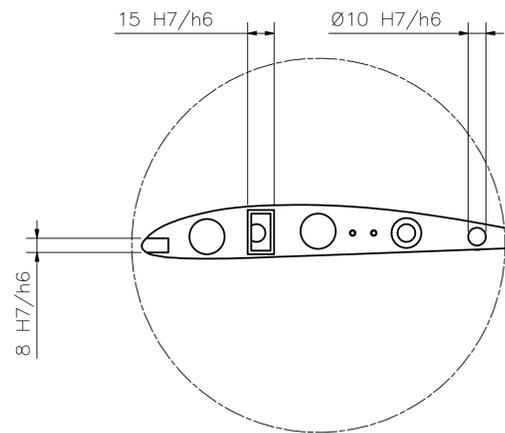
POS.	CANT.	DESCRIPCIÓN	NORMA	MATERIAL	OBSERVACIONES
12	2	TORNILLO HEXAGONAL M1.6 x 5	DIN 912	8.8	
11	6	ARANDELA PLANA A 1.7	DIN 125	St.	
10	4	TUERCA HEXAGONAL M1.6	DIN 934	8	
9	2	TORNILLO SOCKET M1.6 x 6	DIN 912	8.8	
8	1	HORQUILLA DE TRANSMISIÓN			HOBBY KING
7	1	BARRA DE TRANSMISIÓN			HOBBY KING
6	1	CUERNO DE ALERÓN			HOBBY KING
5	1	SENSOR HK PILOT 32			HOBBY KING
4	1	SERVOMOTOR SG92			TOWER PRO
3	1	WINGLET		EPS	VER LÁMINA 36
2	1	SUBENSAMBLE ALERÓN			VER LÁMINA 16
1	1	SUBENSAMBLE ESTRUCTURA ALAR			VER LÁMINA 15

PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA				
MÉTODO DE PROYECCIÓN	MTR280 – 10M1		ESCALA	
	SUBENSAMBLE ALA DERECHA		1:10	
H10M1	UAV DE LARGA AUTONOMÍA		FECHA: 2016.06.30	
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID	LÁMINA: L13-A2
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30	

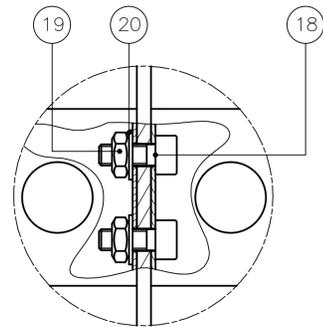


SIMÉTRICAMENTE OPUESTA AL ALA DERECHA
VER LÁMINA 13

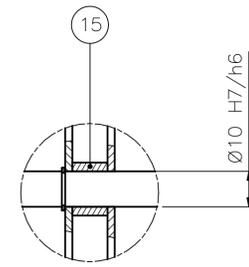
POS.	CANT.	DESCRIPCIÓN	NORMA	MATERIAL	OBSERVACIONES
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA					
MÉTODO DE PROYECCIÓN		MTR280 – 10M1	SUBENSAMBLE ALA IZQUIERDA		ESCALA 1:10
		H10M1	UAV DE LARGA AUTONOMÍA		FECHA: 2016.06.30
DISEÑADO: M. MEJÍA		DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID	LÁMINA: L14-A3
FECHA: 2016.06.13		FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30	



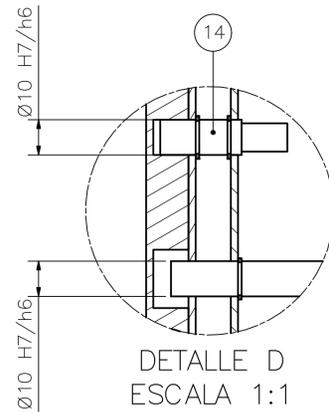
DETALLE A
ESCALA 1:2



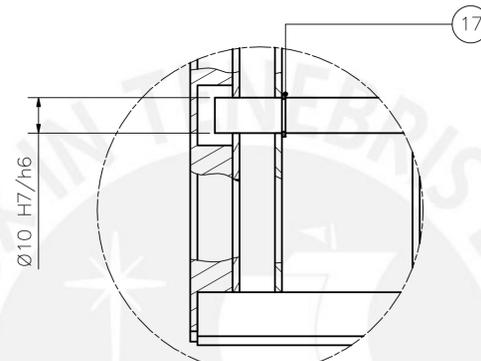
DETALLE B
ESCALA 2:1



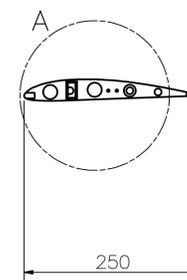
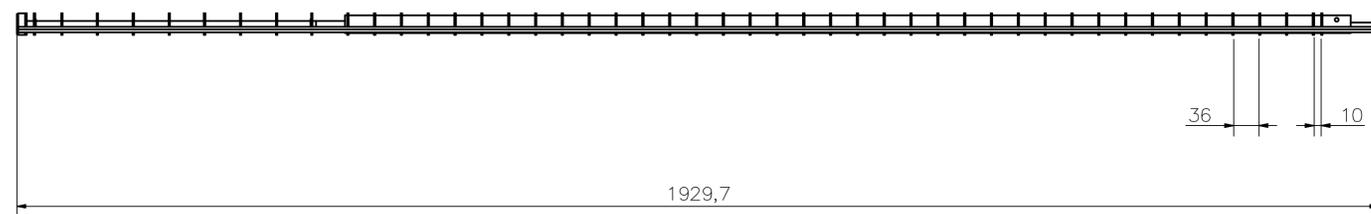
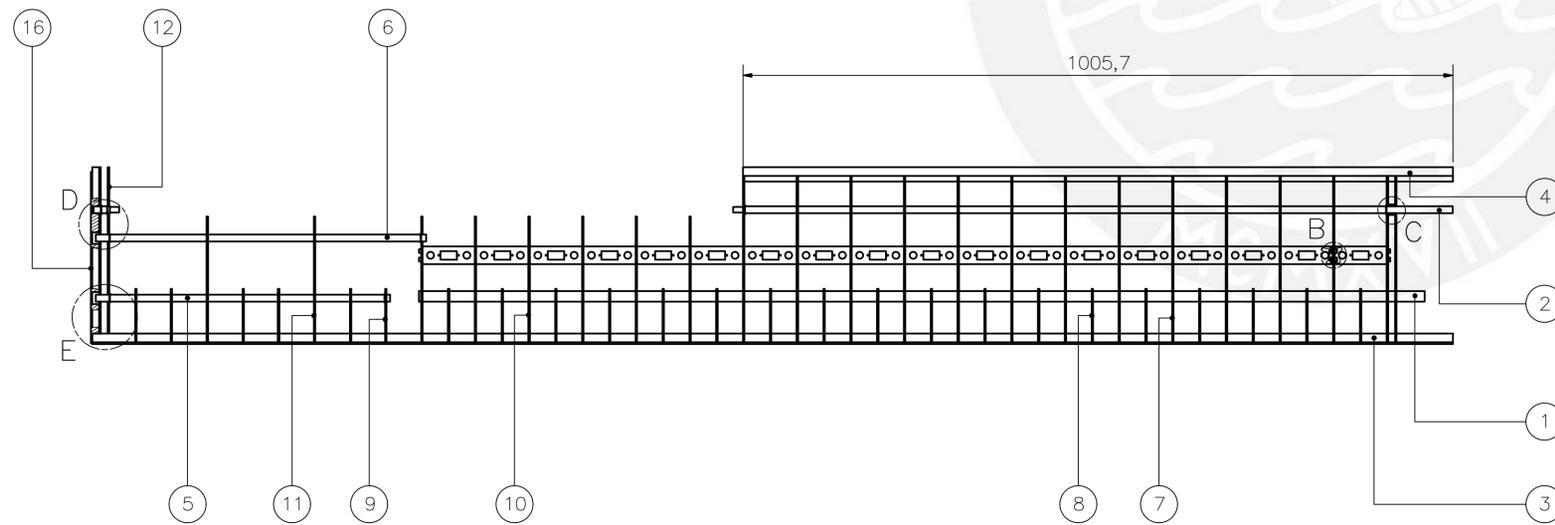
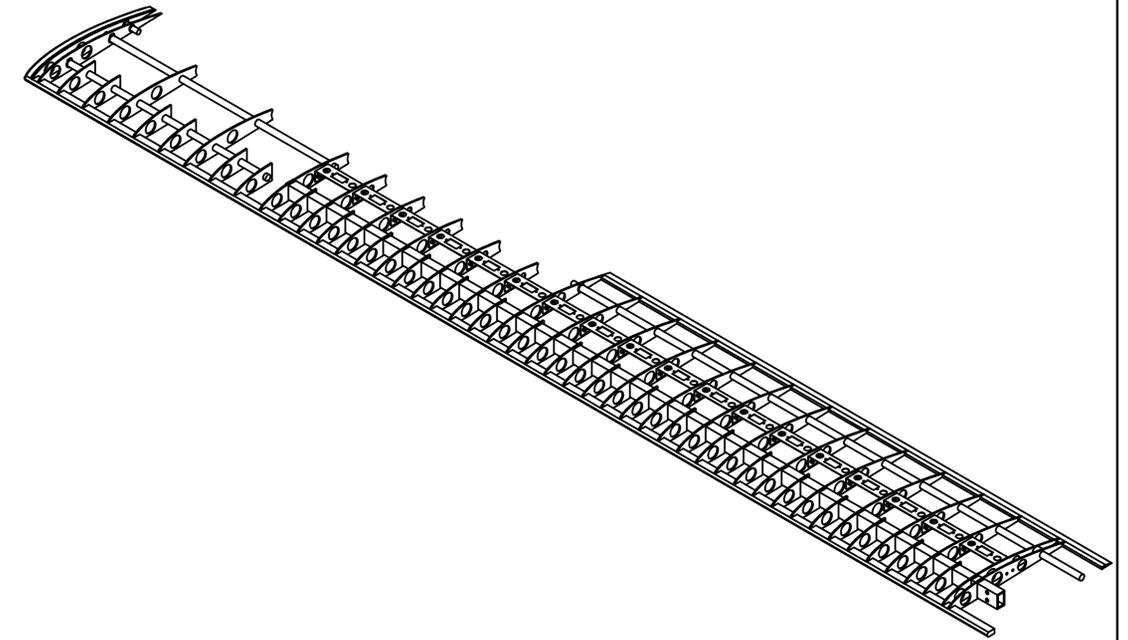
DETALLE C
ESCALA 1:1



DETALLE D
ESCALA 1:1



DETALLE E
ESCALA 1:1



COSTILLAS UNIDAS A LARGUEROS CON PEGAMENTO

POS.	CANT.	DESCRIPCIÓN	NORMA	MATERIAL	OBSERVACIONES
20	38	ARANDELA PLANA A 3.2	DIN 125	St.	
19	38	TUERCA HEXAGONAL M3	DIN 934	8	
18	38	TORNILLO SOCKET M3 x 8	DIN 912	8.8	
17	8	ANILLO SEEGER A 10		St.	
16	1	ACOPLE PARA WINGLET		ABS	VER LÁMINA 37
15	1	TOPE DE LARGUEROS CIRCULARES		BALSA	VER LÁMINA 30
14	1	PIVOTE PARA ALERÓN	K-49		VER LÁMINA 38
13	18	SOPORTE DE REFUERZO EXTREMOS	AA 6061		VER LÁMINA 39
12	2	COSTILLA DE EXTREMOS DE ALA	BALSA		VER LÁMINA 35
11	2	COSTILLA SIN B. DE FUGA EXTERIOR	BALSA		VER LÁMINA 34
10	6	COSTILLA SIN BORDE DE FUGA	BALSA		VER LÁMINA 32
9	6	SEMI-COSTILLA EXTERIOR	BALSA		VER LÁMINA 33
8	18	SEMI-COSTILLA ANTERIOR	BALSA		VER LÁMINA 31
7	14	COSTILLA PRINCIPAL	BALSA		VER LÁMINA 21
6	1	LARGUERO AUXILIAR POSTERIOR	BALSA		VER LÁMINA 29
5	1	LARGUERO AUXILIAR ANTERIOR	BALSA		VER LÁMINA 28
4	1	LARGUERO B. DE FUGA EXTREMOS	BALSA		VER LÁMINA 27
3	1	LARGUERO B. DE ATAQUE EXTREMOS	BALSA		VER LÁMINA 26
2	1	LARGUERO SECUNDARIO EXTREMOS	K-49		VER LÁMINA 25
1	1	LARGUERO PRINCIPAL EXTREMOS	K-49		VER LÁMINA 24

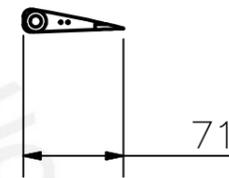
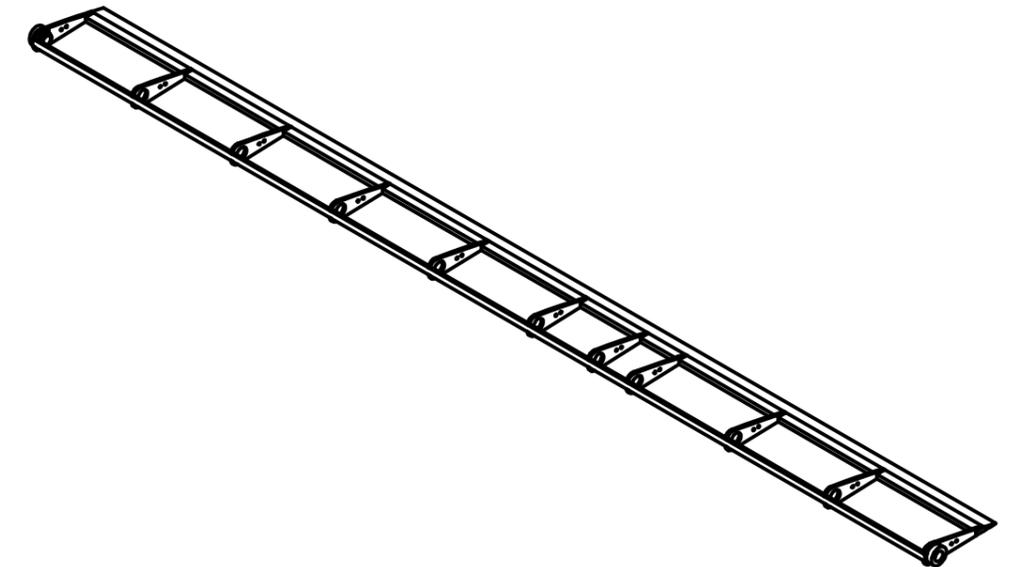
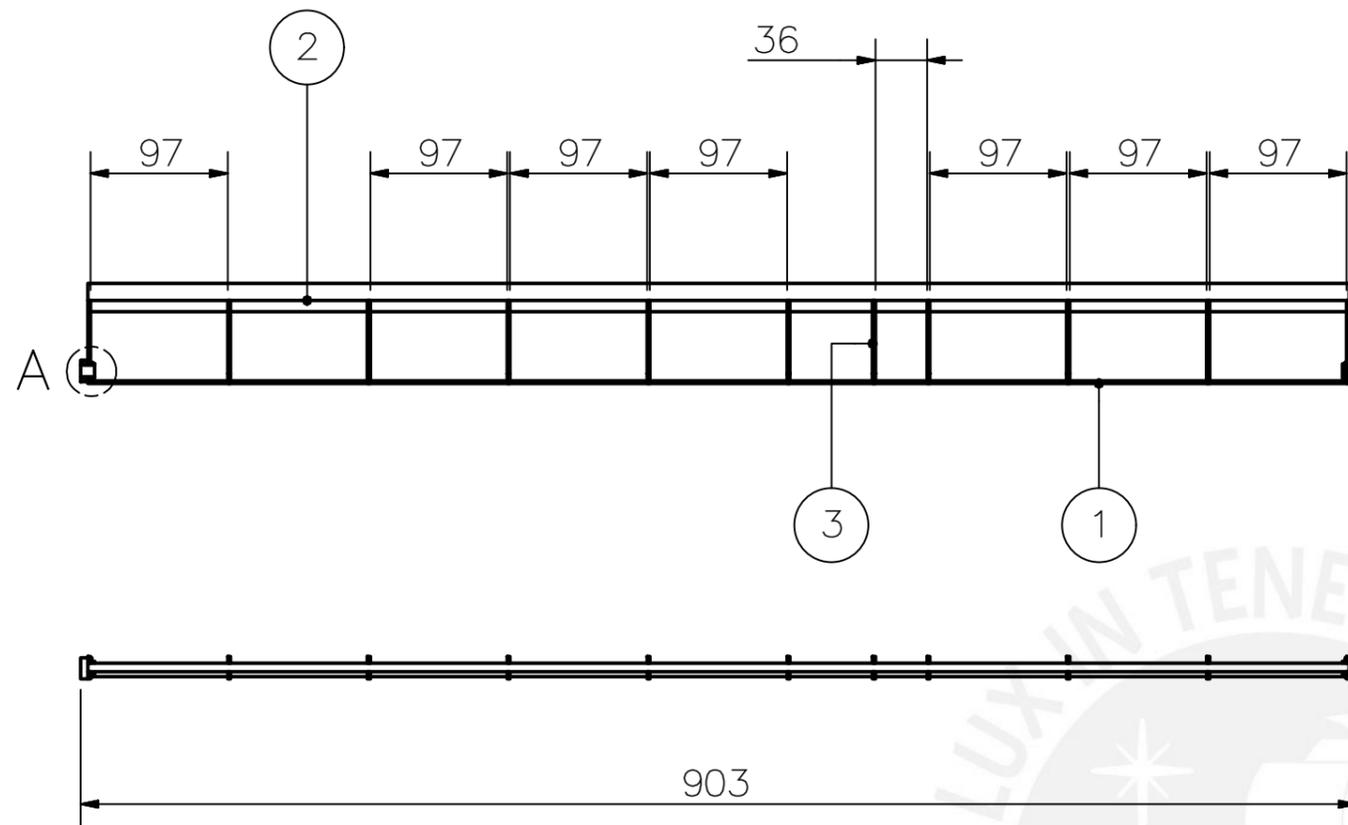
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
CIENCIAS E INGENIERÍA - ING. MECATRÓNICA

MÉTODO DE PROYECCIÓN: MTR280 - 10M1 ESCALA: 1:5

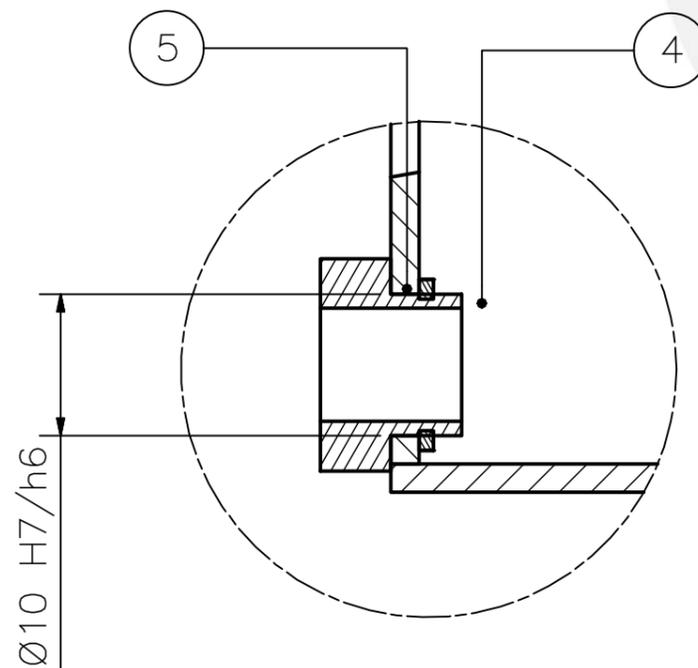
SUBENSAMBLE ESTRUCTURA ALAR

H10M1 UAV DE LARGA AUTONOMÍA FECHA: 2016.06.30

DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID	LÁMINA: L15-A1
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30	



COSTILLAS UNIDAS A LOS LARQUEROS CON PEGAMENTO

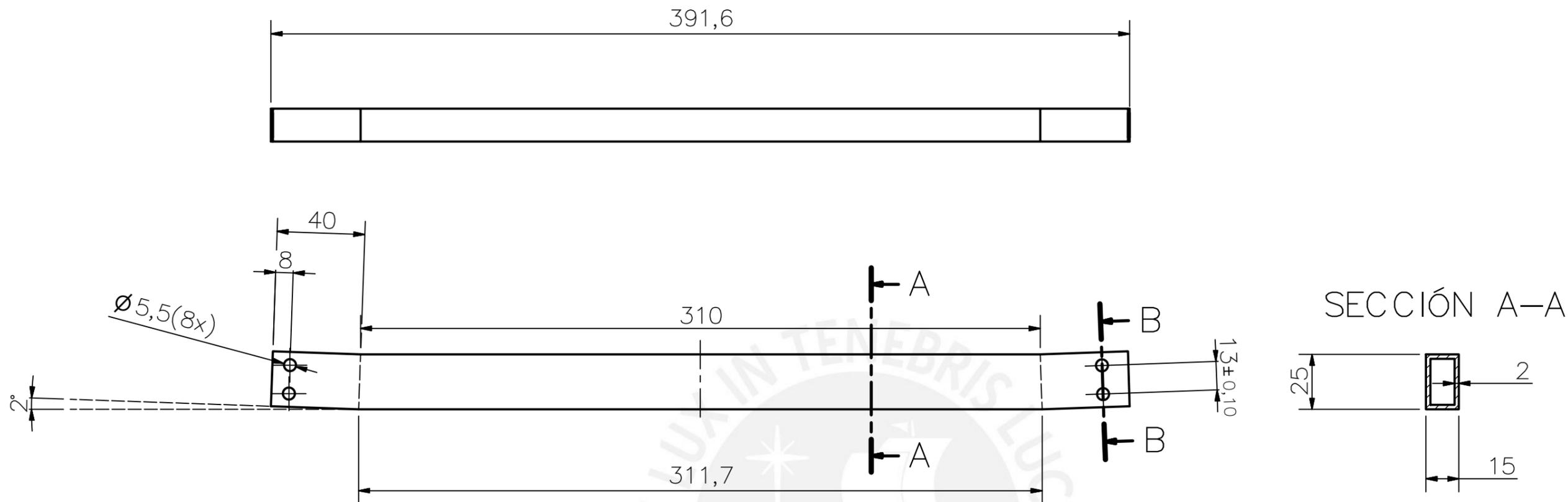


DETALLE A
ESCALA 2:1

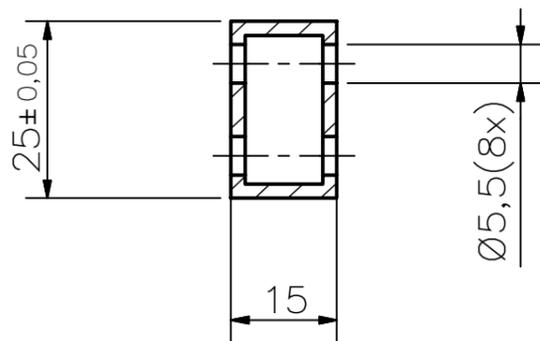
5	2	ANILLO SEEGER 10		St.	
4	2	BOCINA PARA ALERÓN		SAE 64	VER LÁMINA 58
3	11	SEMI-COSTILLA DE ALERÓN		BALSA	VER LÁMINA 40
2	1	LARGUERO DE B . DE FUGA DE ALERÓN		BALSA	VER LÁMINA 41
1	1	SOPORTE ANTERIOR DE ALERÓN		BALSA	VER LÁMINA 42
POS.	CANT.	DESCRIPCIÓN	NORMA	MATERIAL	OBSERVACIONES

PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA

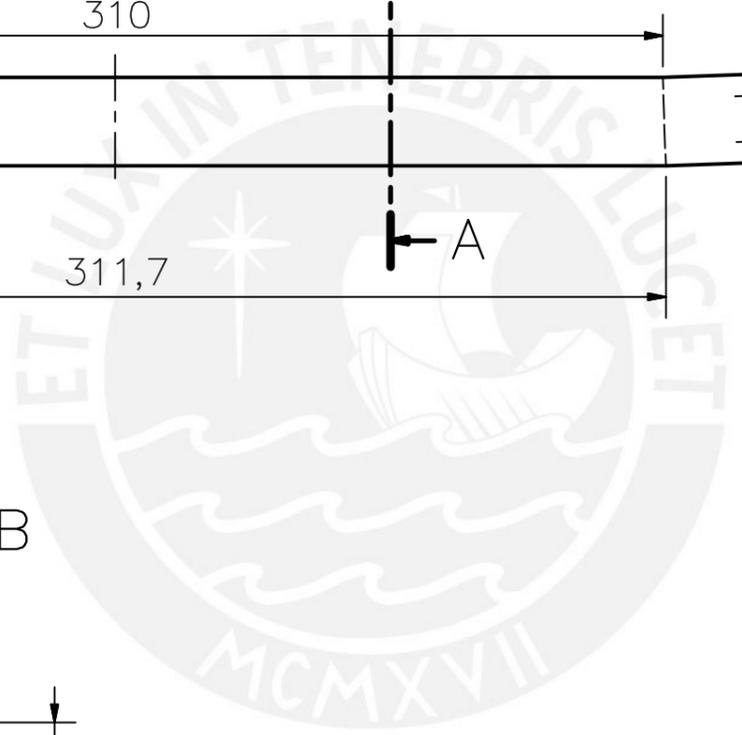
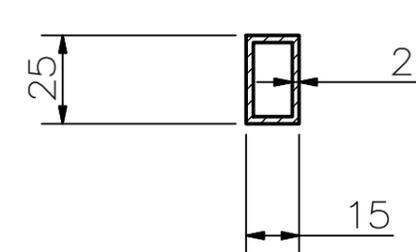
MÉTODO DE PROYECCIÓN	MTR280 – 10M1		ESCALA
	SUBENSAMBLE ALERÓN		1:5
H10M1	UAV DE LARGA AUTONOMÍA		FECHA: 2016.06.30
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30
			LÁMINA: L16-A3



SECCIÓN B-B
ESCALA 1:1

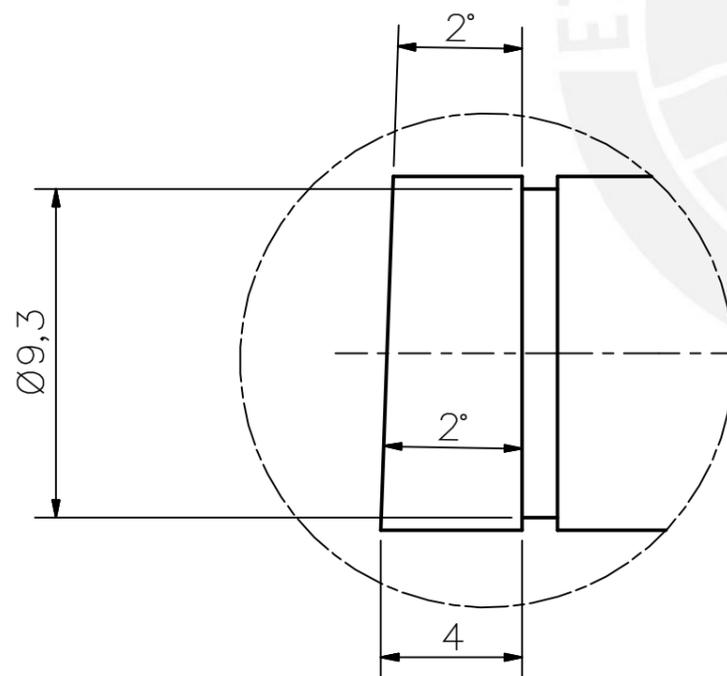
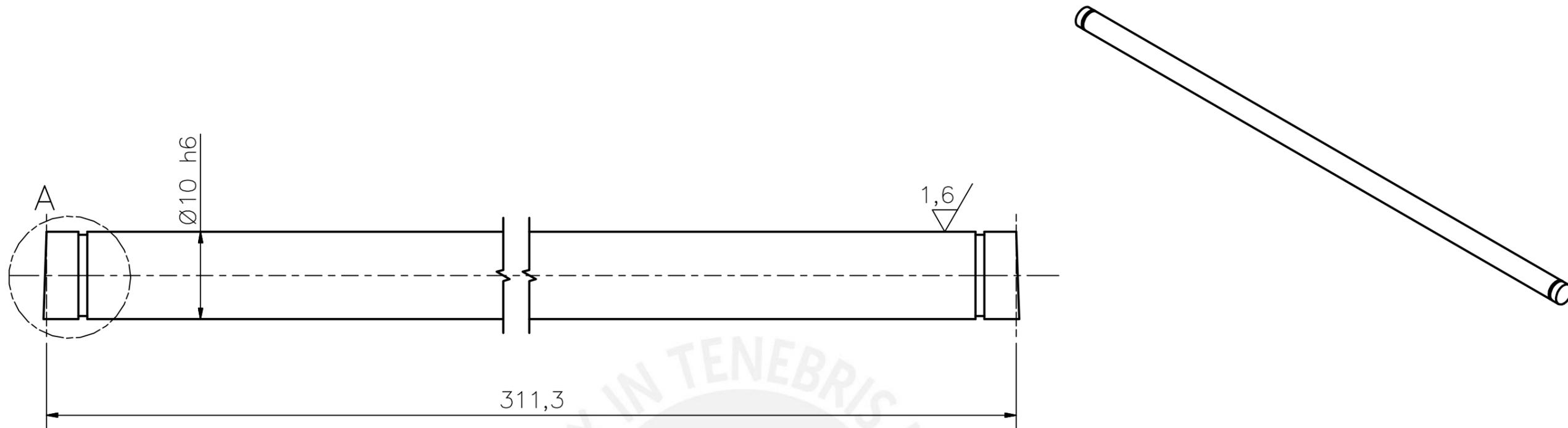


SECCIÓN A-A

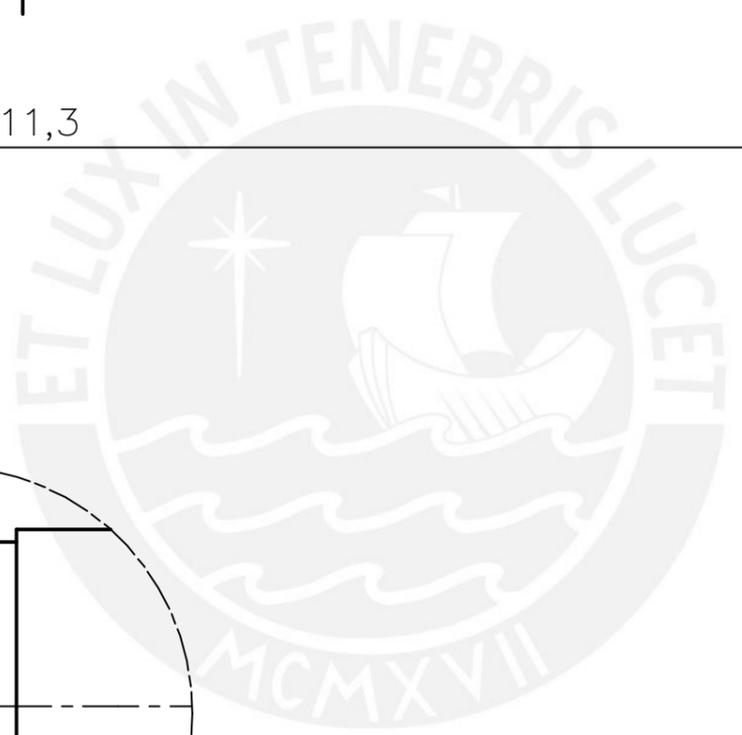


TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168					
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5

ACABADO SUPERFICIAL 1,6/√	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL K-49		
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA				
MÉTODO DE PROYECCIÓN 	MTR280 – 10M1 LARGUERO PRINCIPAL CENTRAL	ESCALA 1:2		
H10M1	UAV SOLAR DE LARGA AUTONOMÍA	FECHA: 2016.06.30		
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID	LÁMINA: L17-A3
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30	



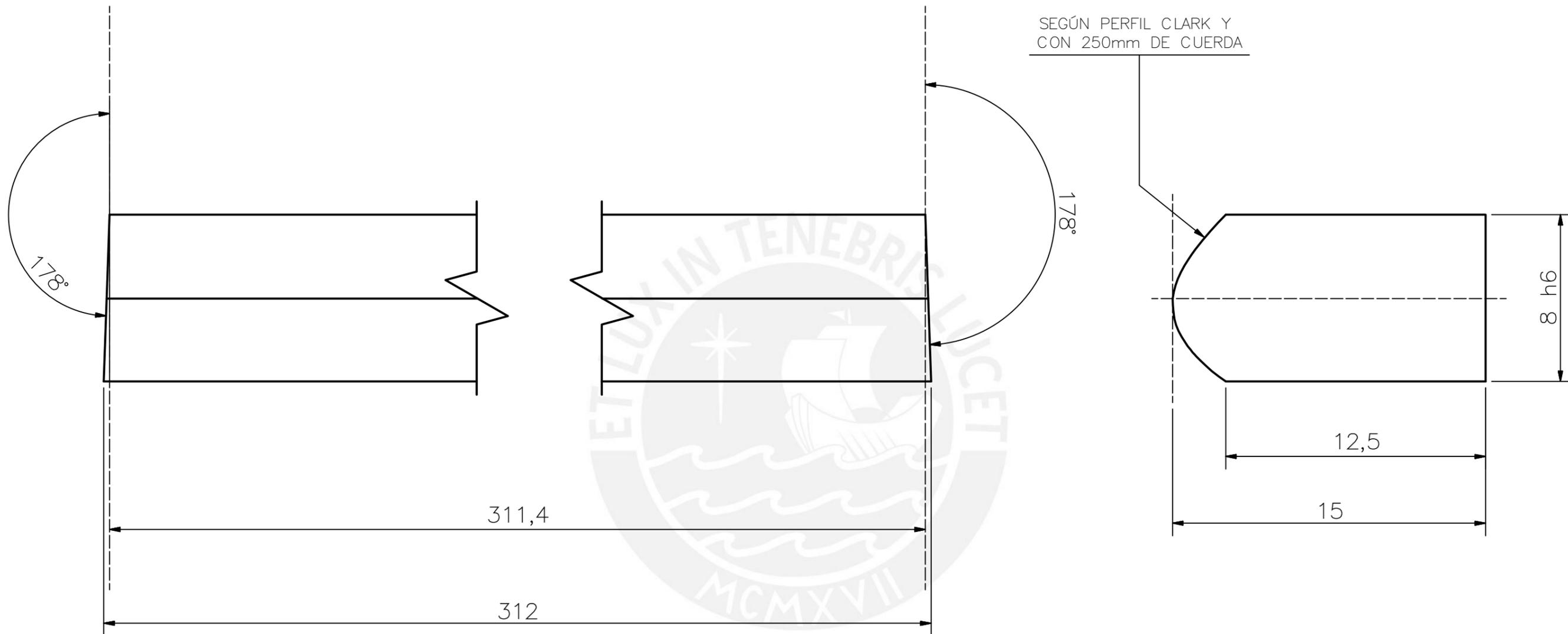
DETALLE A
ESCALA 5 : 1



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

10 h6	10,00	9,99
COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA

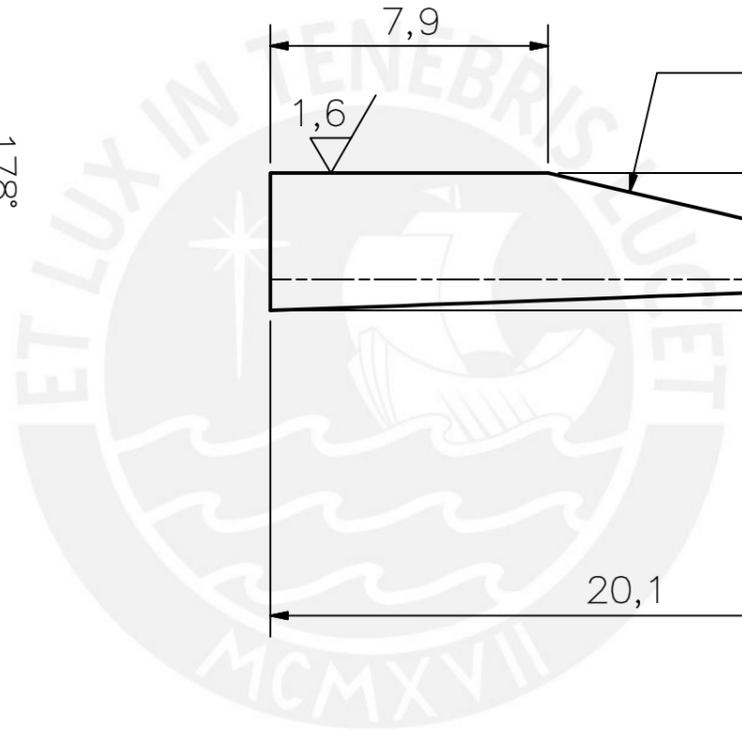
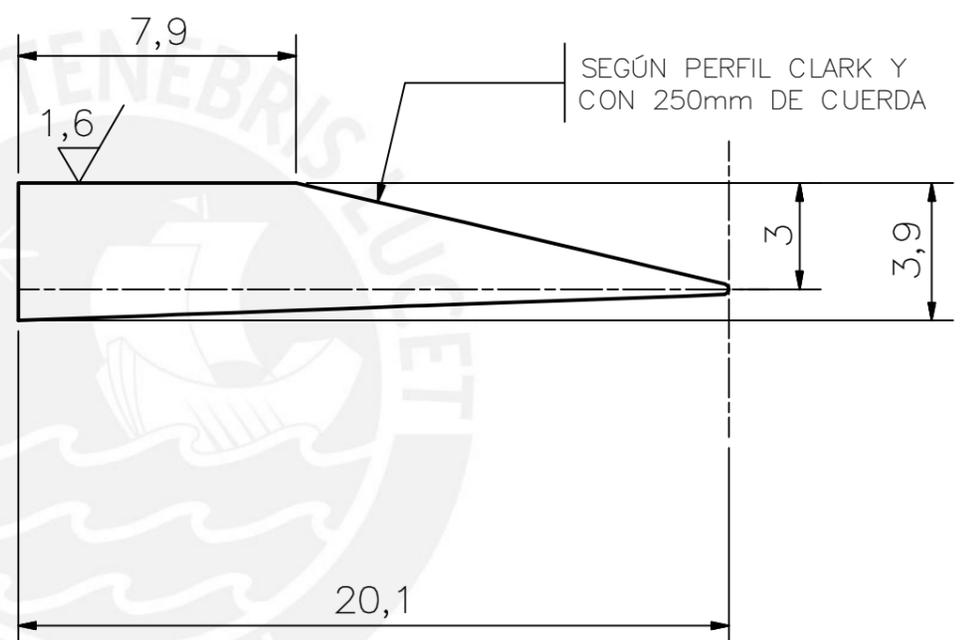
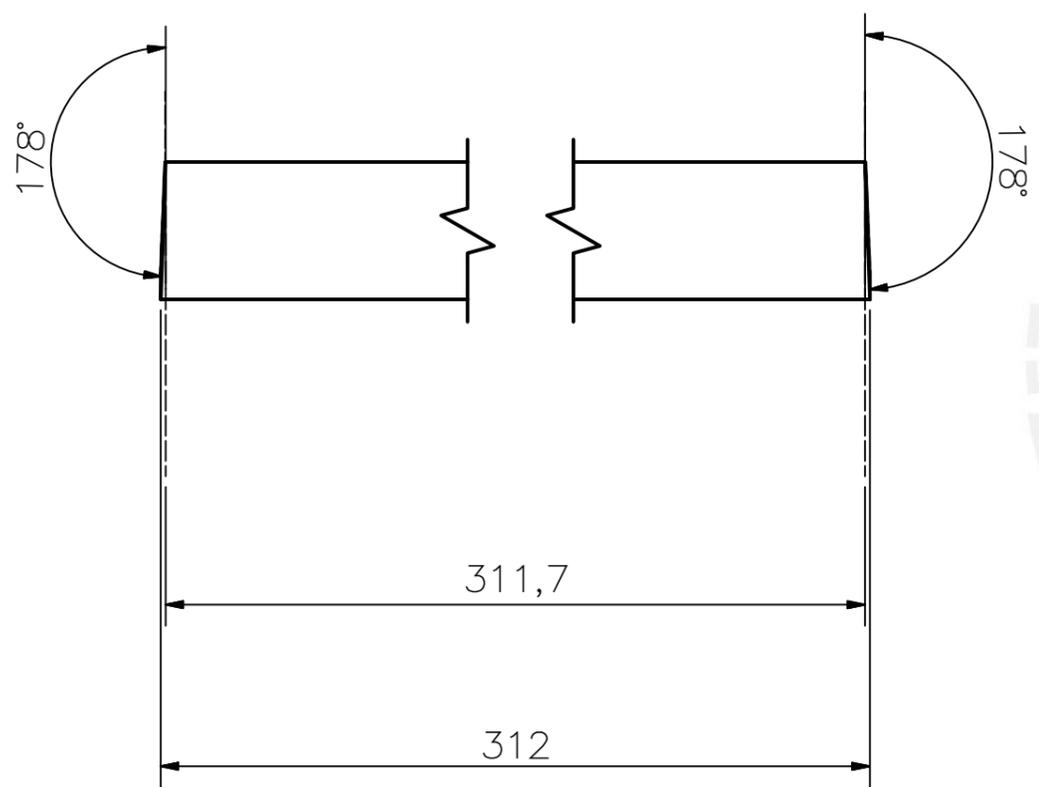
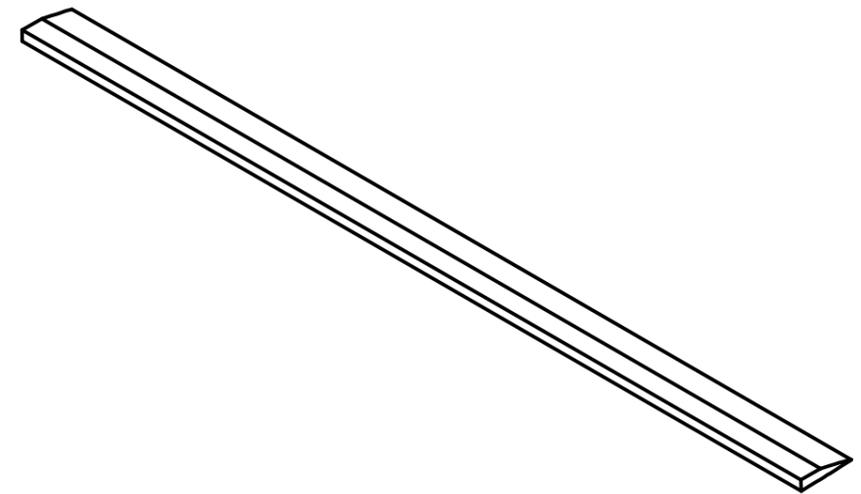
ACABADO SUPERFICIAL ✓ (1,6/)	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL K-49		
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA				
MÉTODO DE PROYECCIÓN ⊕ ⊞	MTR280 – 10M1 LARGUERO SECUNDARIO CENTRAL		ESCALA 1:1	
H10M1	UAV SOLAR DE LARGA AUTONOMÍA			FECHA: 2016.06.30
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID	LÁMINA: L18-A3
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30	



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
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5

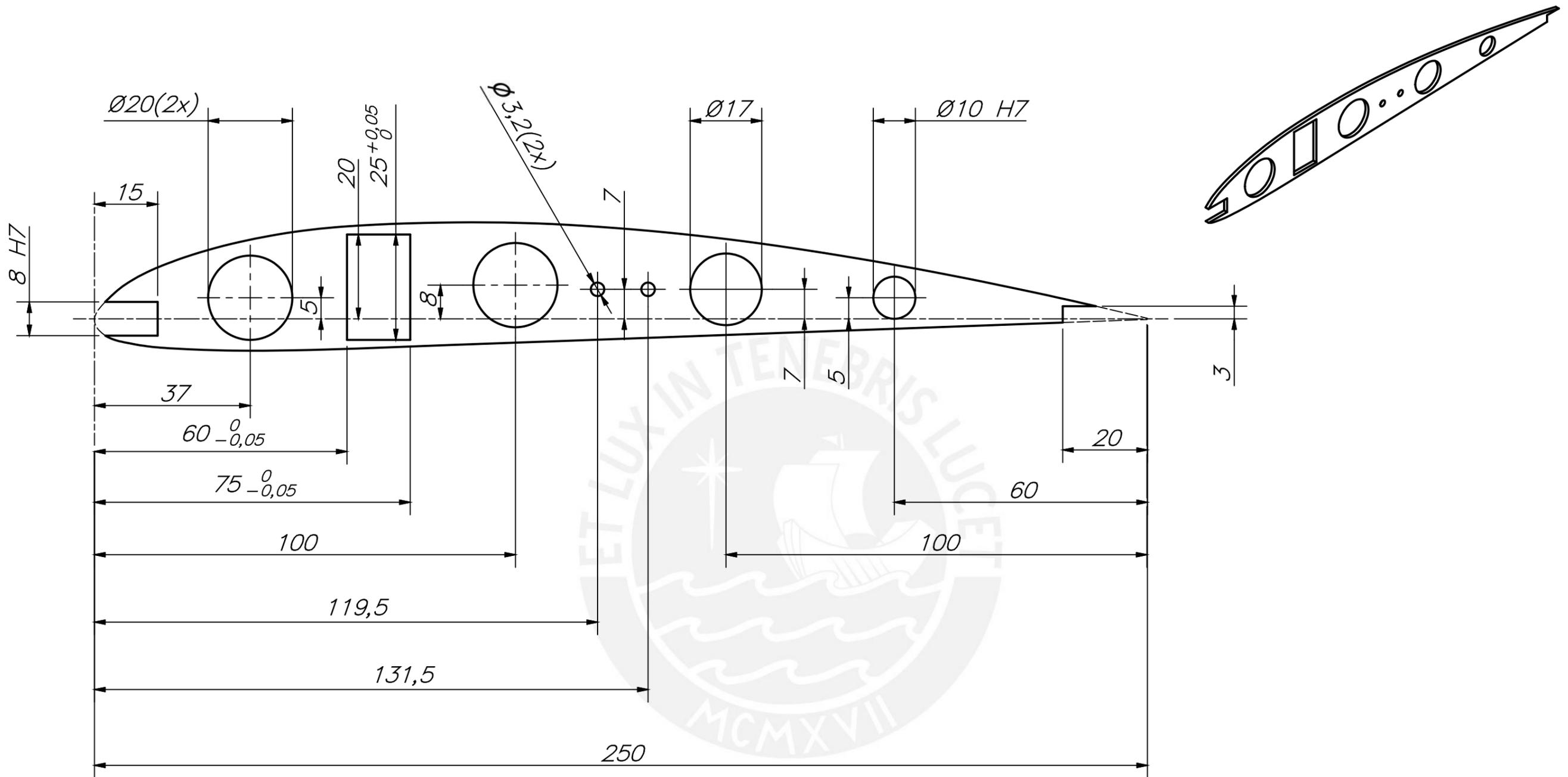
8 h6	8,00	7,99
COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA

ACABADO SUPERFICIAL ✓	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL BALSA		
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA				
MÉTODO DE PROYECCIÓN ⊕ ⊞	MTR280 – 10M1 LARGUERO BORDE DE ATAQUE CENTRAL		ESCALA 5:1	
H10M1	UAV SOLAR DE LARGA AUTONOMÍA			FECHA: 2016.06.30
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID	LÁMINA: L19-A3
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30	



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
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5

ACABADO SUPERFICIAL ✓ (1,6/√)	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL BALSA		
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA				
MÉTODO DE PROYECCIÓN ⊕ ⊔	MTR280 – 10M1 LARGUERO BORDE DE FUGA CENTRAL	ESCALA 5:1		
H10M1	UAV SOLAR DE LARGA AUTONOMÍA	FECHA: 2016.06.30		
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID	LÁMINA: L20-A3
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30	

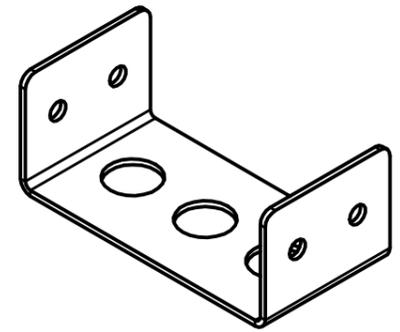
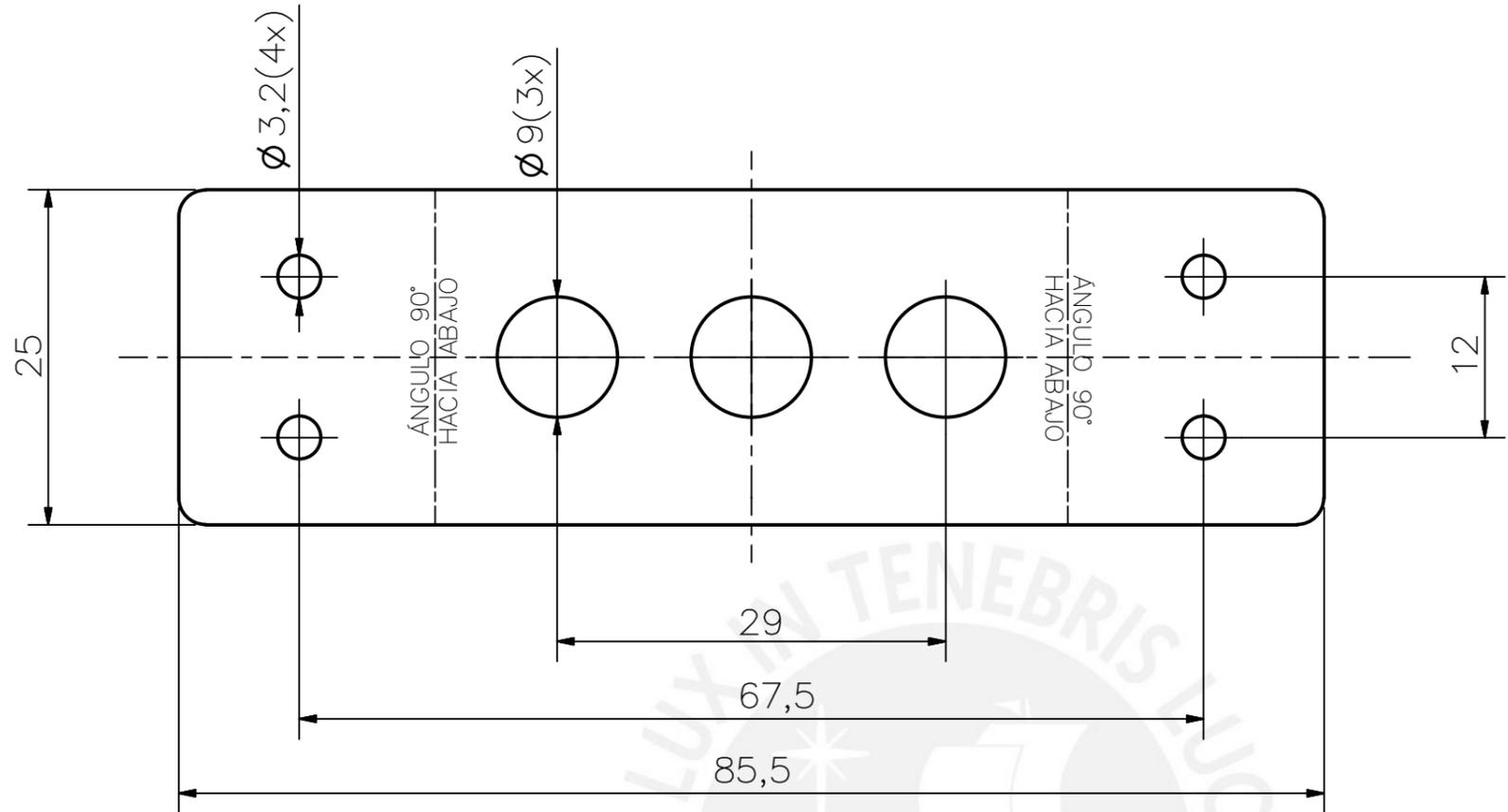


PERFIL CLARK Y, CUERDA 250mm
ESPESOR 2mm

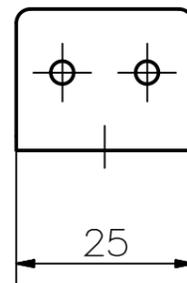
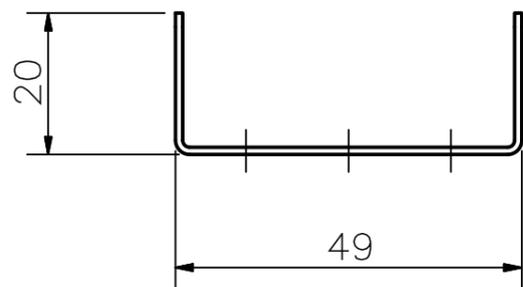
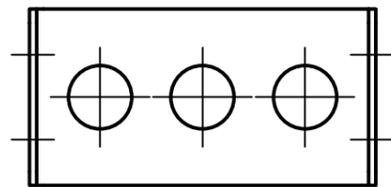
ACABADO SUPERFICIAL ✓	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL BALSA
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA		
MÉTODO DE PROYECCIÓN ⊕ ⊞	MTR280 – 10M1	ESCALA 1:1
H10M1	UAV SOLAR DE LARGA AUTONOMÍA	FECHA: 2016.06.30
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22
		APROBADO: E. MADRID
		FECHA: 2016.06.30
		LÁMINA: L21-A3

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

8 H7	8,02	8,00
10 H7	10,02	10,00
COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA



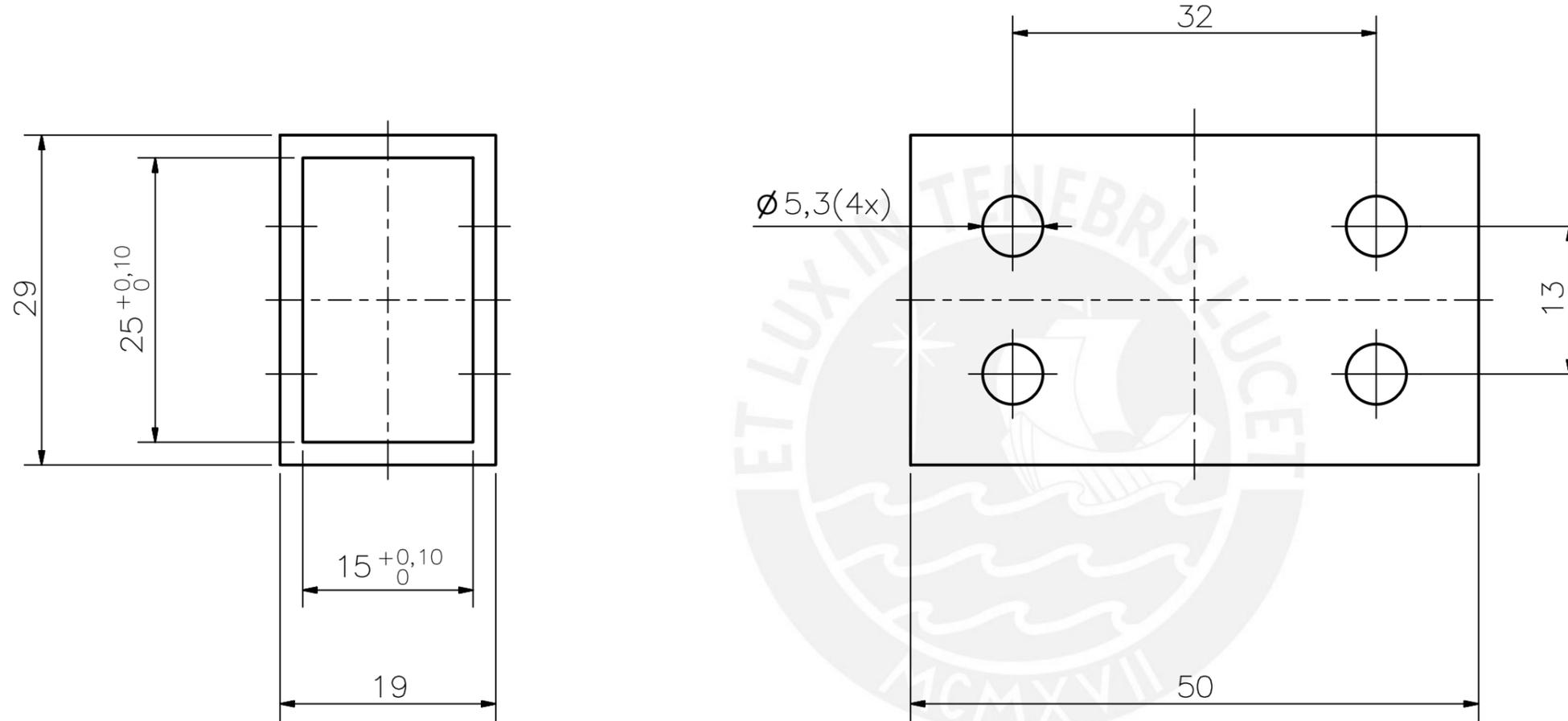
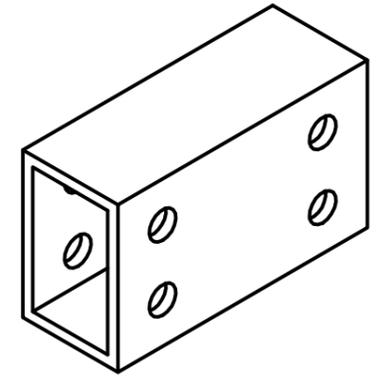
DESARROLLO
ESCALA 2:1



REDONDEOS NO INDICADOS R2

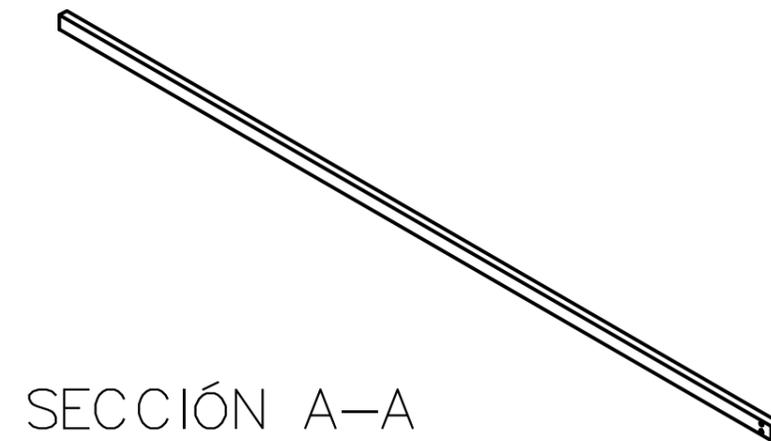
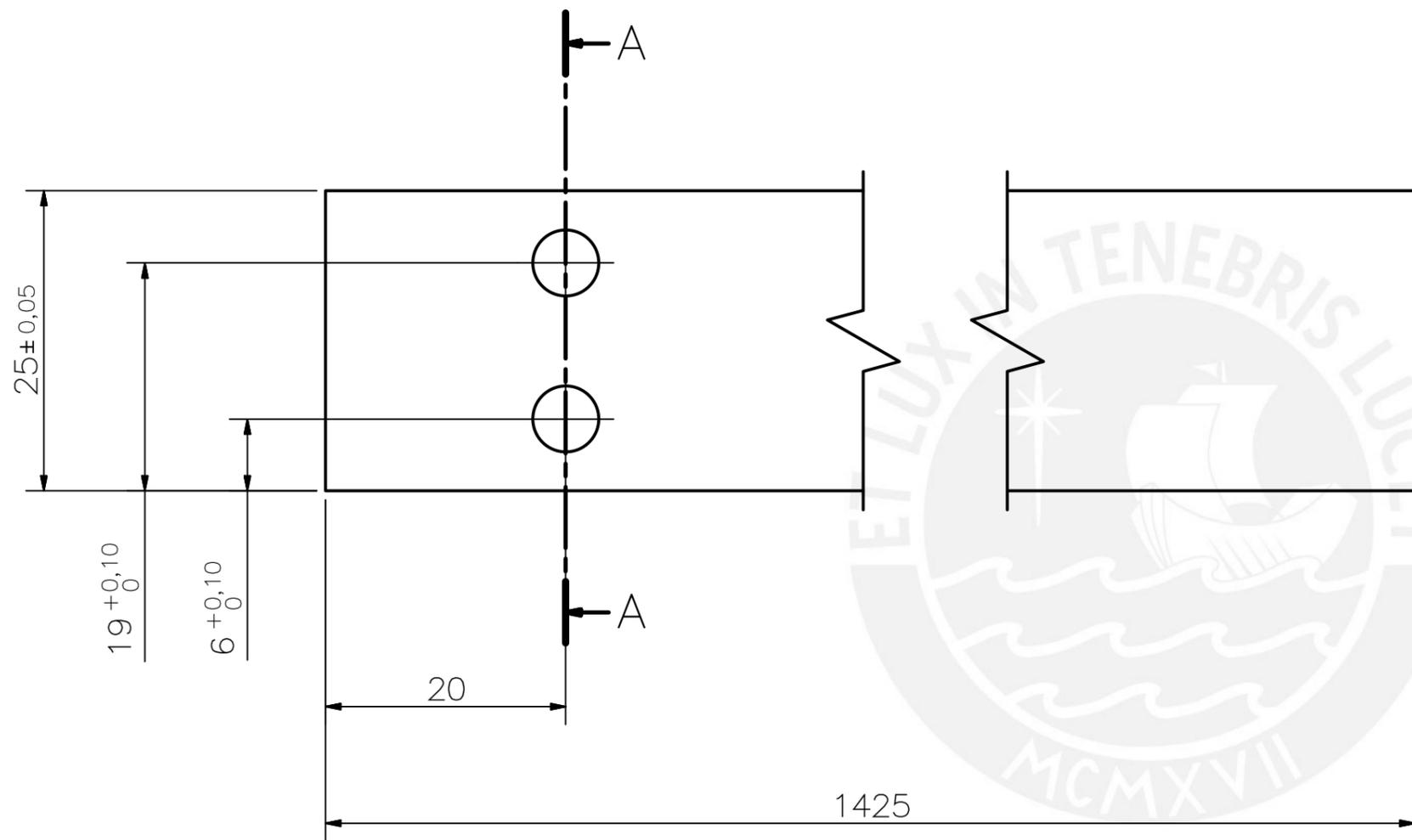
TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168					
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5

ACABADO SUPERFICIAL ✓	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL AA 6061		
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA				
MÉTODO DE PROYECCIÓN ⊕	MTR280 – 10M1			ESCALA 1:1
H10M1	SOPORTE DE REFUERZO CENTRAL			FECHA: 2016.06.30
UAV DE LARGA AUTONOMÍA		LÁMINA: L22-A3		
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID	
FECHA: 2016.05.25	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30	

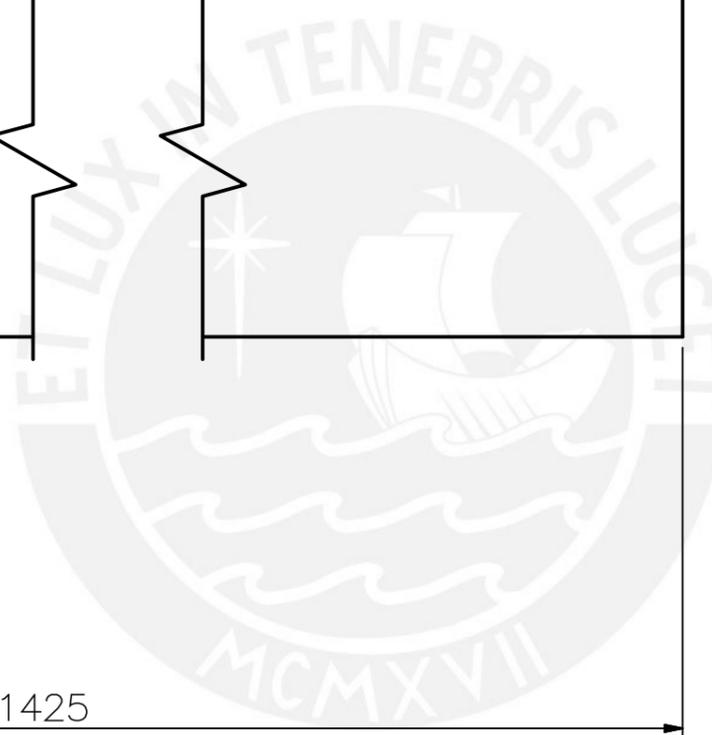
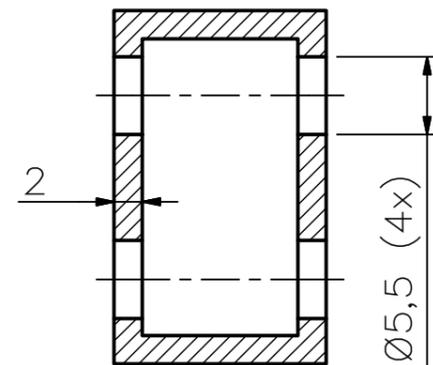


ACABADO SUPERFICIAL ✓	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL AA 6061		
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA				
MÉTODO DE PROYECCIÓN 	MTR280 – 10M1	ESCALA 2:1		
H10M1	UAV DE LARGA AUTONOMÍA	FECHA: 2016.06.30		
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID	LÁMINA: L23-A3
FECHA: 2016.05.25	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30	

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
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5

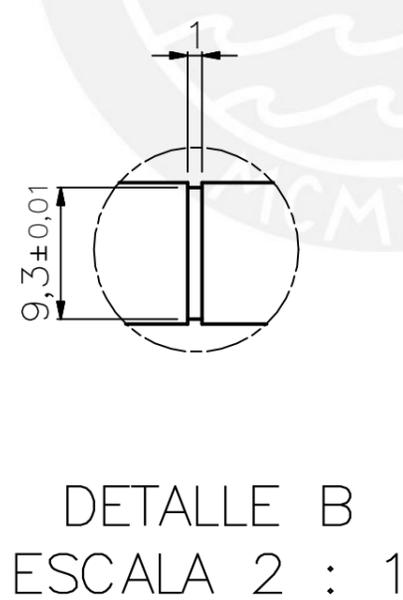
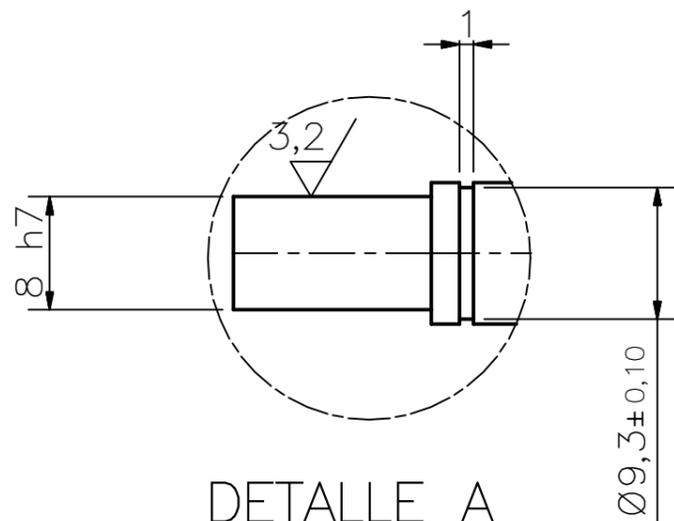
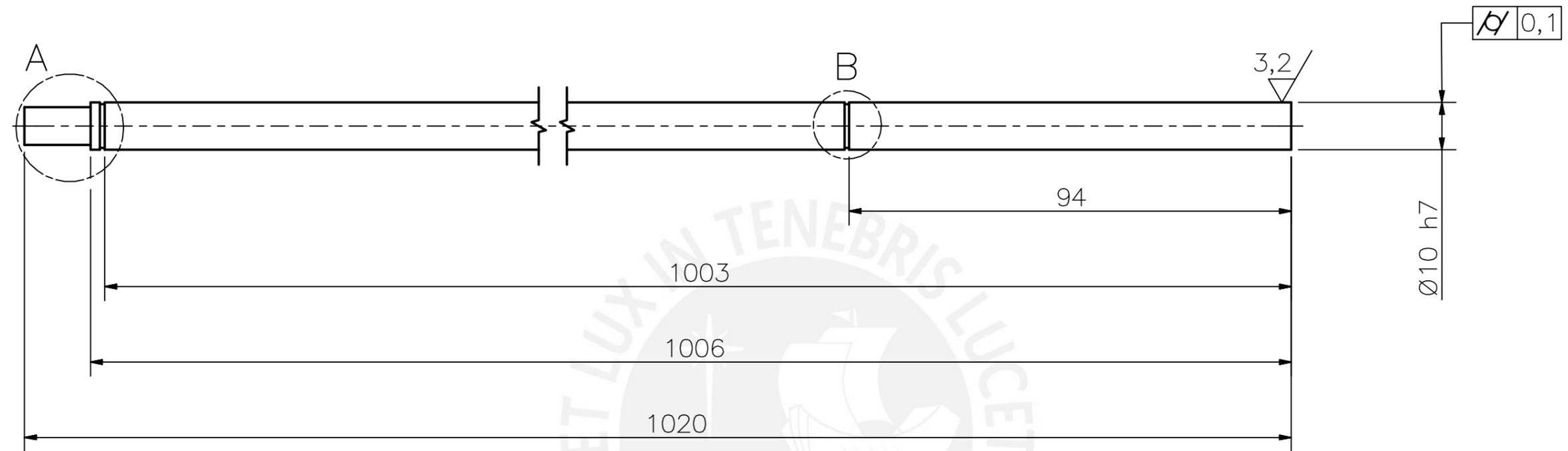


SECCIÓN A-A



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	Más de 120 hasta 400
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5

ACABADO SUPERFICIAL ✓	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL K-49
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA		
MÉTODO DE PROYECCIÓN 	MTR280 – 10M1 LARGUERO PRINCIPAL EXTREMOS	ESCALA 1:1
H10M1	UAV SOLAR DE LARGA AUTONOMÍA	FECHA: 2016.06.19
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22
		APROBADO: E. MADRID
		FECHA: 2016.06.30
LÁMINA: L24-A3		

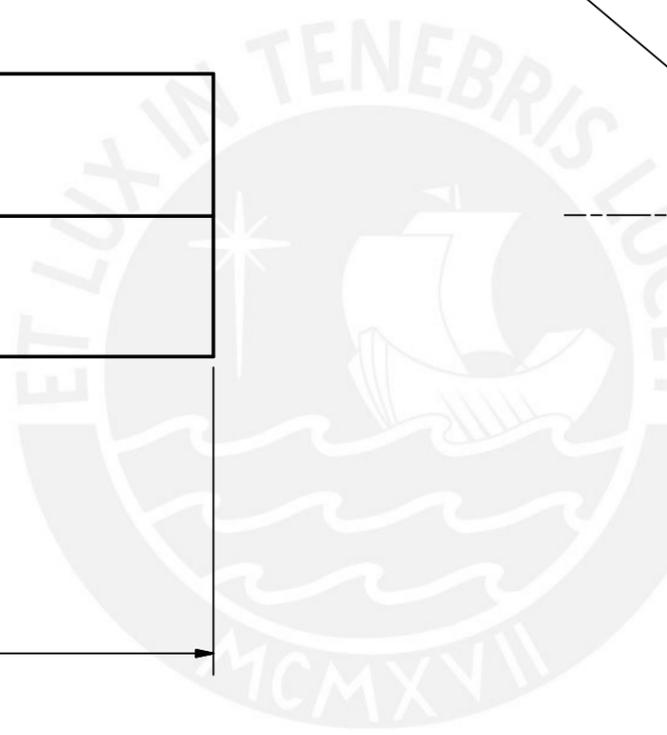
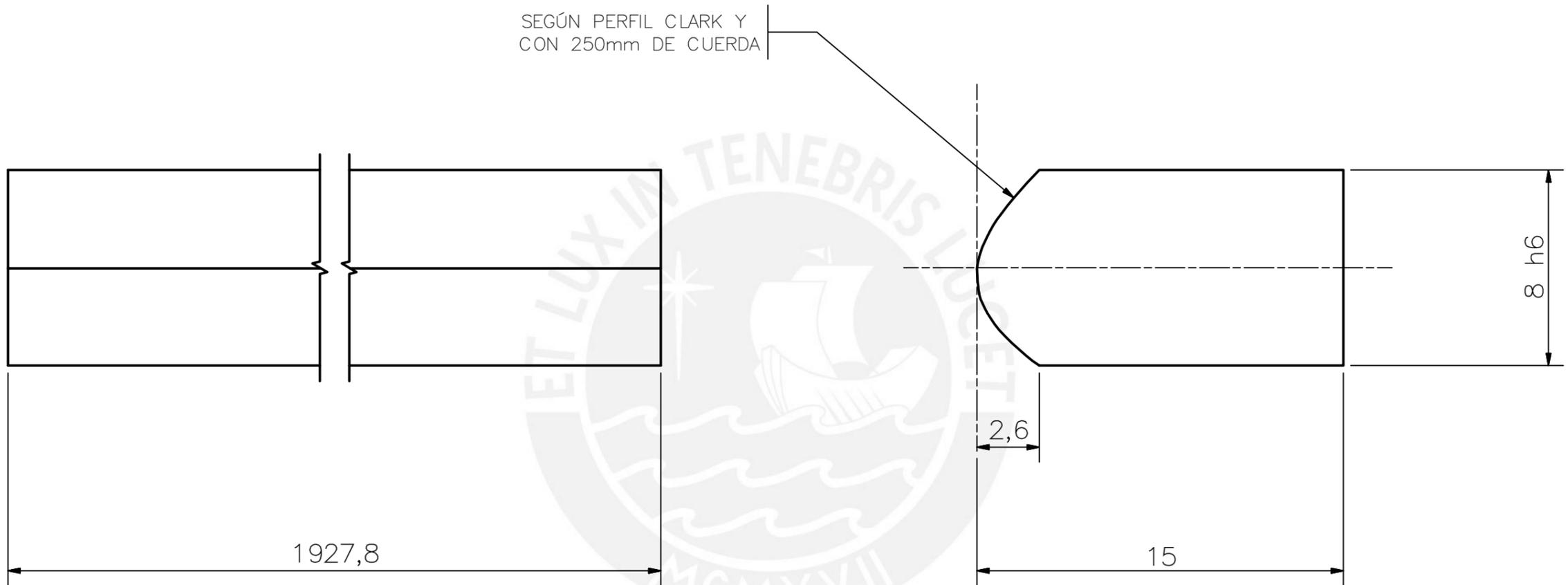


TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168					
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400
MEDIO	$\pm 0,1$	$\pm 0,1$	$\pm 0,2$	$\pm 0,3$	$\pm 0,5$

8 h7	8,00	7,98
10 h7	10,00	9,98
COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA

ACABADO SUPERFICIAL $\sqrt{3,2 / 3,2}$	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL K-49
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA		
MÉTODO DE PROYECCIÓN 	MTR280 – 10M1 LARGUERO SECUNDARIO EXTREMOS	ESCALA 1:1
H10M1	UAV SOLAR DE LARGA AUTONOMÍA	FECHA: 2016.06.30
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22
		APROBADO: E. MADRID
		FECHA: 2016.06.30
LÁMINA: L25-A3		

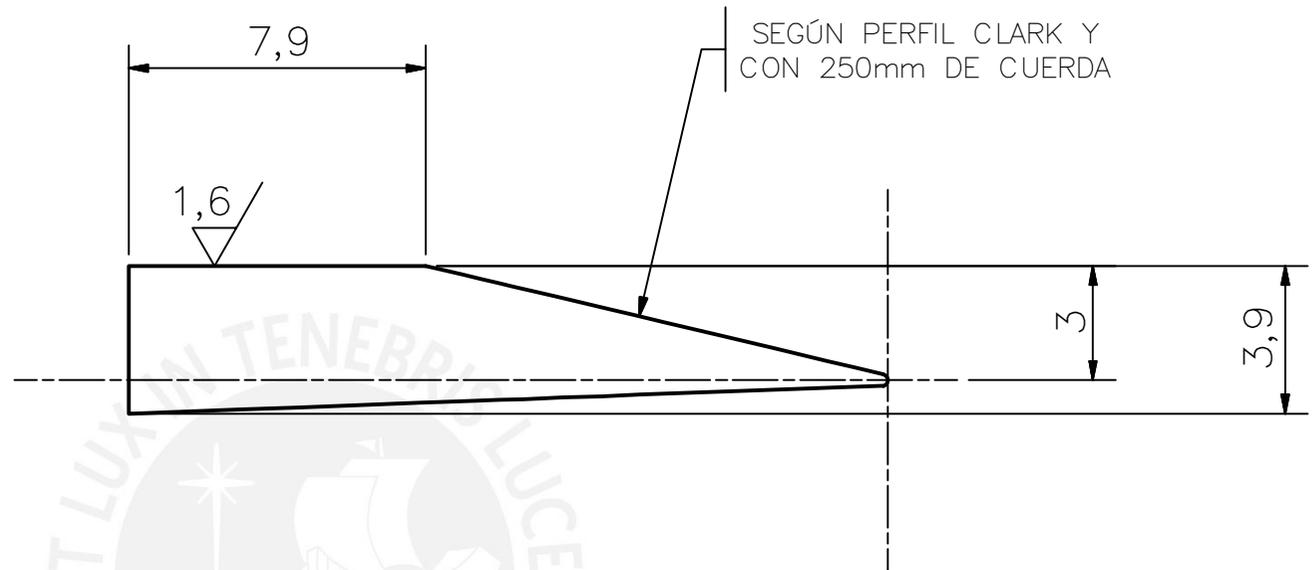
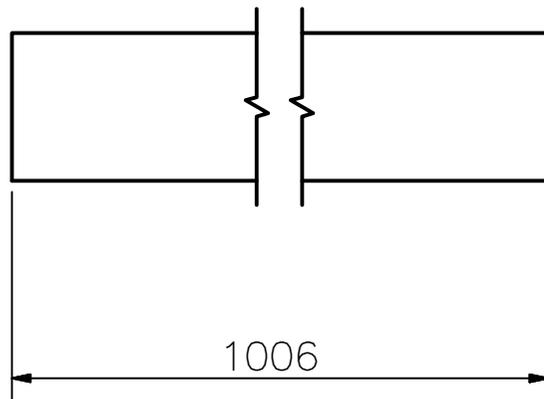
SEGÚN PERFIL CLARK Y
CON 250mm DE CUERDA



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

8 h6	8,00	7,99
COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA

ACABADO SUPERFICIAL ✓	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL BALSA		
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA				
MÉTODO DE PROYECCIÓN ⊕ ⊞	MTR280 – 10M1 LARGUERO BORDE DE ATAQUE EXTREMOS		ESCALA 5:1	
H10M1	UAV SOLAR DE LARGA AUTONOMÍA			FECHA: 2016.06.30
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID	LÁMINA: L26-A3
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30	



ACABADO SUPERFICIAL ✓ (1,6/▽)	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL BALSA
----------------------------------	--	-------------------

PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA

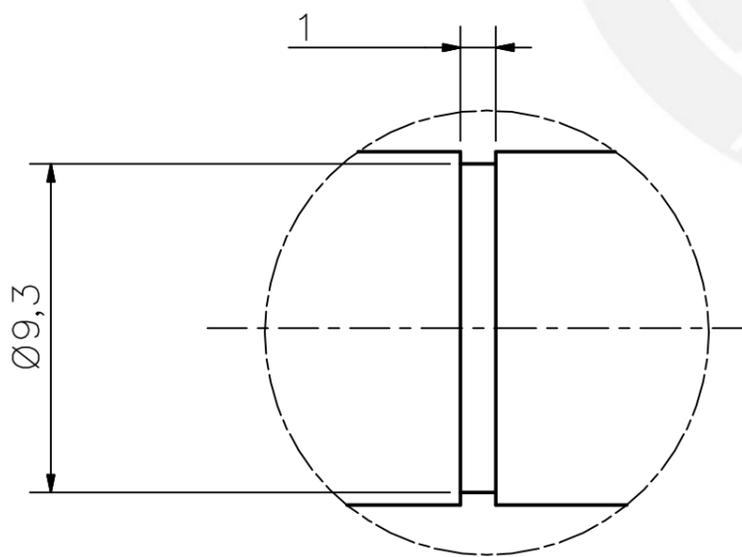
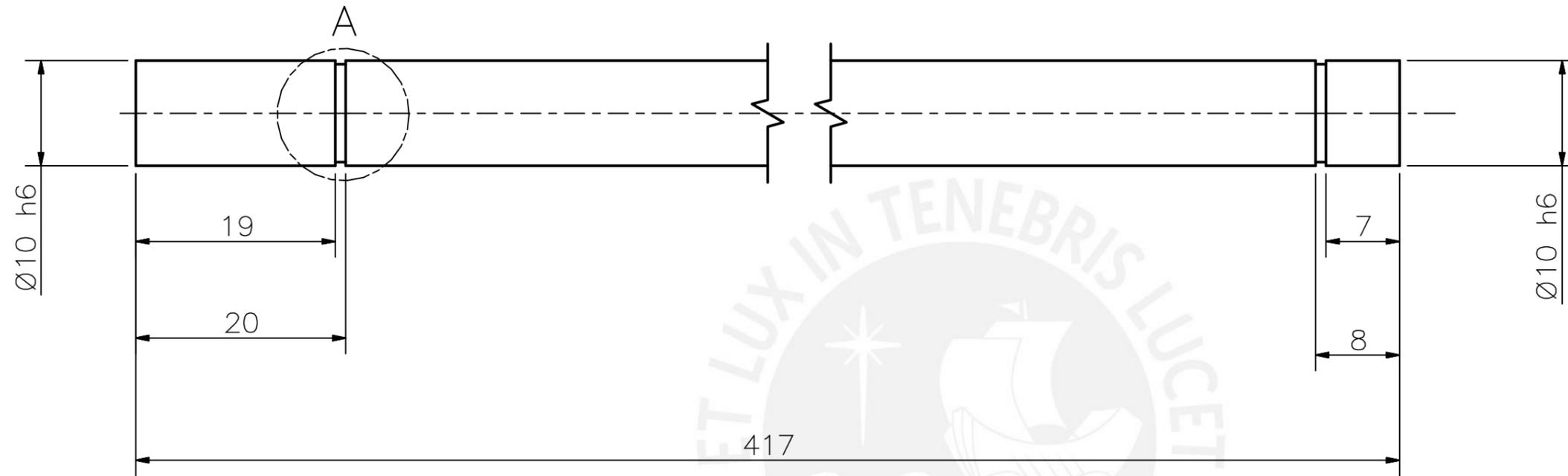
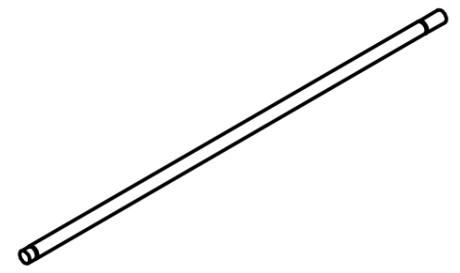
MÉTODO DE PROYECCIÓN ⊕ ⊞	MTR280 – 10M1 LARGUERO BORDE DE FUGA EXTREMOS	ESCALA 5:1
-----------------------------	--	---------------

H10M1	UAV SOLAR DE LARGA AUTONOMÍA	FECHA: 2016.06.30
-------	------------------------------	----------------------

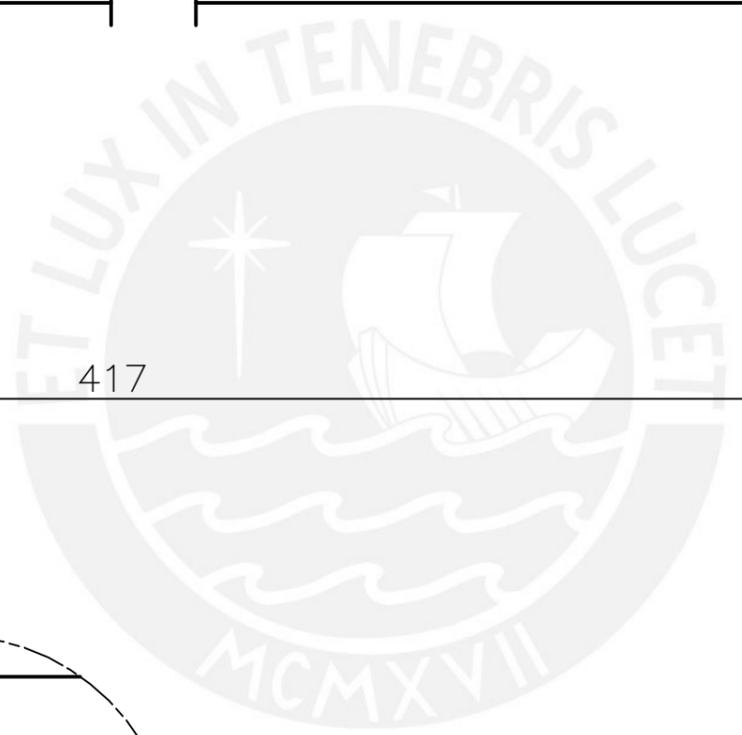
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID	LÁMINA: L27–A4
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30	

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
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5



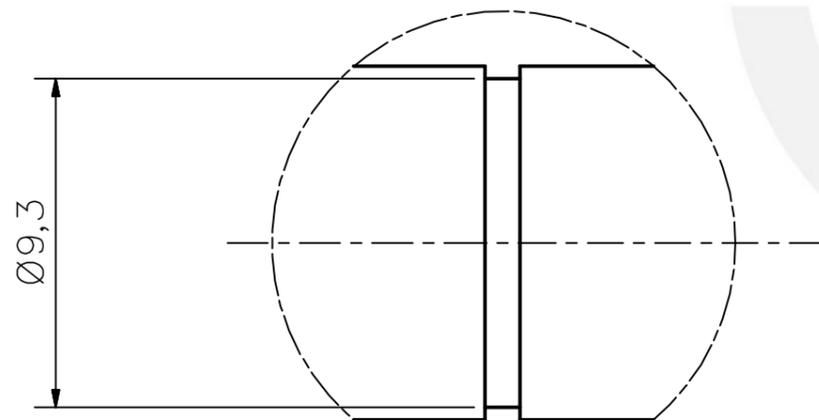
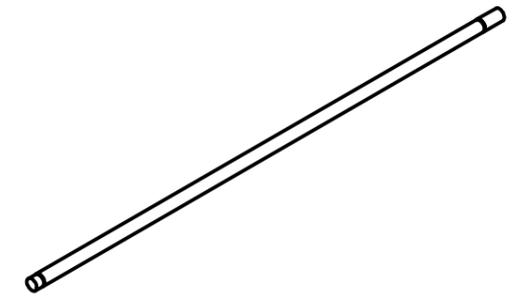
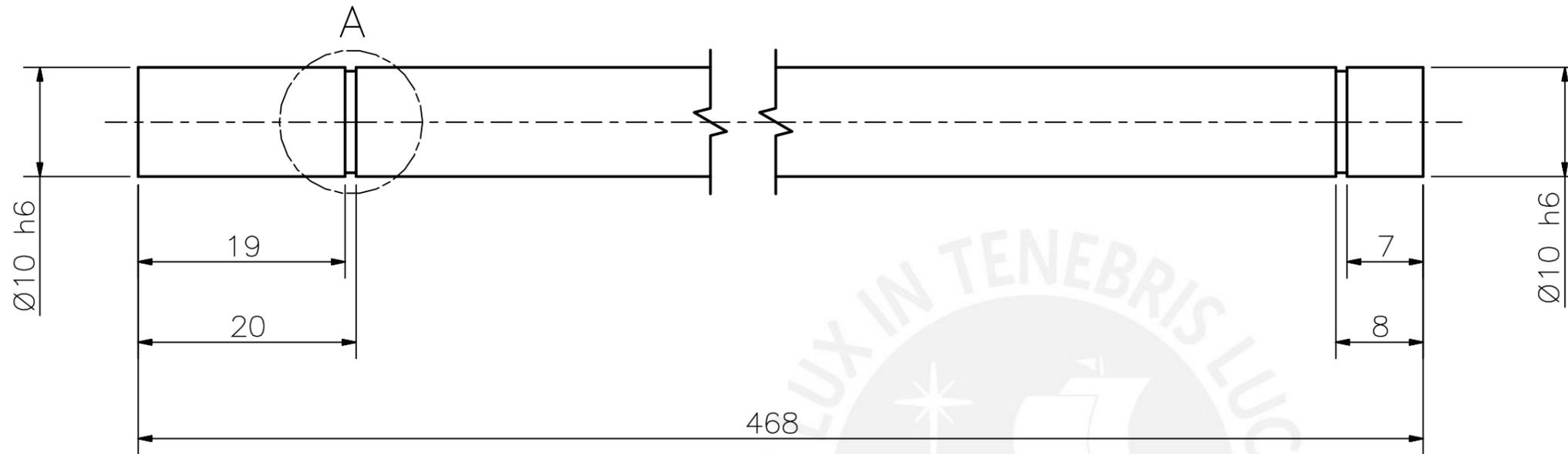
DETALLE A
ESCALA 5:1



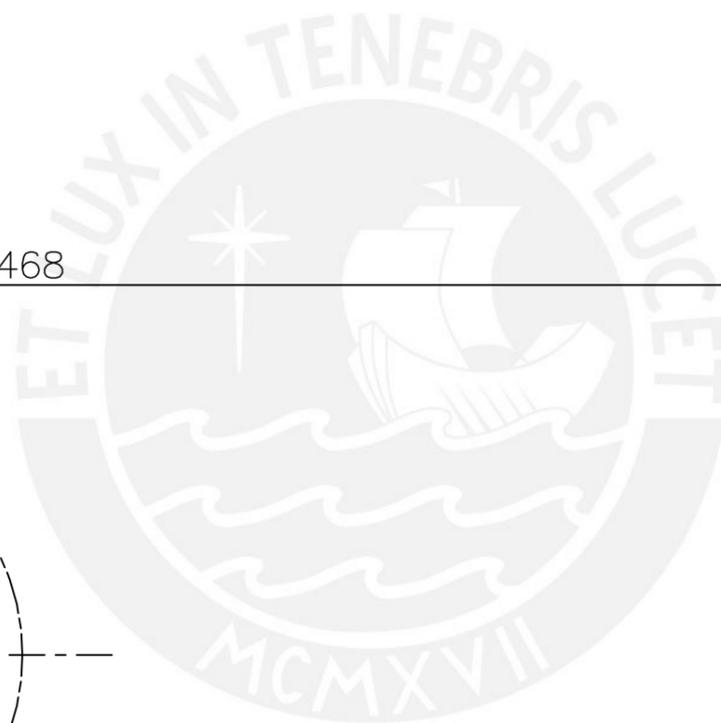
TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168					
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5

10 h6	10,00	9,99
COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA

ACABADO SUPERFICIAL 1,6	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL BALSA		
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA				
MÉTODO DE PROYECCIÓN 	MTR280 – 10M1 LARGUERO AUXILIAR ANTERIOR		ESCALA 2:1	
H10M1	UAV DE LARGA AUTONOMÍA		FECHA: 2016.06.30	
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID	LÁMINA: L28-A3
FECHA: 2016.05.25	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30	



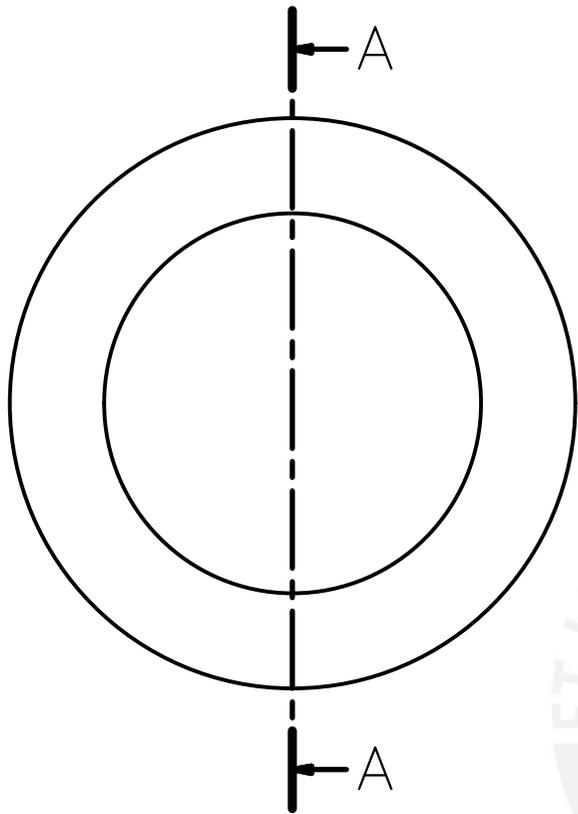
DETALLE A
ESCALA 5: 1



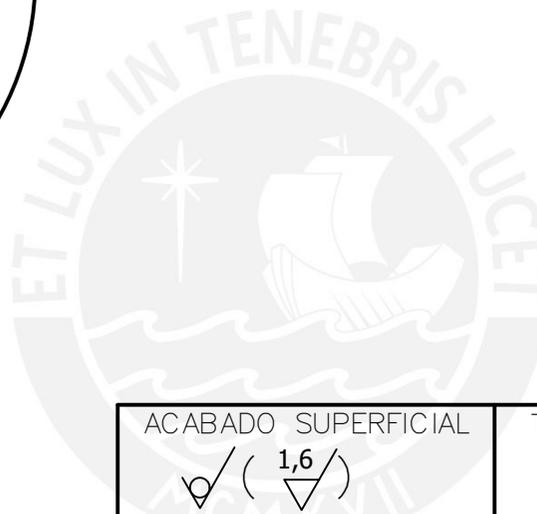
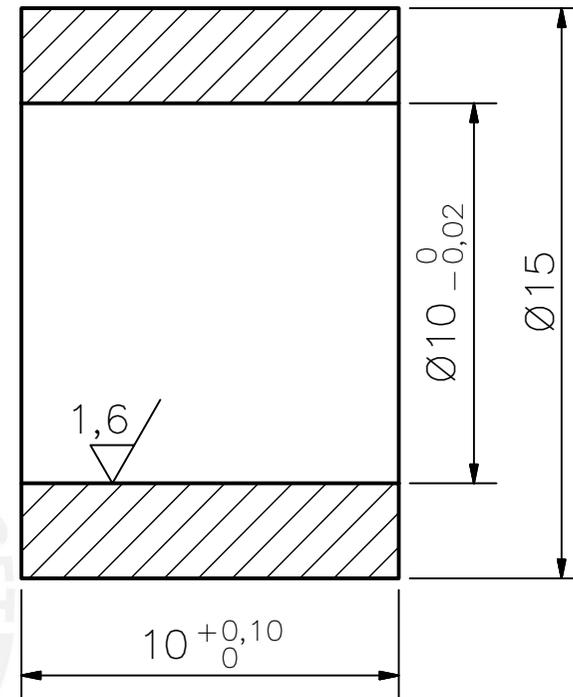
TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168					
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5

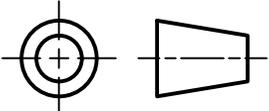
10 h6	10,00	9,99
COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA

ACABADO SUPERFICIAL 1,6/√	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL BALSA		
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA				
MÉTODO DE PROYECCIÓN 	MTR280 – 10M1 LARGUERO AUXILIAR POSTERIOR		ESCALA 2:1	
H10M1	UAV DE LARGA AUTONOMÍA		FECHA: 2016.06.30	
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID	LÁMINA: L29-A3
FECHA: 2016.05.25	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.21	FECHA: 2016.06.30	



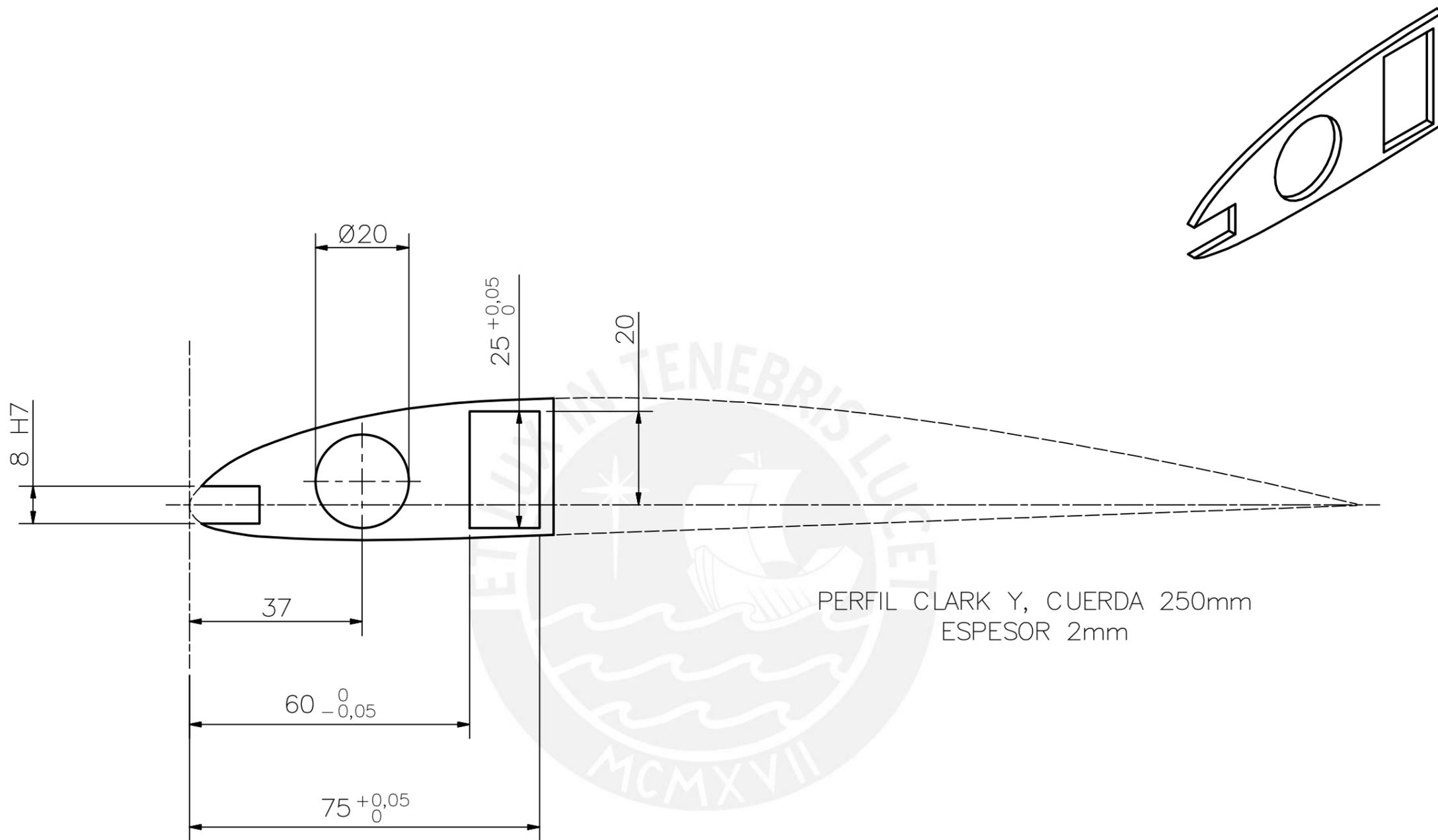
SECCIÓN A-A



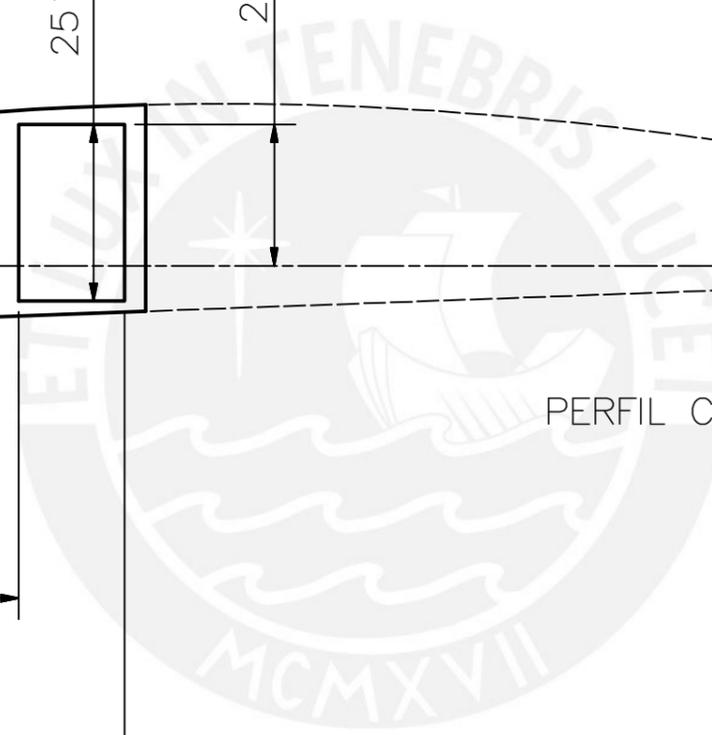
ACABADO SUPERFICIAL $\sqrt{\text{ (1,6 /)}}$	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL BALSA		
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA				
MÉTODO DE PROYECCIÓN 	MTR280 – 10M1 TOPE DE LARGUEROS CIRCULARES	ESCALA 5:1		
H10M1	UAV SOLAR DE LARGA AUTONOMÍA	FECHA: 2016.06.30		
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID	LÁMINA: L30-A4
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30	

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
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5



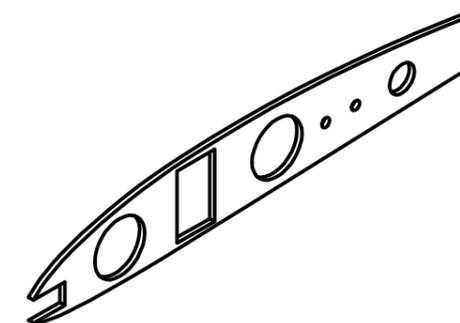
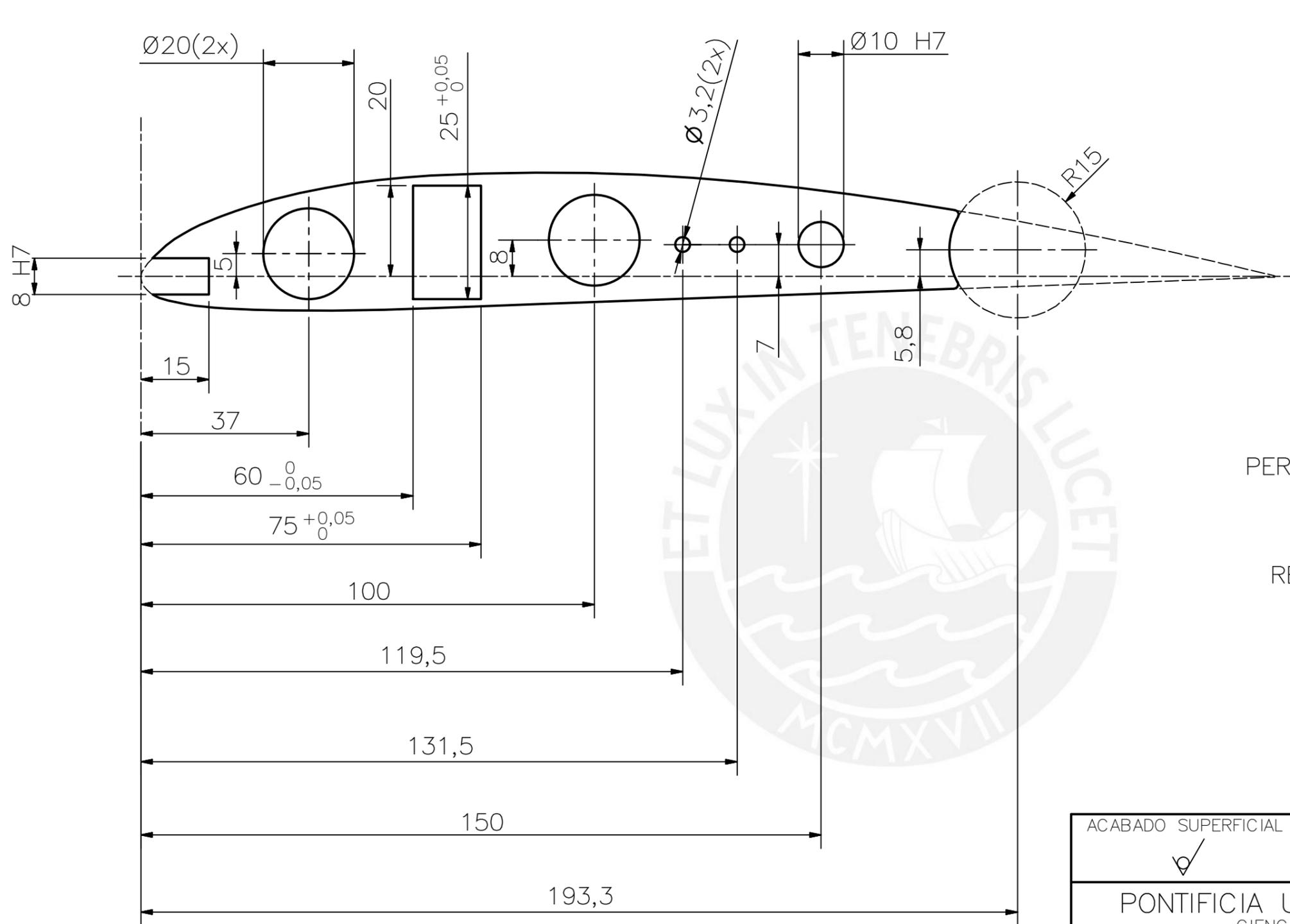
PERFIL CLARK Y, CUERDA 250mm
ESPESOR 2mm



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

8 H7	8,02	8,00
COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA

ACABADO SUPERFICIAL ✓	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL BALSA		
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA				
MÉTODO DE PROYECCIÓN ⊕ ⊔	MTR280 – 10M1 SEMI-COSTILLA ANTERIOR		ESCALA 1:1	
H10M1	UAV SOLAR DE LARGA AUTONOMÍA			FECHA: 2016.06.30
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID	LÁMINA: L31-A3
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30	



PERFIL CLARK Y, CUERDA 250mm
ESPESOR 2mm

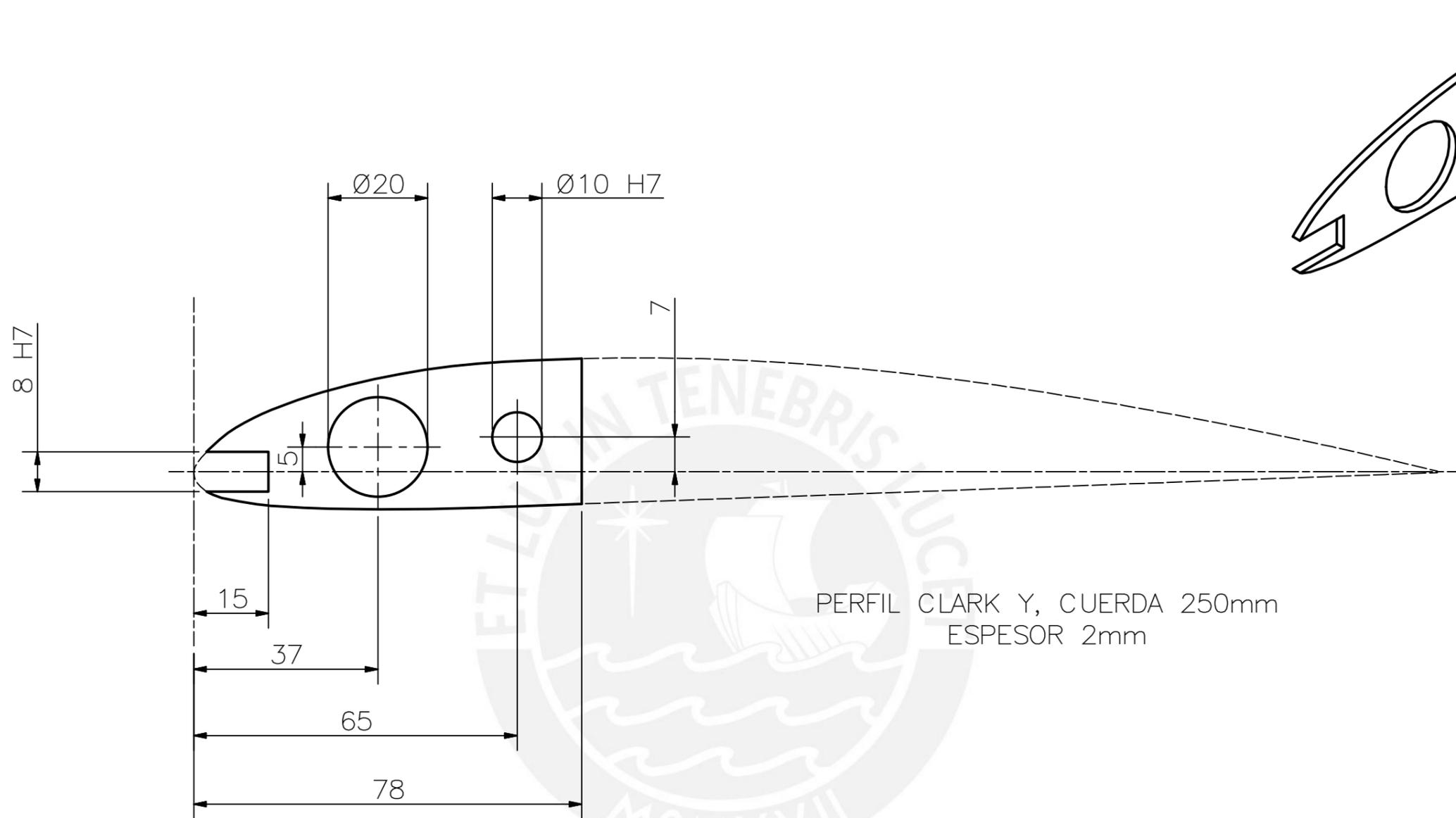
REDONDEOS NO INDICADOS R1

ACABADO SUPERFICIAL ✓	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL BALSA
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA		
MÉTODO DE PROYECCIÓN ⊕ ⊞	MTR280 – 10M1 COSTILLA SIN BORDE DE FUGA	ESCALA 1:1
H10M1	UAV SOLAR DE LARGA AUTONOMÍA	FECHA: 2016.06.30
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22
		APROBADO: E. MADRID
		FECHA: 2016.06.30
		LÁMINA: L32-A3

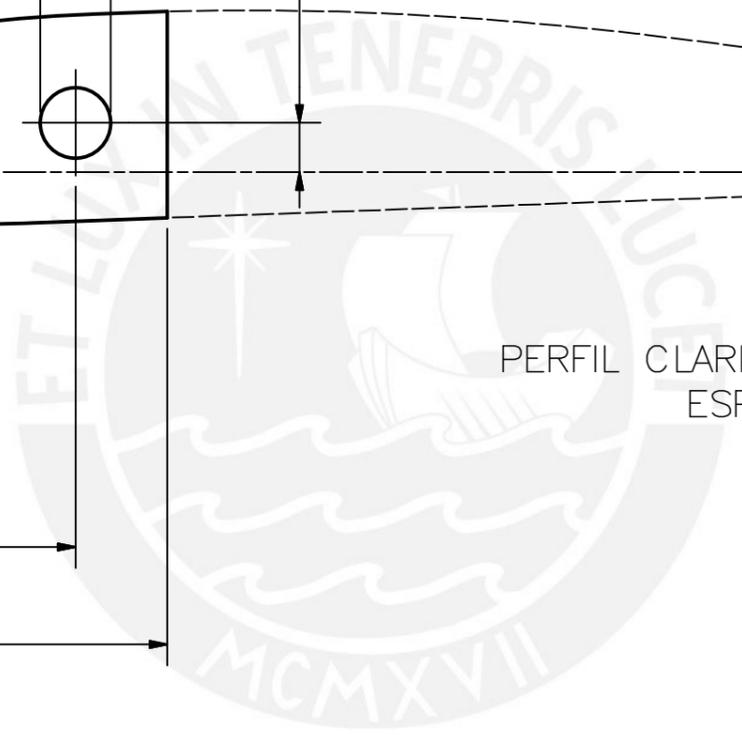
TOLERANCIAS DIMENSIONALES
SEGÚN DIN 7168

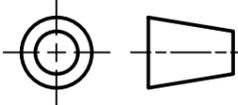
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5

	8 H7	8,02	8,00
	10 H7	10,02	10,00
	COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA



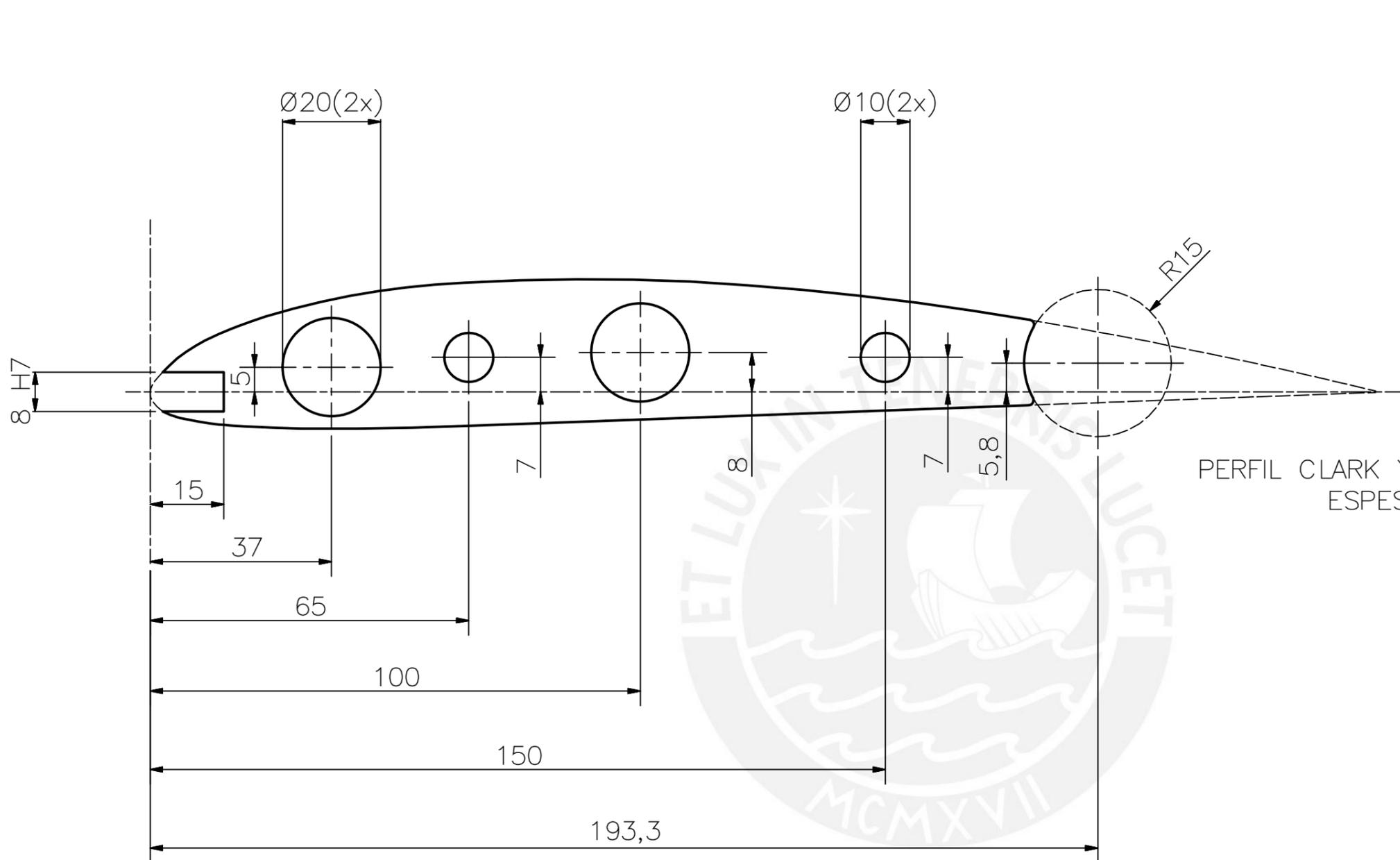
PERFIL CLARK Y, CUERDA 250mm
 ESPESOR 2mm



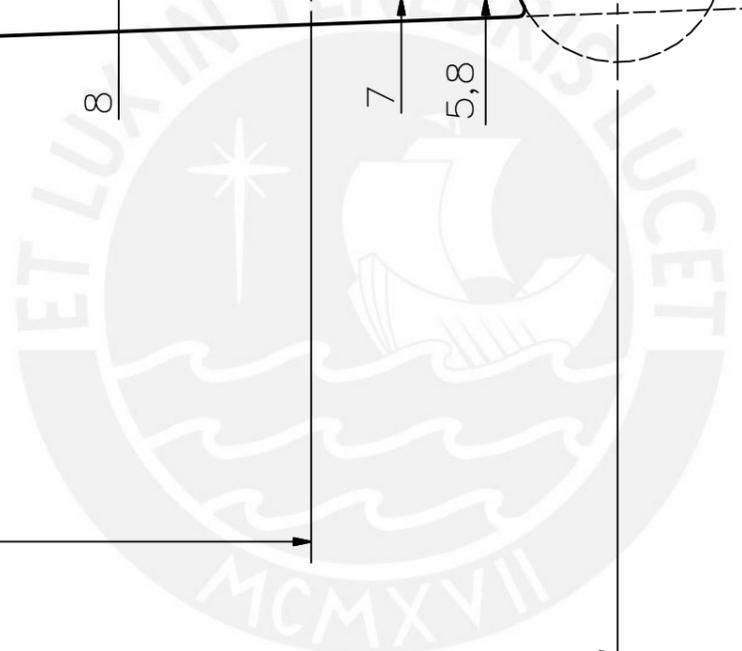
ACABADO SUPERFICIAL ✓	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL BALSA		
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA				
MÉTODO DE PROYECCIÓN 	MTR280 – 10M1 SEMI-COSTILLA EXTERIOR	ESCALA 1:1		
H10M1	UAV SOLAR DE LARGA AUTONOMÍA	FECHA: 2016.06.30		
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID	LÁMINA: L33-A3
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30	

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
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5

8 H7	8,02	8,00
10 H7	10,02	10,00
COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA



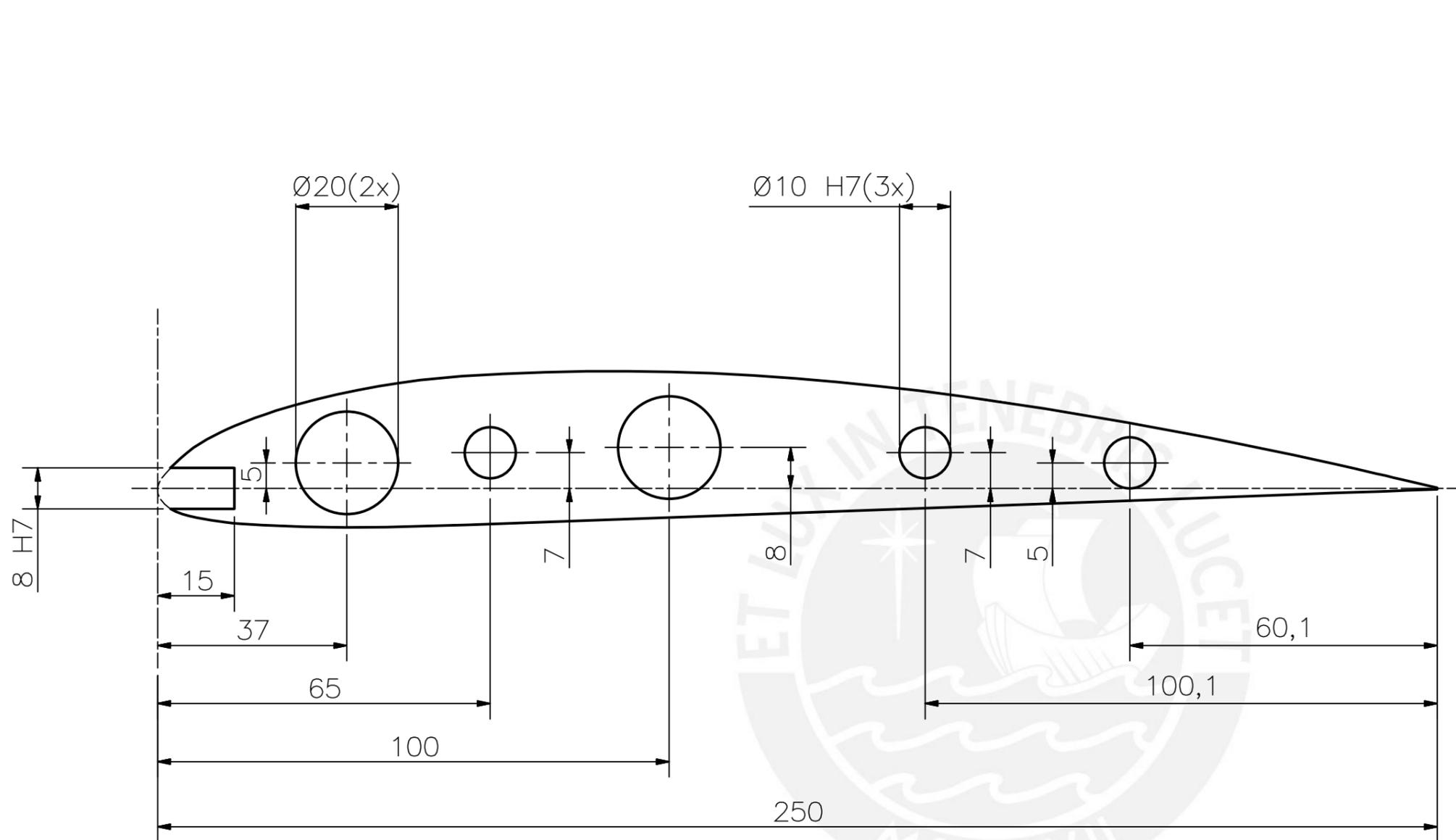
PERFIL CLARK Y, CUERDA 250mm
ESPESOR 2mm



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

8 H7	8,02	8,00
10 H7	10,02	10,00
COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA

ACABADO SUPERFICIAL ✓	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL BALSA
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA		
MÉTODO DE PROYECCIÓN ⊕ ⊔	MTR280 – 10M1 COSTILLA SIN BORDE DE FUGA EXTERIOR	ESCALA 1:1
H10M1	UAV SOLAR DE LARGA AUTONOMÍA	FECHA: 2016.06.30
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22
		APROBADO: E. MADRID
		FECHA: 2016.06.30
LÁMINA: L34-A3		

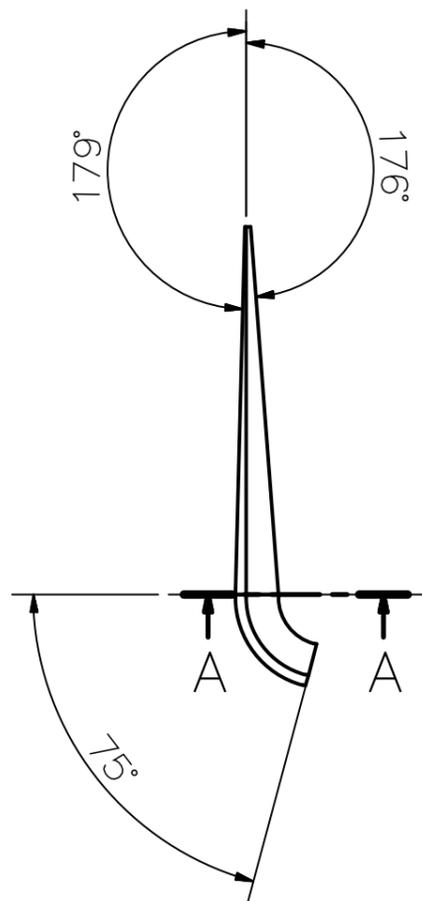


PERFIL CLARK Y, CUERDA 250mm
ESPESOR 2mm

ACABADO SUPERFICIAL ✓	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL BALSA		
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA				
MÉTODO DE PROYECCIÓN ⊕ ⊔	MTR280 – 10M1 COSTILLA DE EXTREMOS DE ALA	ESCALA 1:1		
H10M1	UAV SOLAR DE LARGA AUTONOMÍA	FECHA: 2016.06.30		
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID	LÁMINA: L35-A3
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30	

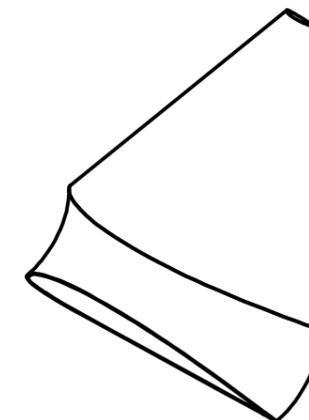
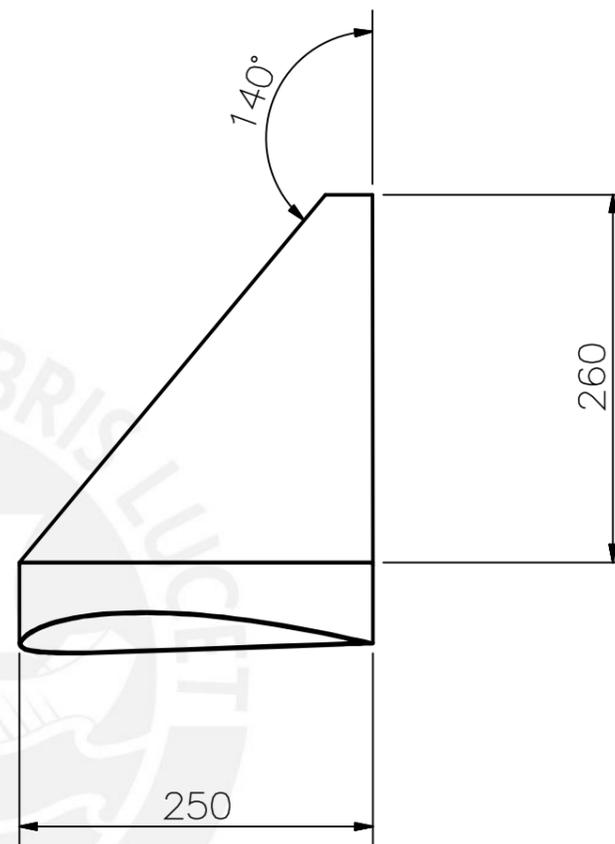
TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168					
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5

8 H7	8,02	8,00
10 H7	10,02	10,00
COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA



SECCIÓN A-A
ESCALA 1 : 2

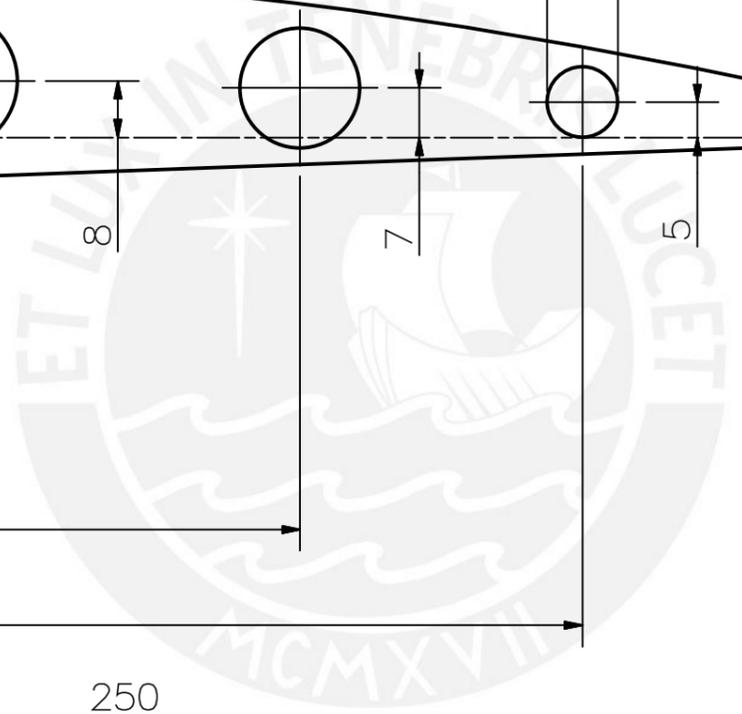
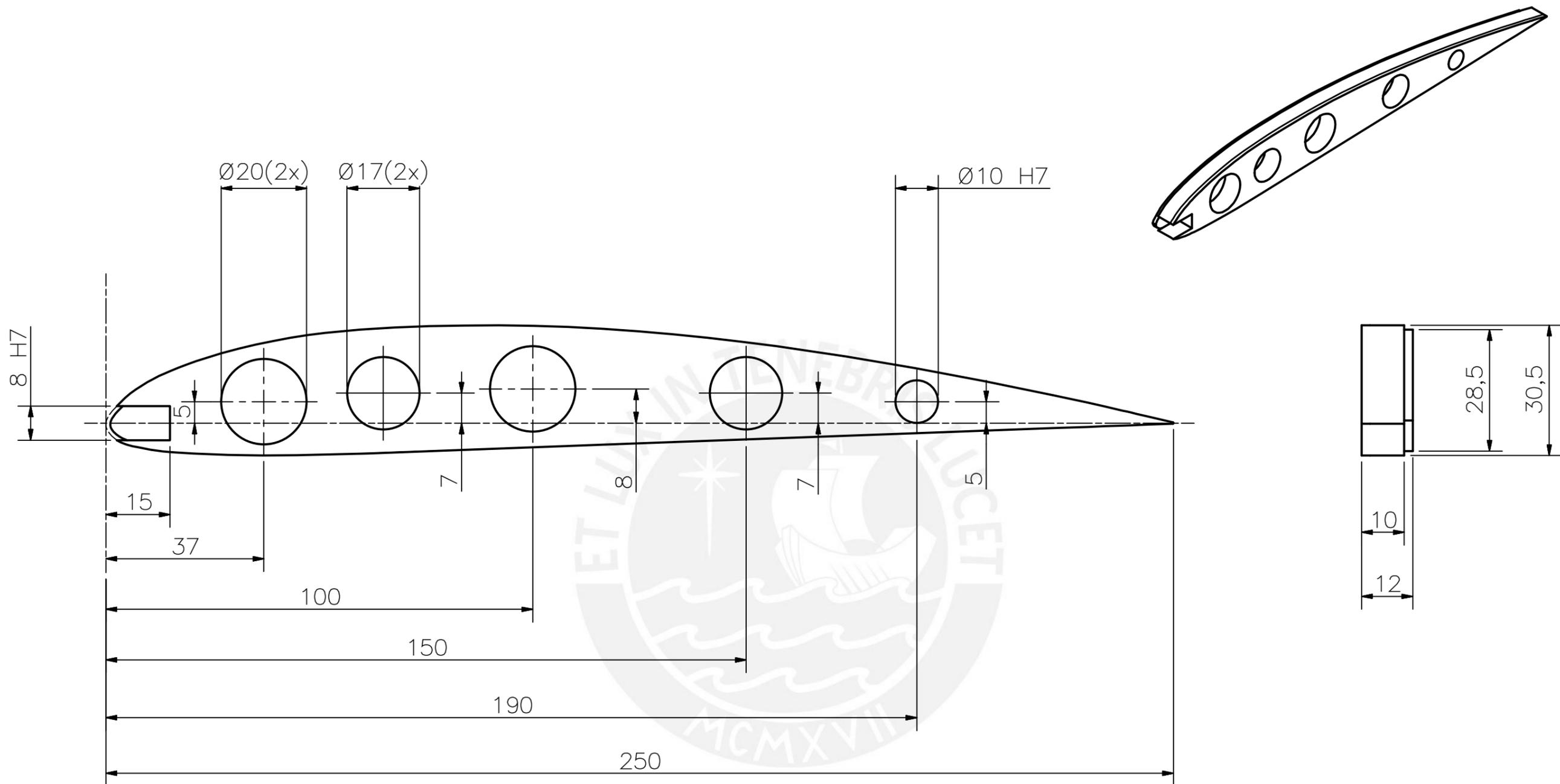
PERFIL CLARK Y
CON 250mm DE CUERDA



ESPESOR 2mm (CASCARÓN)

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 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL EBS			
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA					
MÉTODO DE PROYECCIÓN 	MTR280 – 10M1			ESCALA 1:1	
H10M1	UAV SOLAR DE LARGA AUTONOMÍA				FECHA: 2016.06.30
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID		LÁMINA: L36-A3
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30		



ACABADO SUPERFICIAL 1,6	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL ABS
----------------------------	--	-----------------

PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA

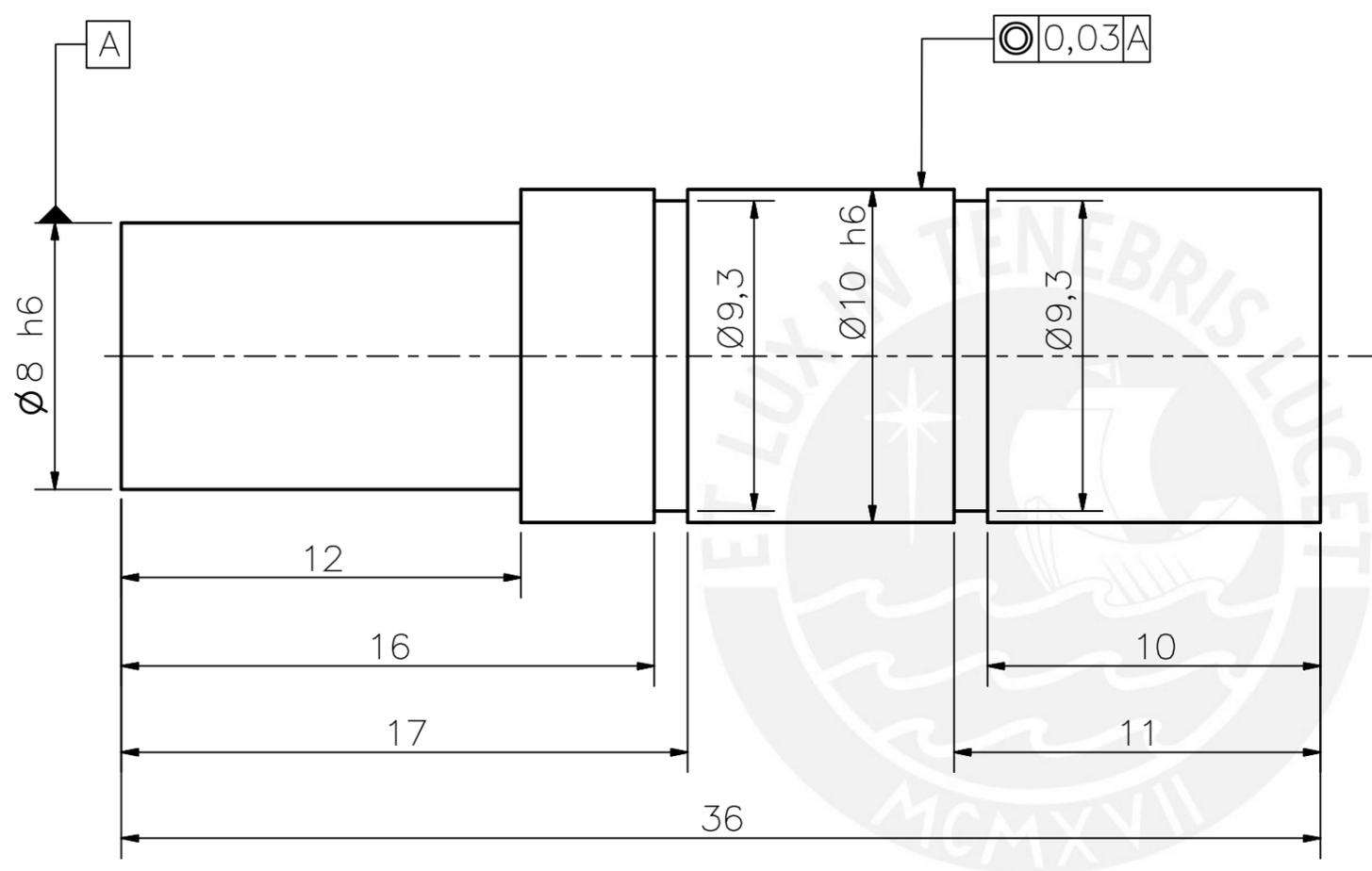
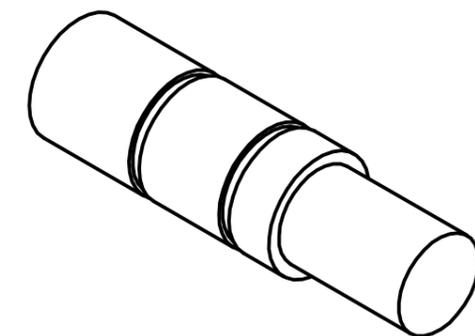
MÉTODO DE PROYECCIÓN 	MTR280 – 10M1	ESCALA 1:1
--------------------------	---------------	---------------

H10M1	UAV SOLAR DE LARGA AUTONOMÍA	FECHA: 2016.06.30
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22
		FECHA: 2016.06.30

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
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5

8 H7	8,02	8,00
10 H7	10,02	10,00
COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA

LÁMINA:
L37-A3



ACABADO SUPERFICIAL 0,8/	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL K-49
-----------------------------	--	------------------

PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA

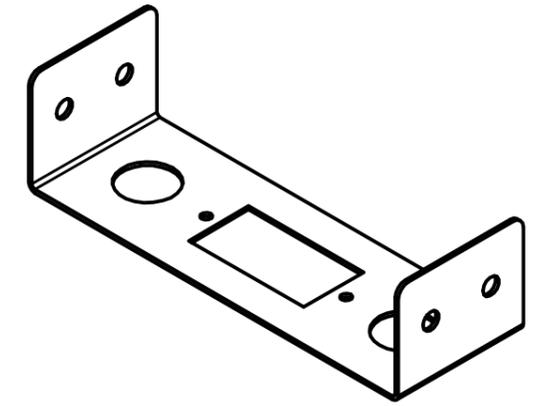
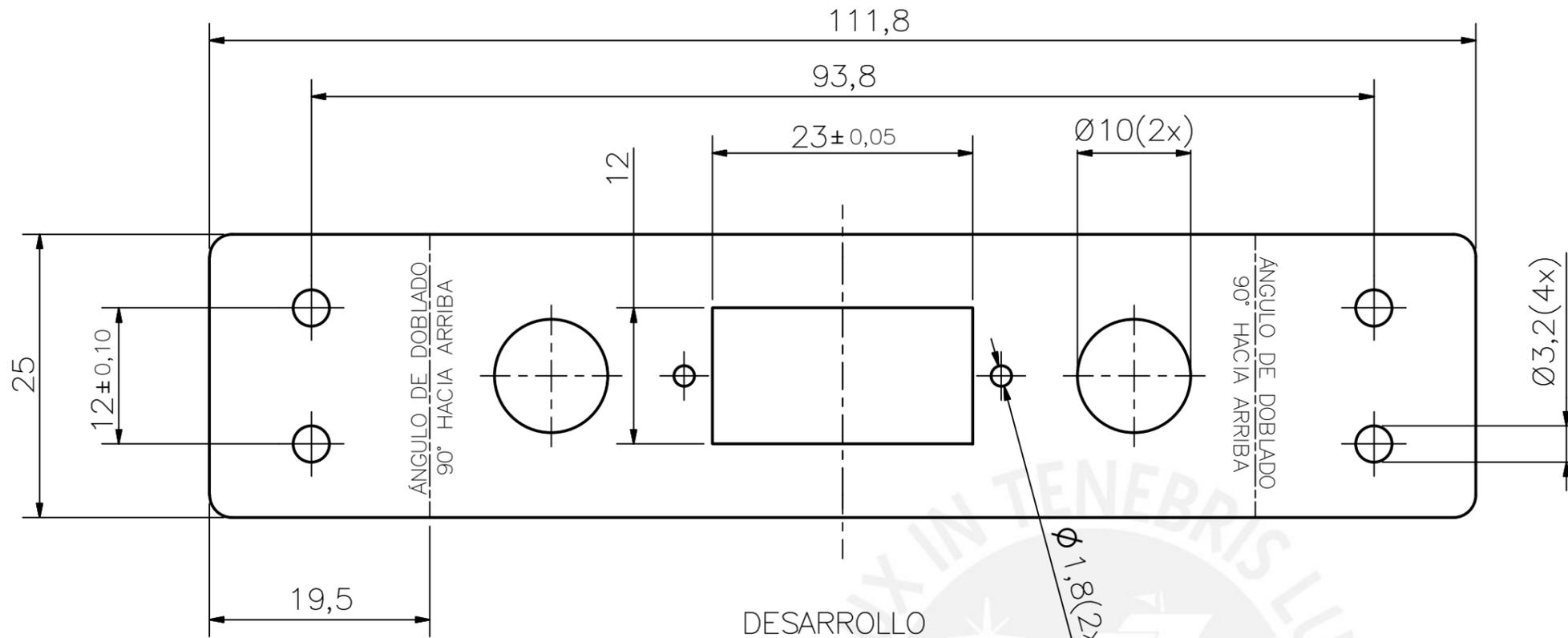
MÉTODO DE PROYECCIÓN MTR280 – 10M1	ESCALA 5:1
---------------------------------------	---------------

H10M1	UAV DE LARGA AUTONOMÍA	FECHA: 2016.06.30
-------	------------------------	----------------------

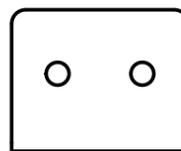
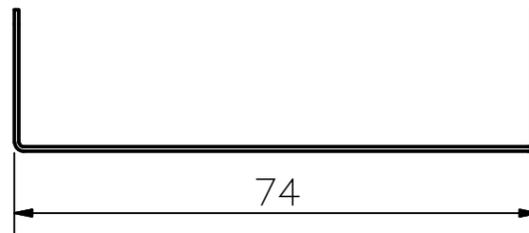
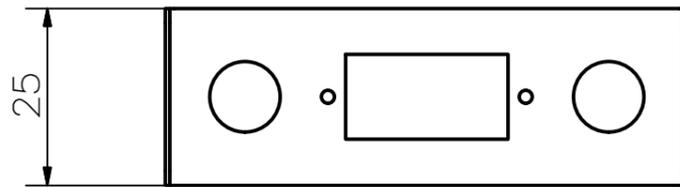
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID	LÁMINA: L38-A3
FECHA: 2016.05.25	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30	

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

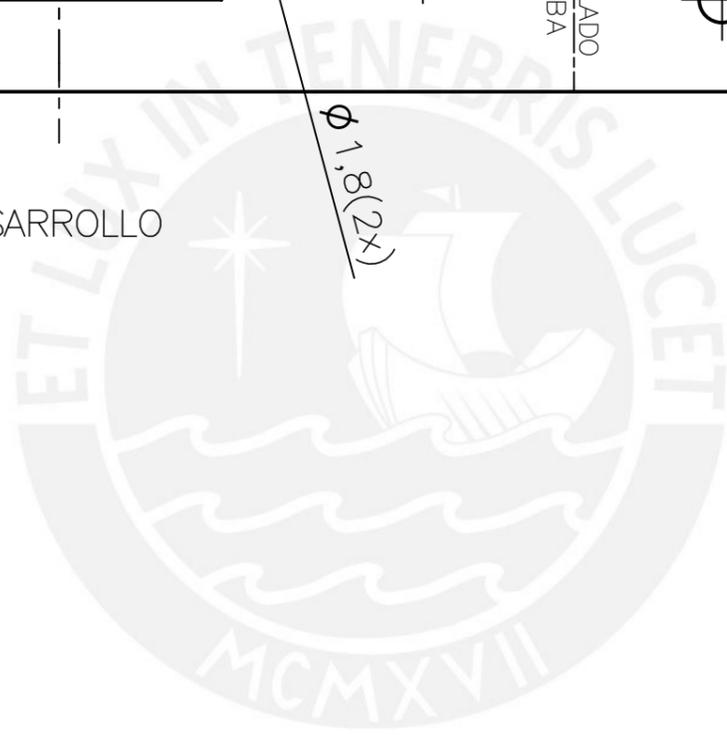
8 h6	8,00	7,99
10 h6	10,00	9,99
COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA



DESARROLLO

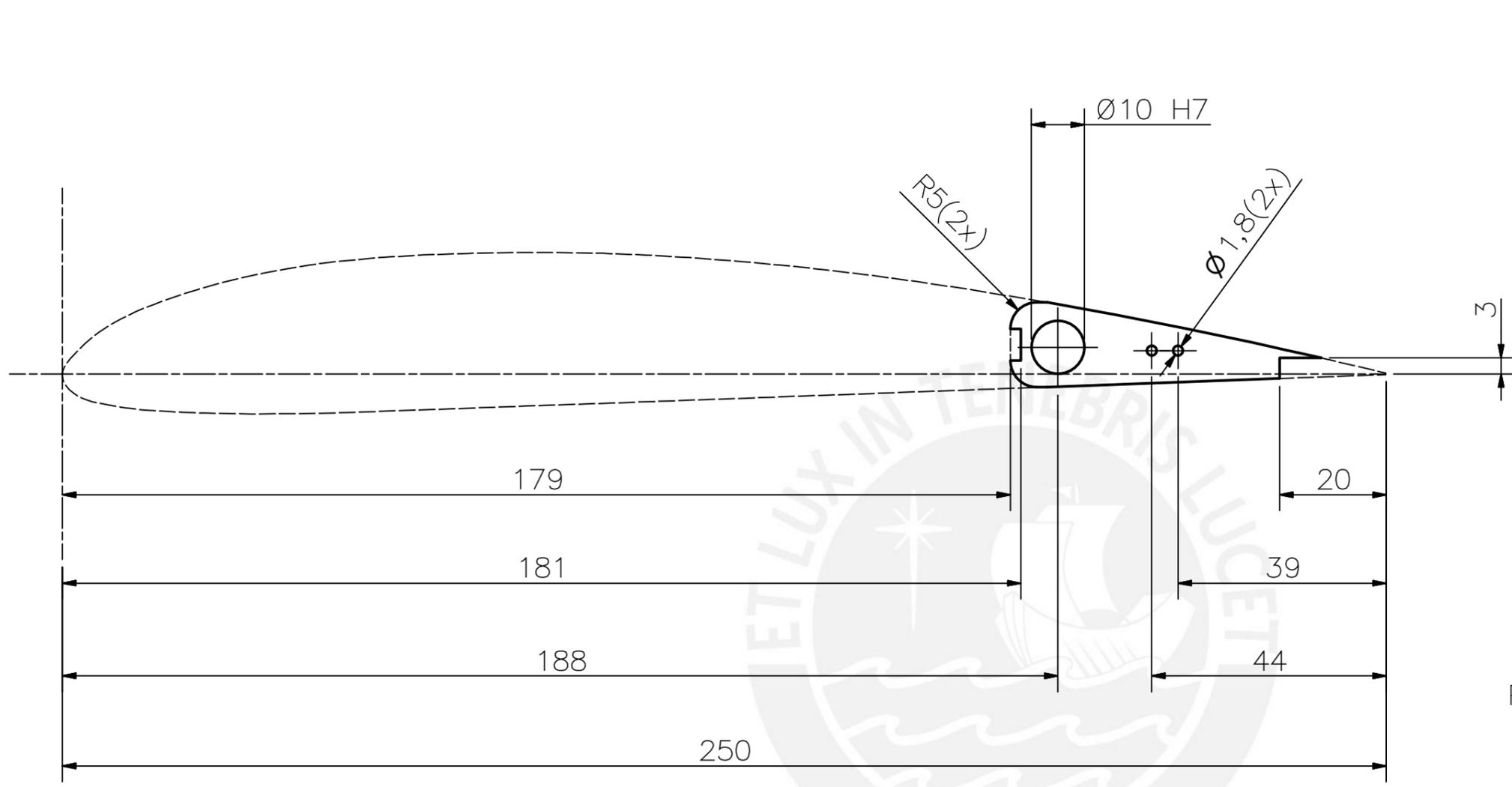


REDONDEOS NO INDICADOS R2



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 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL AA 6061		
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA				
MÉTODO DE PROYECCIÓN ⊕ ▽	MTR280 – 10M1 SOPORTE DE REFUERZO EXTREMOS		ESCALA 1:1	
H10M1	UAV SOLAR DE LARGA AUTONOMÍA			FECHA: 2016.06.30
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID	LÁMINA: L39-A3
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30	

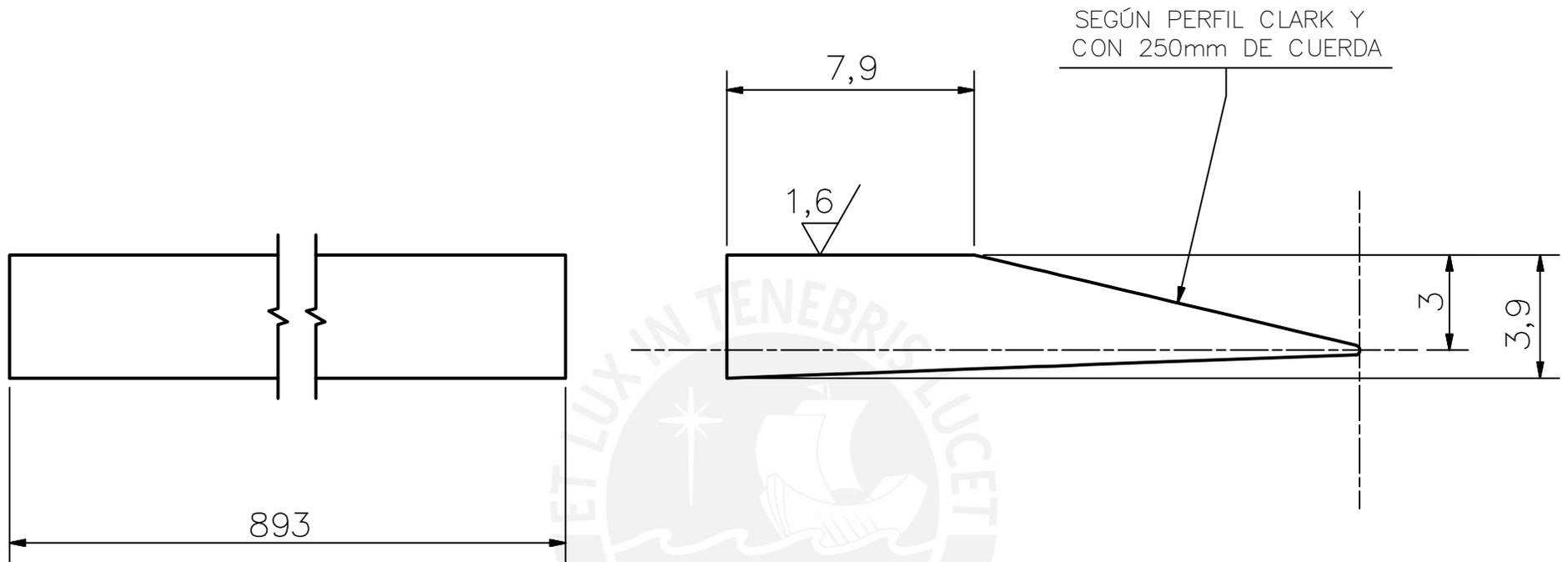


PERFIL CLARK Y, CUERDA 250mm
ESPESOR 2mm

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

10 H7	10,02	10,00
COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA

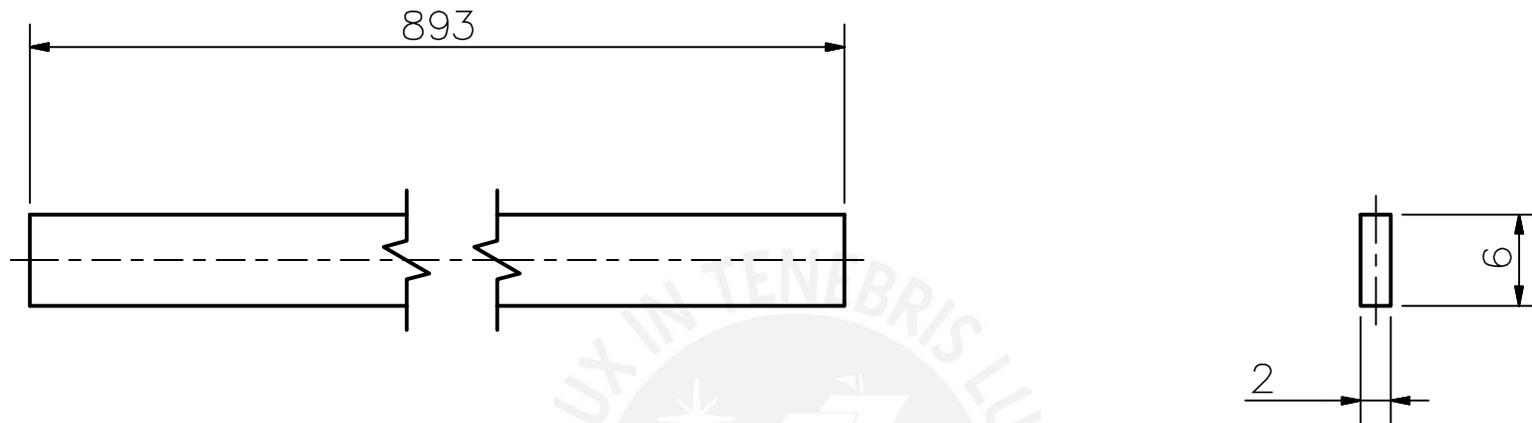
ACABADO SUPERFICIAL 0,8	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL BALSA		
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA				
MÉTODO DE PROYECCIÓN 	MTR280 – 10M1 SEMI-COSTILLA DE ALERÓN	ESCALA 1:1		
H10M1	UAV SOLAR DE LARGA AUTONOMÍA	FECHA: 2016.06.30		
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID	LÁMINA: L40-A3
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30	

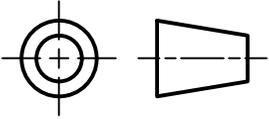


ACABADO SUPERFICIAL ✓ (1,6 /)	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL BALSA		
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA				
MÉTODO DE PROYECCIÓN ⊕ ⊞	MTR280 – 10M1 LARGUERO BORDE DE FUGA DE ALERÓN	ESCALA 5:1		
H10M1	UAV SOLAR DE LARGA AUTONOMÍA	FECHA: 2016.06.30		
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID	LÁMINA: L41–A4
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30	

TOLERANCIAS DIMENSIONALES
SEGÚN DIN 7168

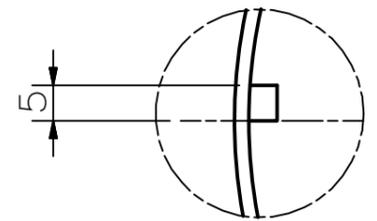
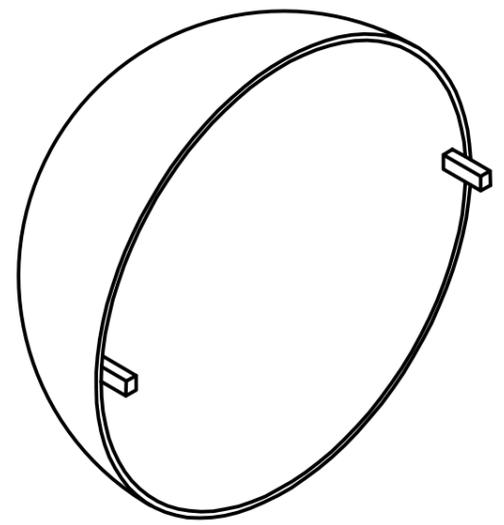
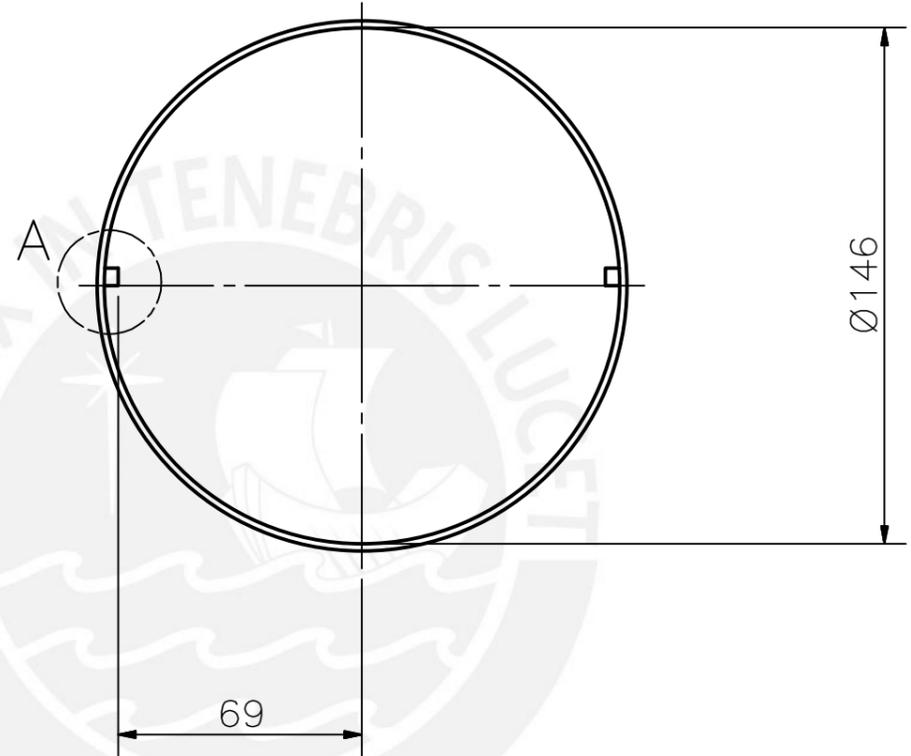
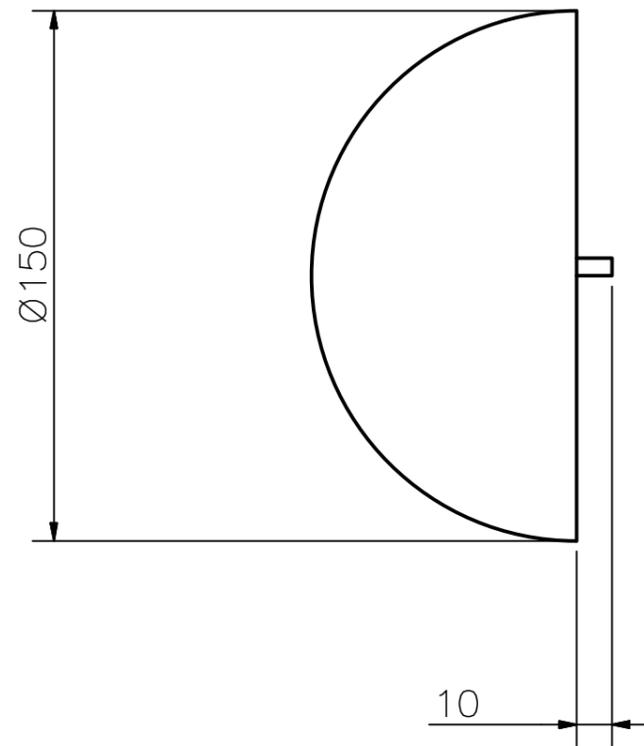
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5



ACABADO SUPERFICIAL ✓	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL BALSA		
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA				
MÉTODO DE PROYECCIÓN 	MTR280 – 10M1 SOPORTE ANTERIOR DE ALERÓN	ESCALA 1:1		
H10M1	UAV SOLAR DE LARGA AUTONOMÍA	FECHA: 2016.06.30		
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID	LÁMINA: L42–A4
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30	

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
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5

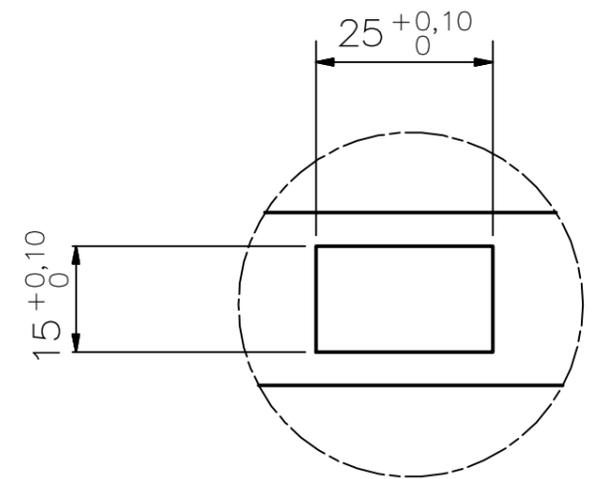
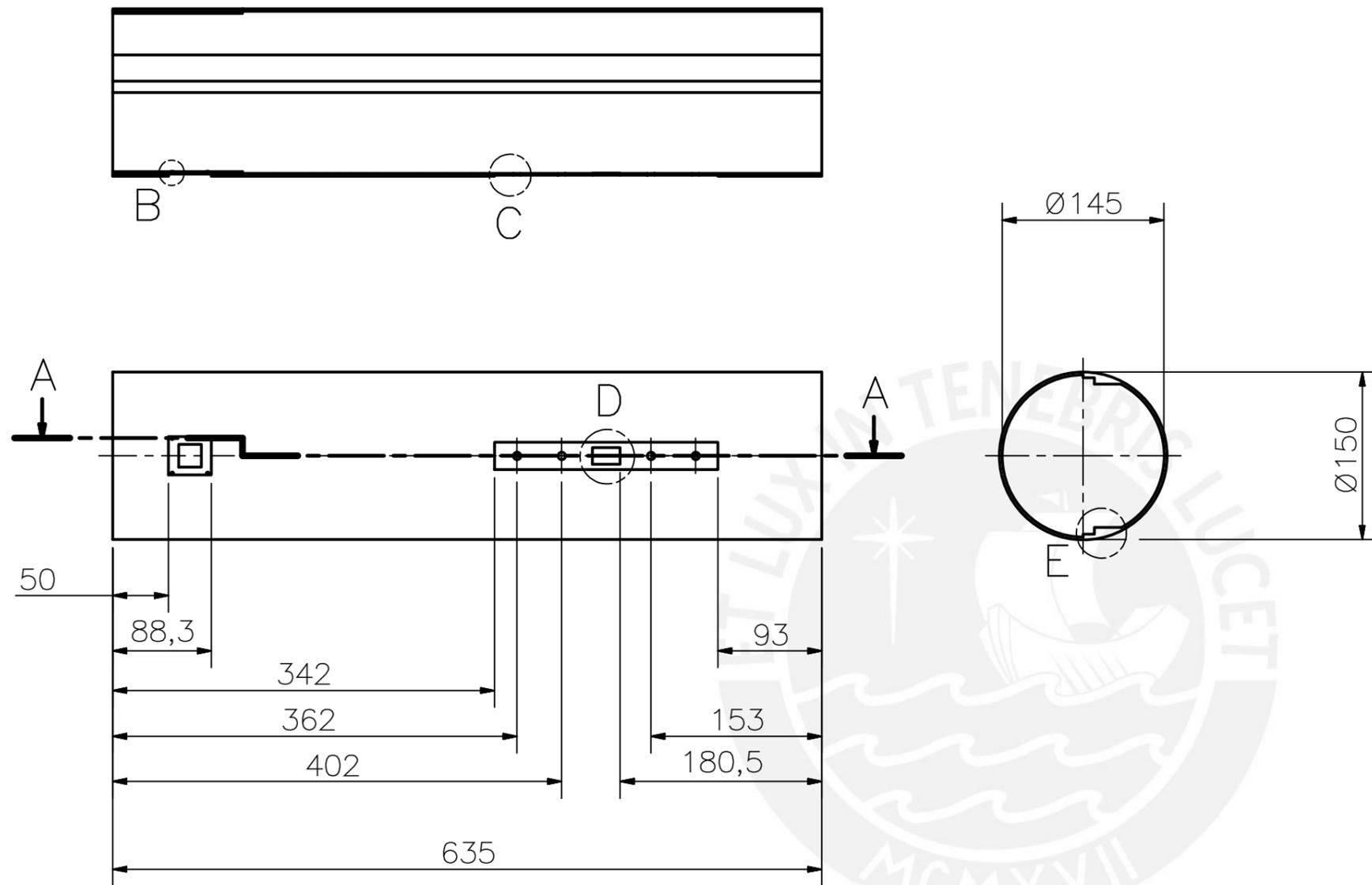


DETALLE A
ESCALA 1 : 1

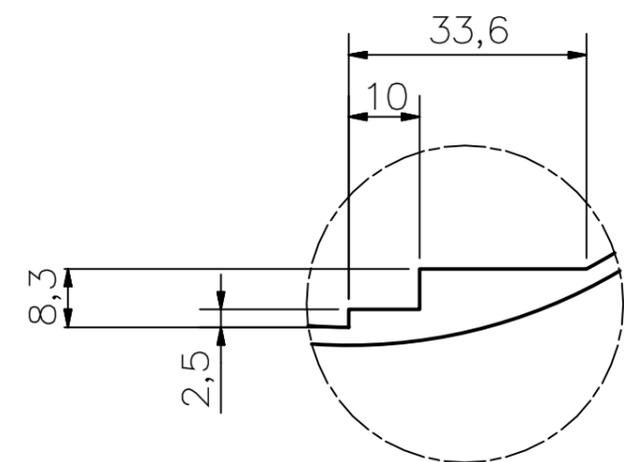
TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168					
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400
MEDIO	$\pm 0,1$	$\pm 0,1$	$\pm 0,2$	$\pm 0,3$	$\pm 0,5$

ACABADO SUPERFICIAL 	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL ABS		
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA				
MÉTODO DE PROYECCIÓN 	MTR280 – 10M1		ESCALA 1:2	
H10M1	UAV SOLAR DE LARGA AUTONOMÍA			FECHA: 2016.06.30
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID	LÁMINA: L43-A3
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30	

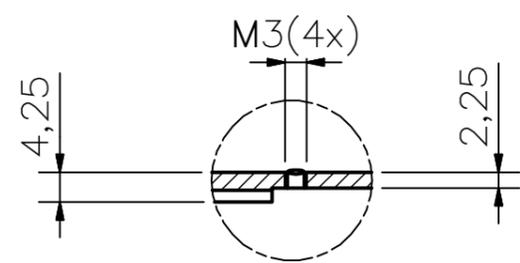
SECCIÓN A-A



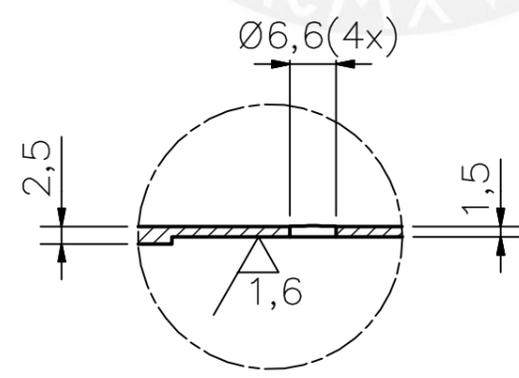
DETALLE D
ESCALA 1:1



DETALLE E
ESCALA 1:1



DETALLE B
ESCALA 1:1



DETALLE C
ESCALA 1:1

ACABADO SUPERFICIAL ✓ (1,6/)	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL ABS
---------------------------------	--	-----------------

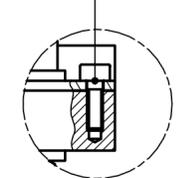
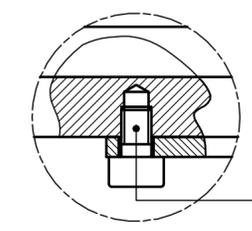
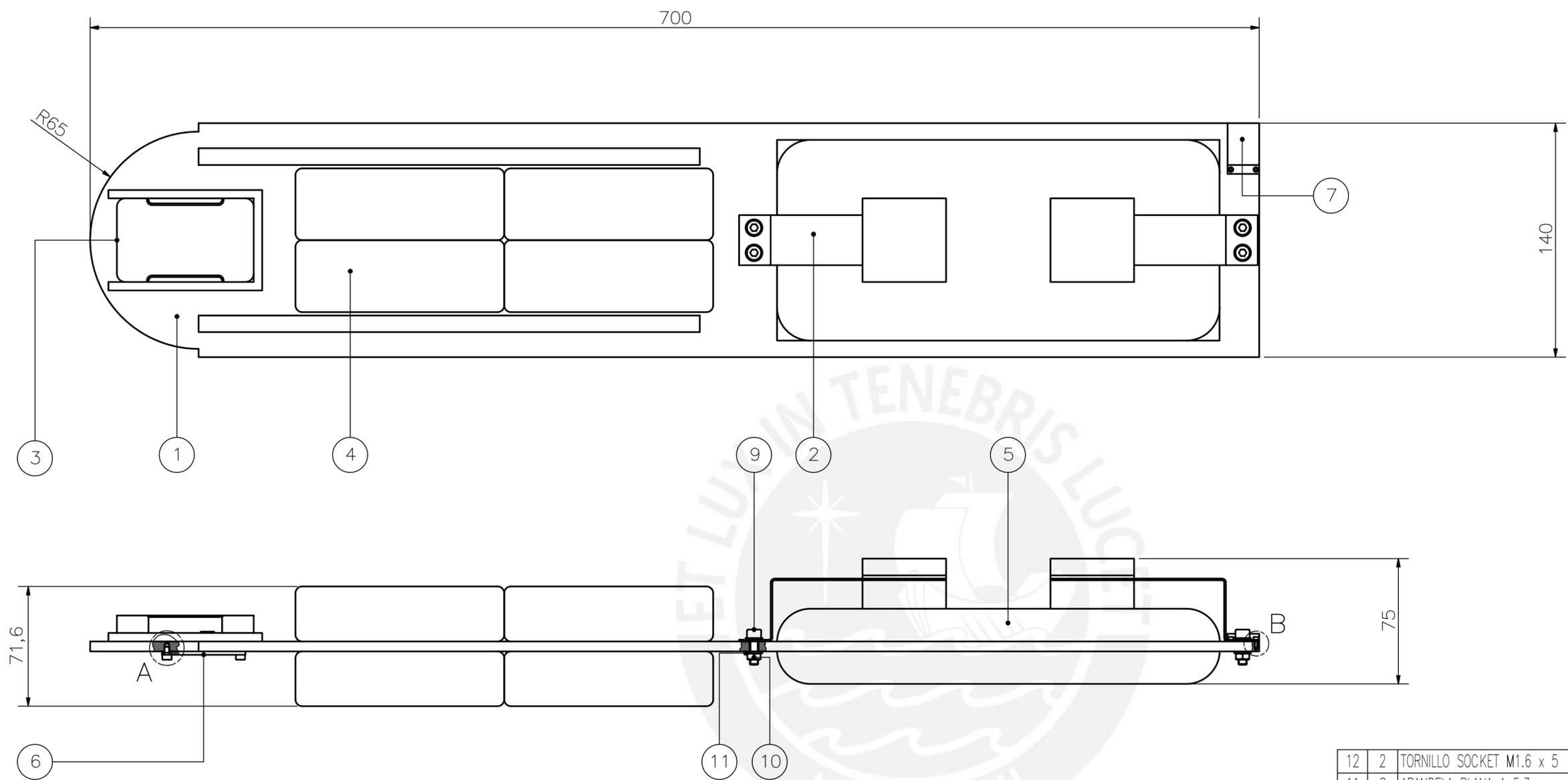
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA

MÉTODO DE PROYECCIÓN ⊕ ⊞	MTR280 – 10M1	ESCALA 1:5
-----------------------------	---------------	---------------

H10M1	UAV SOLAR DE LARGA AUTONOMÍA	FECHA: 2016.06.30
-------	------------------------------	----------------------

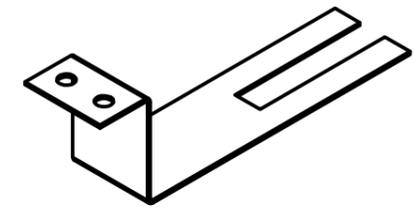
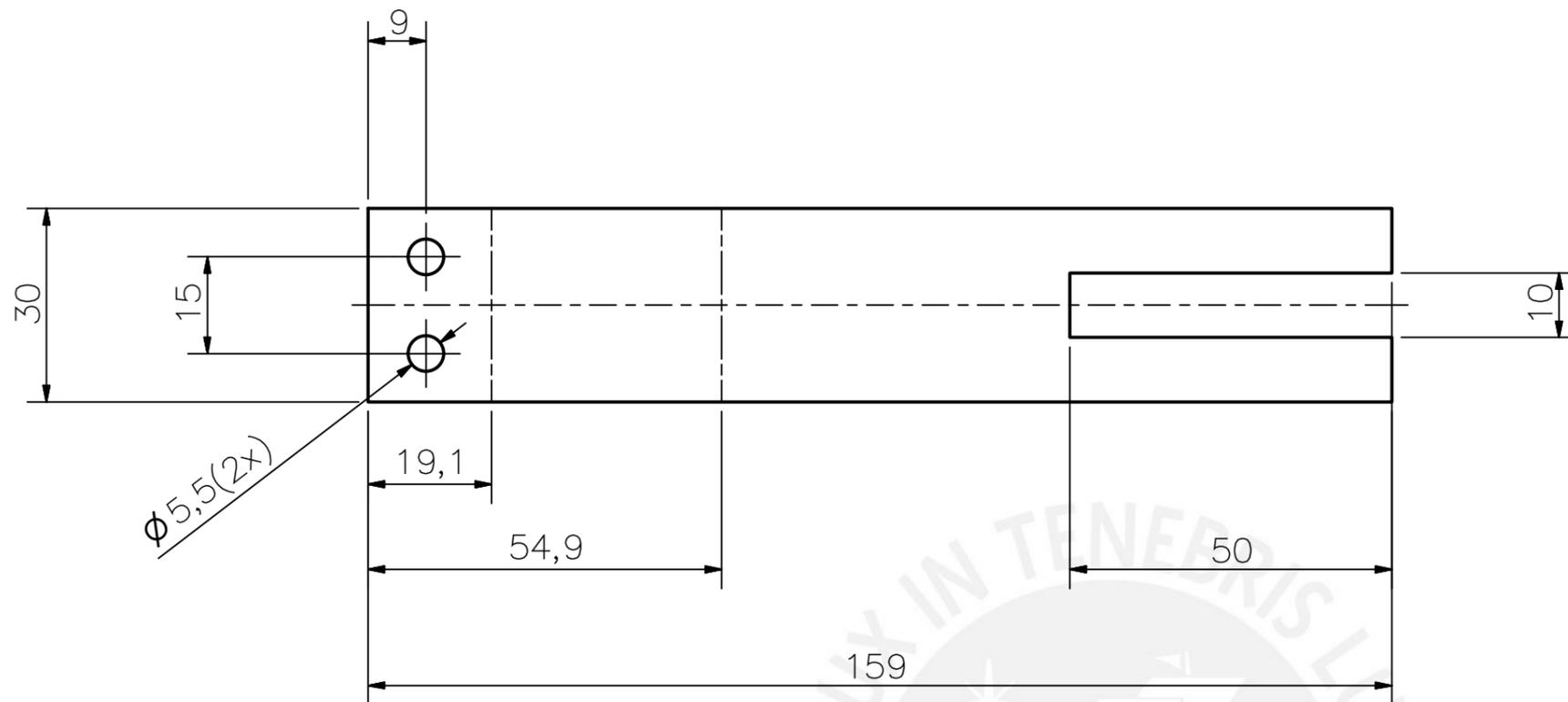
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID	LÁMINA: L44-A3
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30	

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
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5

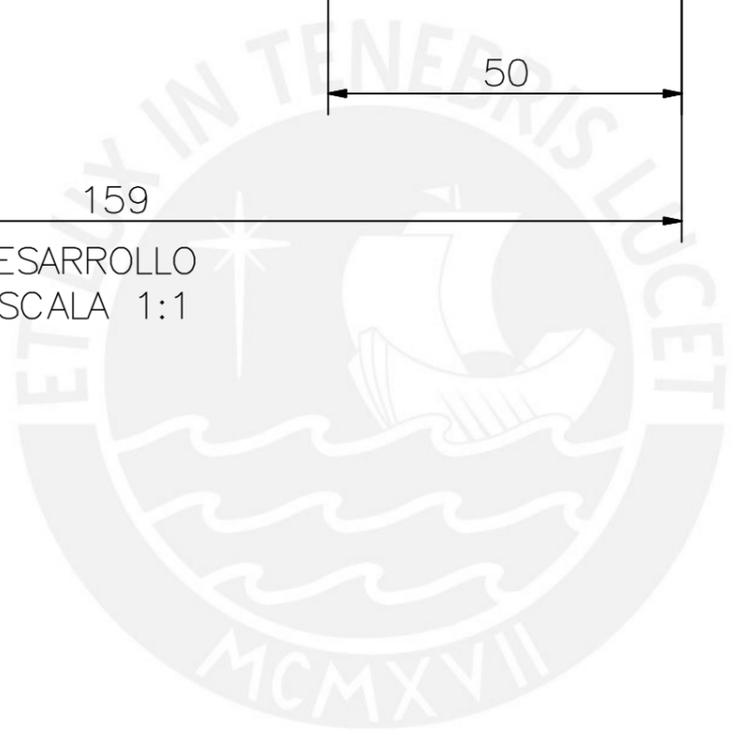
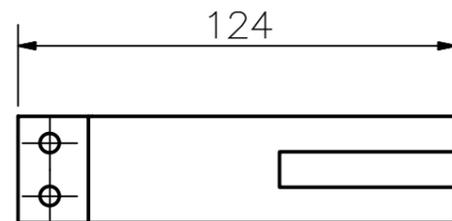


POS.	CANT.	DESCRIPCIÓN	NORMA	MATERIAL	OBSERVACIONES
12	2	TORNILLO SOCKET M1.6 x 5	DIN 912	8.8	
11	8	ARANDELA PLANA A 5.3	DIN 125	St.	
10	4	TUERCA HEXAGONAL M5	DIN 934	8	
9	4	TORNILLO SOCKET M5 x 16	DIN 912	8.8	
8	4	TORNILLO SOCKET M3 x 5	DIN 912	8.8	
7	1	MÓDULO DE TELEMETRÍA RFD900u			RF DESIGN
6	1	TARJETA MPPT			VER LÁMINA
5	1	ROUTER WA5210G			TP-LINK 58
4	6	BATERÍA LIPO 14.8V 4S			AMICELL
3	1	AUTOPILOTO PIXHAWK			3DROBOTICS
2	2	SOPORTE DE ROUTER		AA 6061	VER LÁMINA 46
1	1	PLATAFORMA SOPORTE		ABS	VER LÁMINA 47

PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA				
MÉTODO DE PROYECCIÓN 	MTR280 – 10M1 PLATAFORMA DE ELECTRÓNICA	ESCALA 1:2	FECHA: 2016.06.30	
H10M1	UAV DE LARGA AUTONOMÍA		LÁMINA: L45-A3	
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID	FECHA: 2016.06.13
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30	



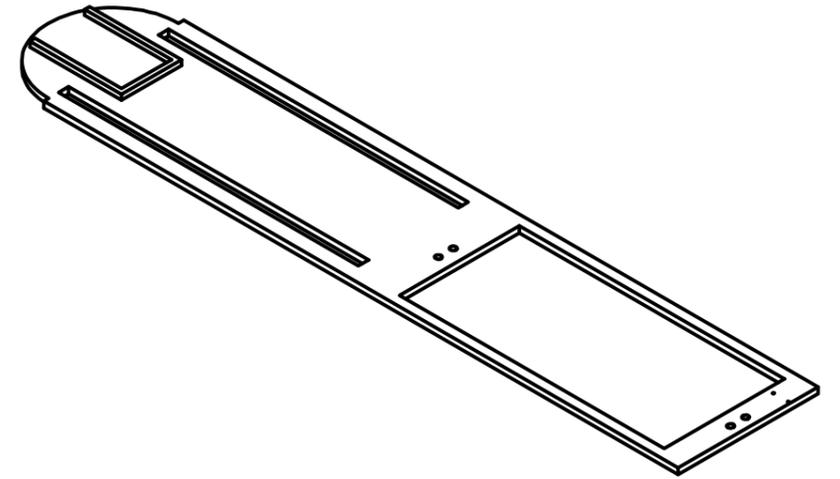
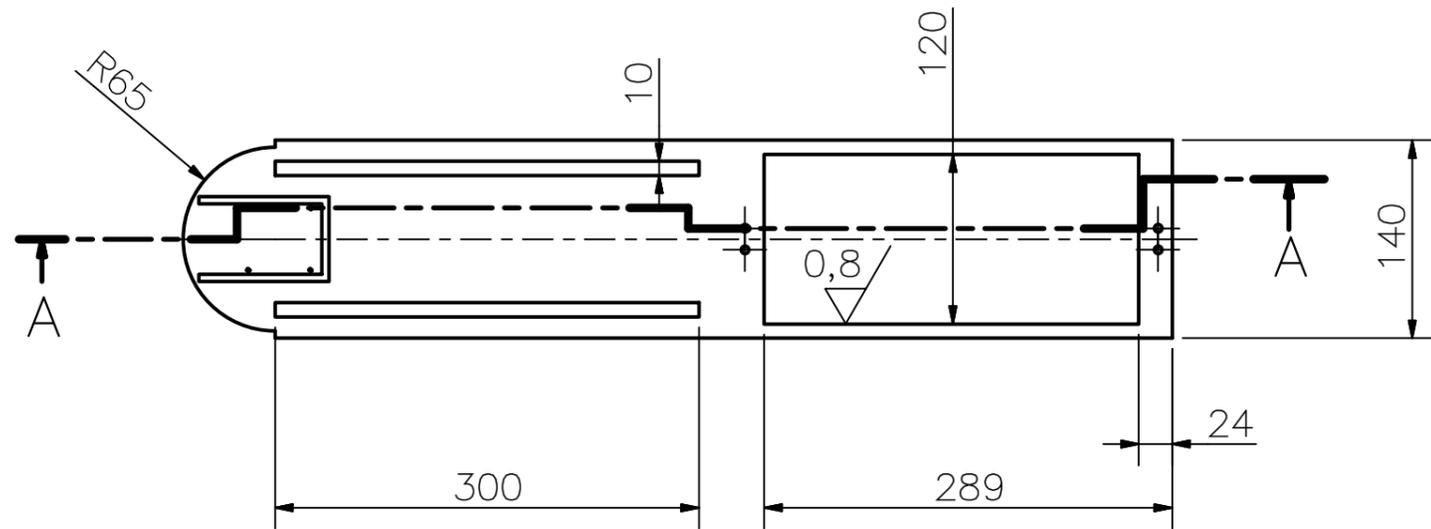
DESARROLLO
ESCALA 1:1



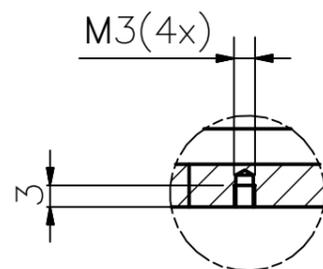
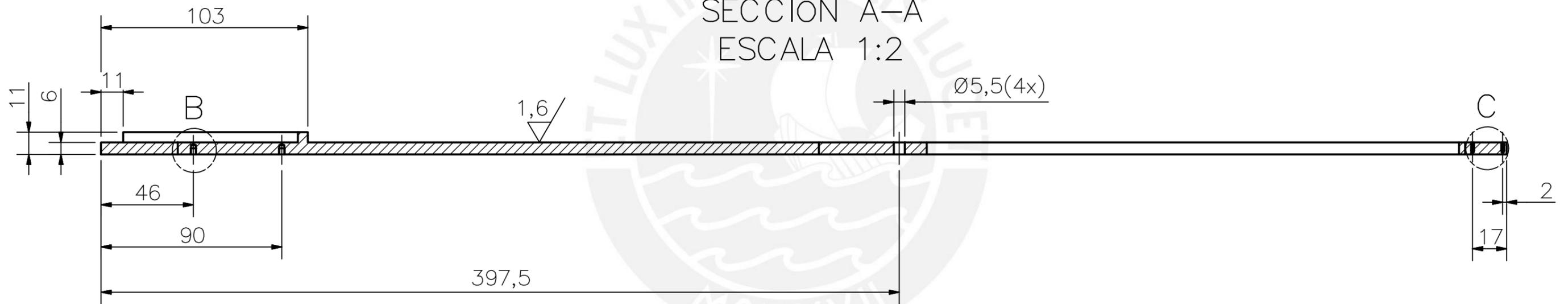
ACABADO SUPERFICIAL ✓	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL AA 6061		
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA				
MÉTODO DE PROYECCIÓN ⊕ ▭	MTR280 – 10M1	ESCALA 1:2		
H10M1	UAV DE LARGA AUTONOMÍA	FECHA: 2016.06.30		
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID	LÁMINA: L46-A3
FECHA: 2016.05.25	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30	

TOLERANCIAS DIMENSIONALES
SEGÚN DIN 7168

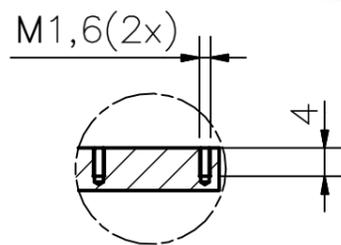
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5



SECCIÓN A-A
ESCALA 1:2



DETALLE B
ESCALA 1 : 1

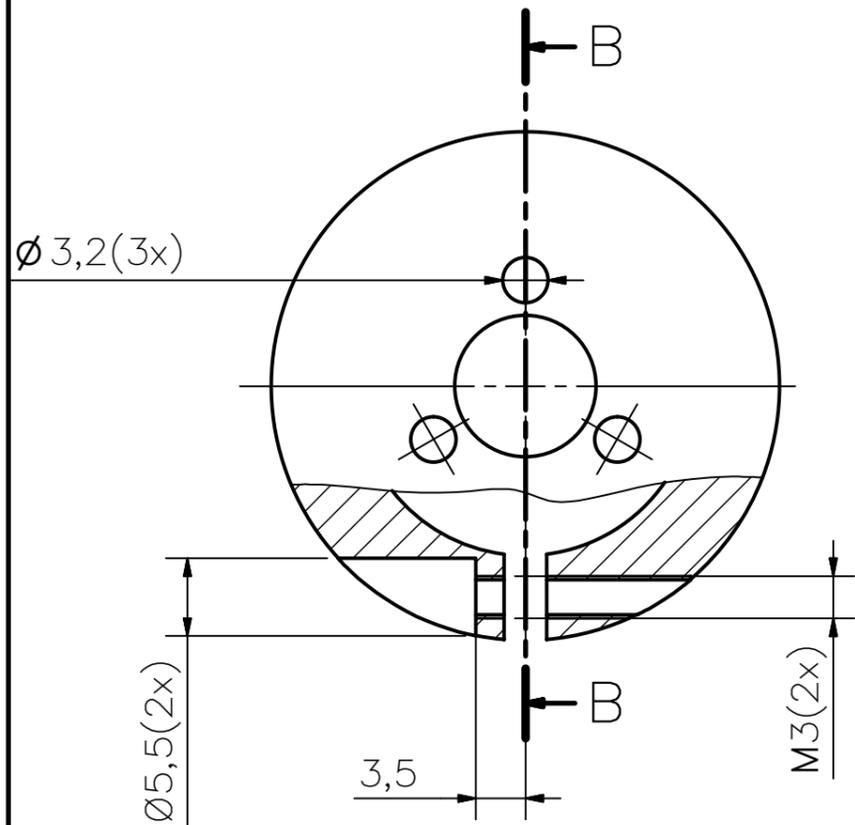


DETALLE C
ESCALA 1 : 1

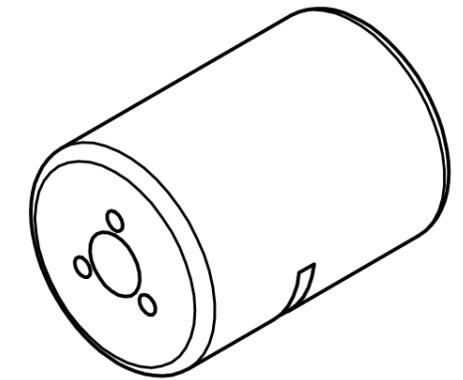
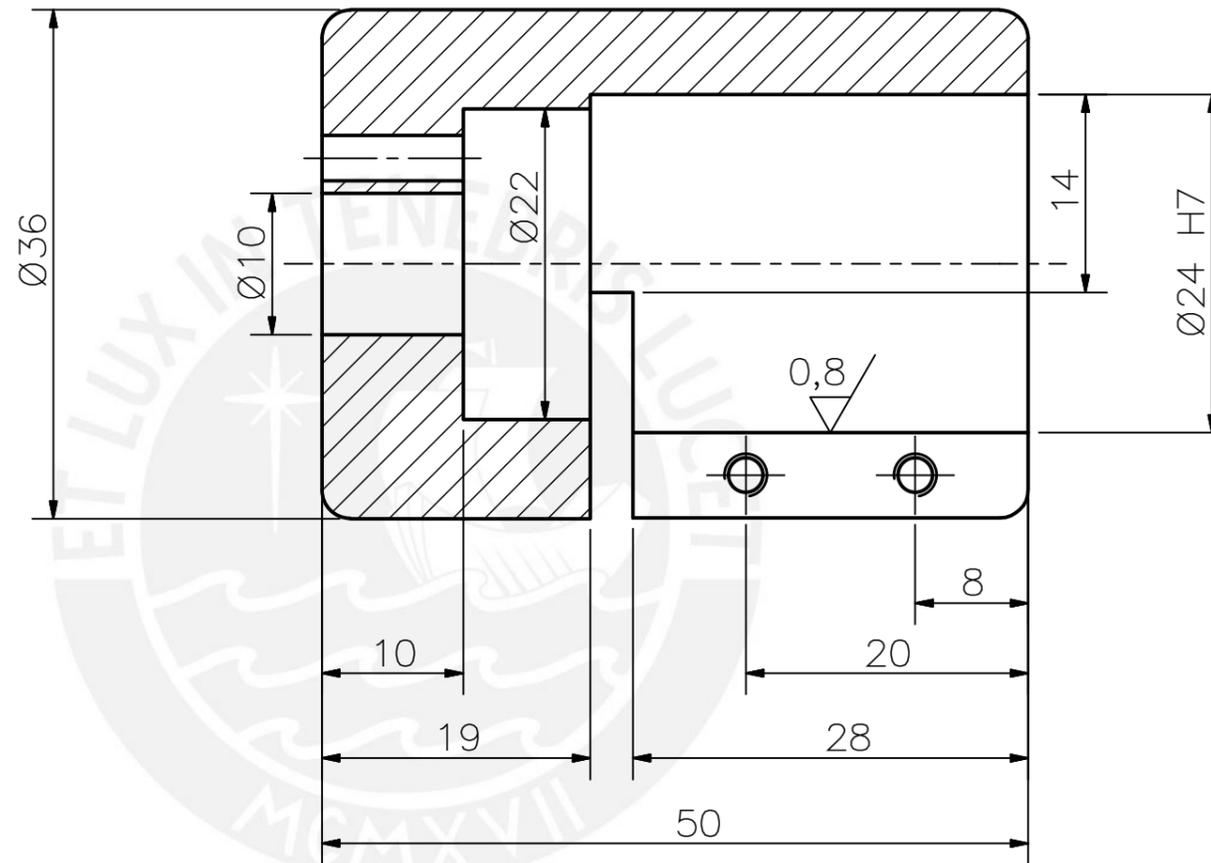
TOLERANCIAS DIMENSIONALES
SEGÚN DIN 7168

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
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5

ACABADO SUPERFICIAL √(1,6 / 0,8)	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL ABS		
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA				
MÉTODO DE PROYECCIÓN ⊕ ⊞	MTR280 – 10M1	ESCALA 1:2		
H10M1	UAV SOLAR DE LARGA AUTONOMÍA	FECHA: 2016.06.30		
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID	LÁMINA: L47-A3
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30	



SECCIÓN B-B



REDONDEOS NO INDICADOS R2

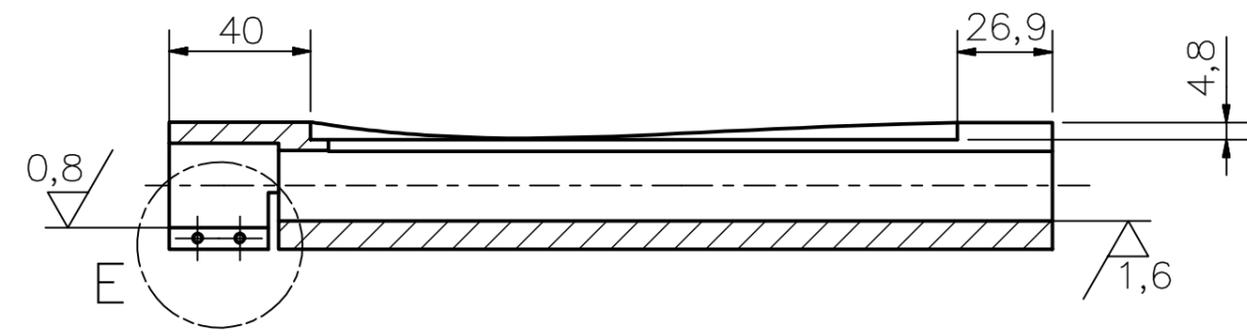
ACABADO SUPERFICIAL ✓ (0,8/√)	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL AA 6061
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA		
MÉTODO DE PROYECCIÓN ⊕ ⊞	MTR280 – 10M1	ESCALA 2:1
H10M1	UAV SOLAR DE LARGA AUTONOMÍA	FECHA: 2016.06.30
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22
		APROBADO: E. MADRID
		FECHA: 2016.06.30
		LÁMINA: L48-A3

TOLERANCIAS DIMENSIONALES
SEGÚN DIN 7168

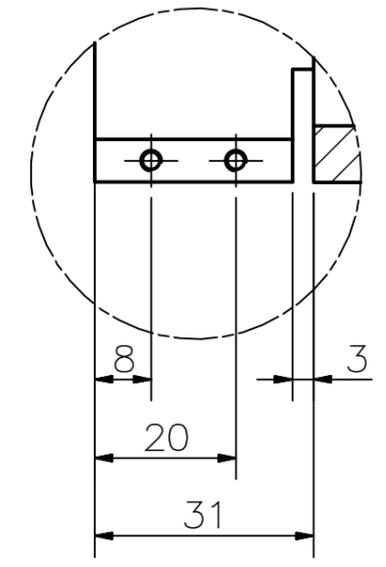
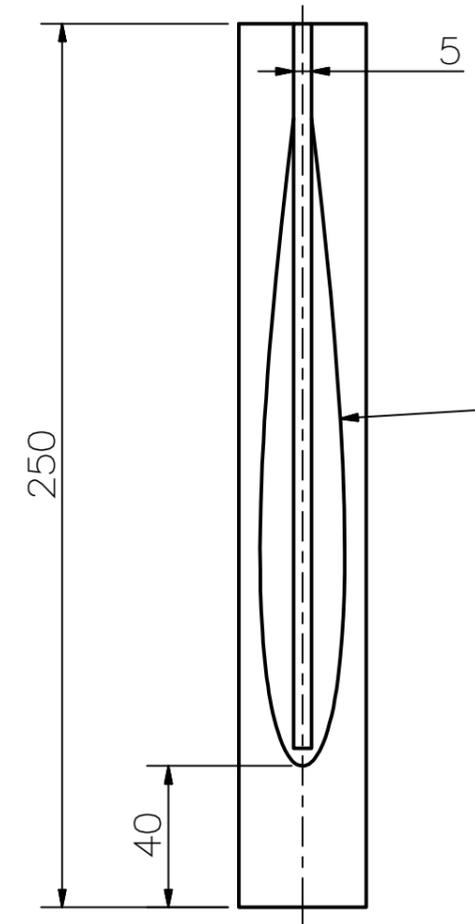
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5

24 H7	24,02	24,00
COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA

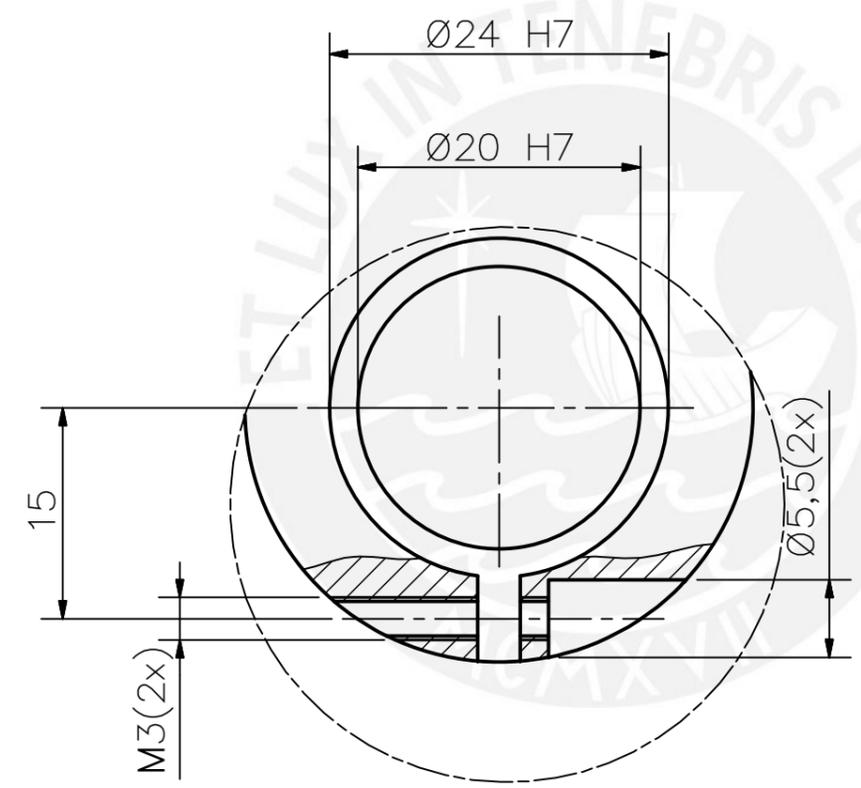
SECCIÓN A-A
ESCALA 1:2



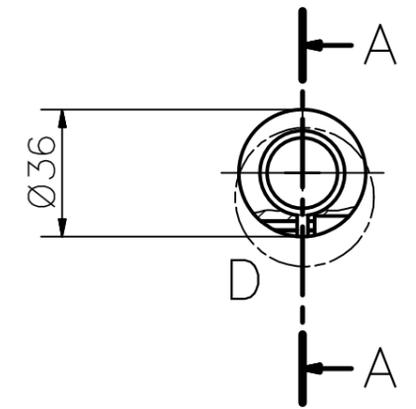
SEGÚN PERFIL NACA 0012
CON 200mm DE CUERDA



DETALLE E
ESCALA 1 : 1



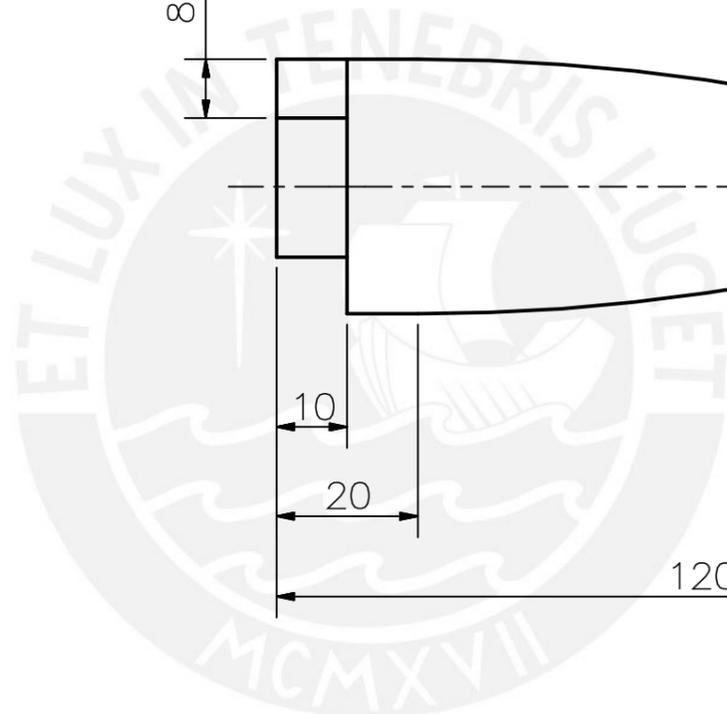
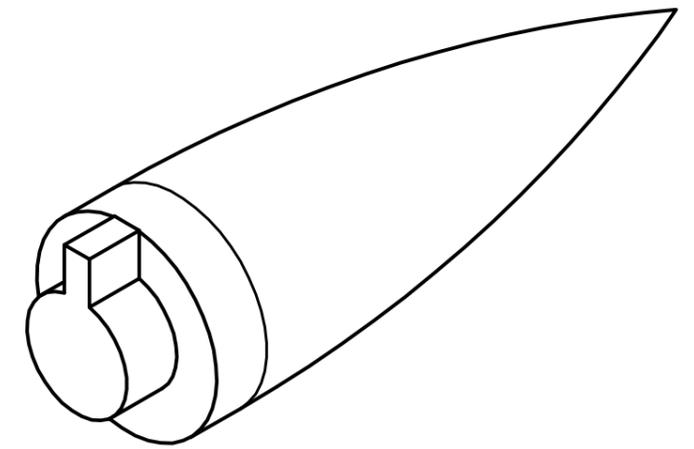
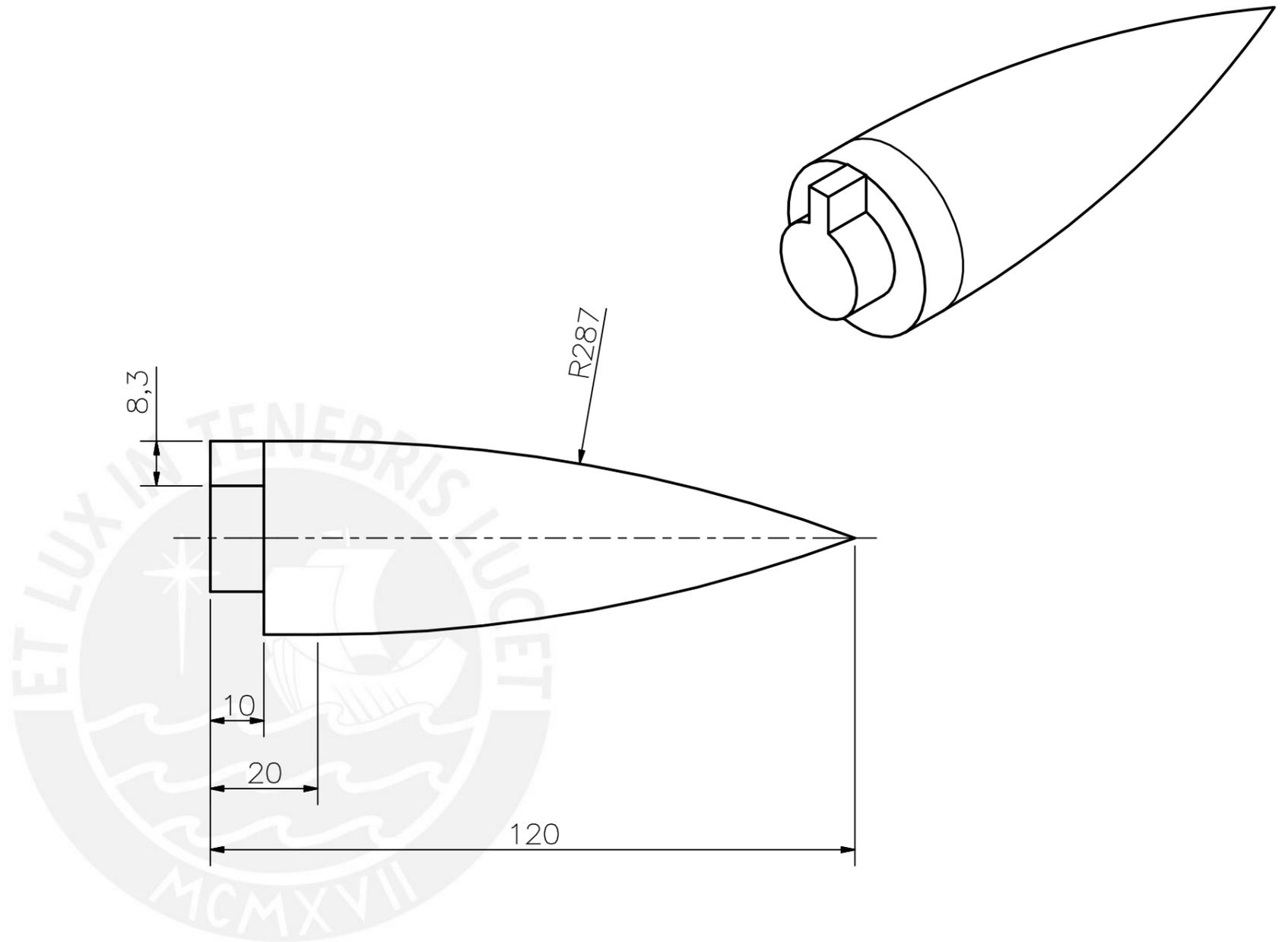
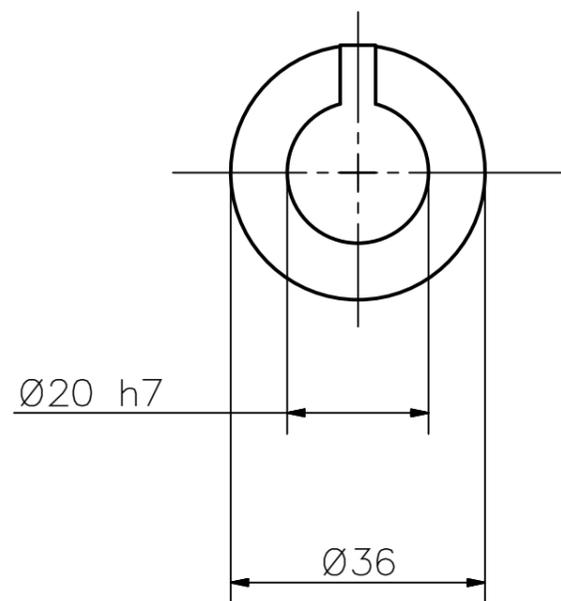
DETALLE D
ESCALA 2:1



ACABADO SUPERFICIAL ✓ (1,6 / 0,8)	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL AA 6061
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA		
MÉTODO DE PROYECCIÓN ⊕ — ▽	MTR280 – 10M1	ESCALA 1:2
H10M1	UAV SOLAR DE LARGA AUTONOMÍA	FECHA: 2016.06.30
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22
		FECHA: 2016.06.30
		LÁMINA: L49-A3

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

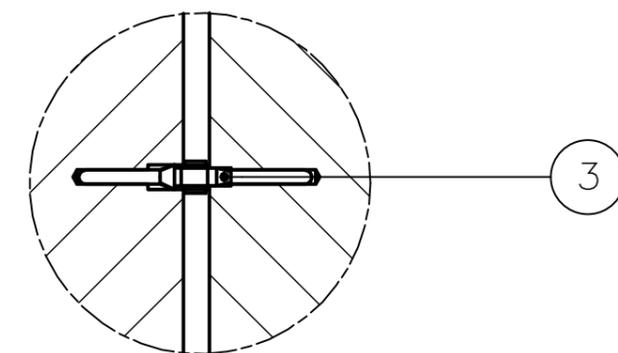
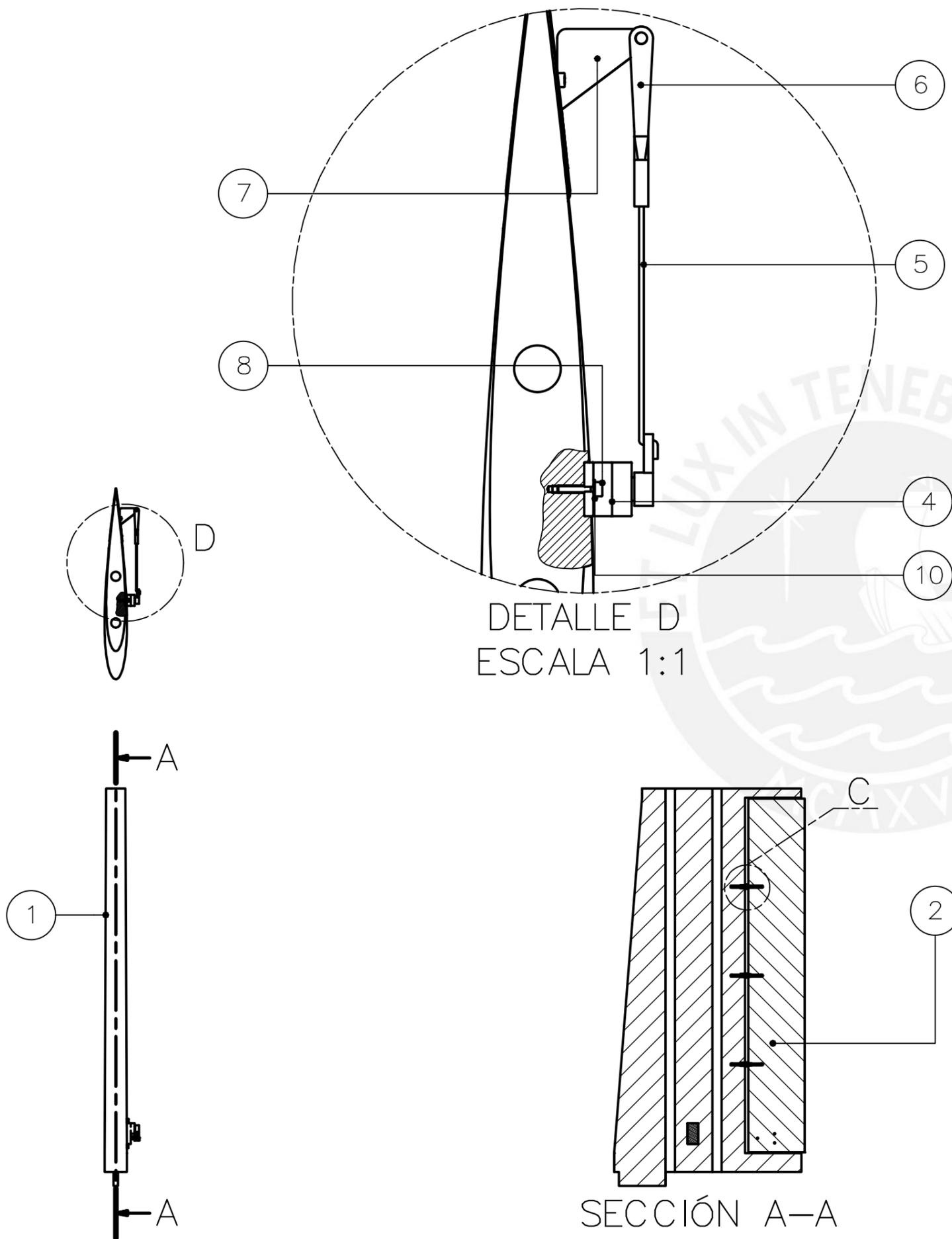
20 H7	20,02	20,00
24 H7	24,02	24,00
COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA



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
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5

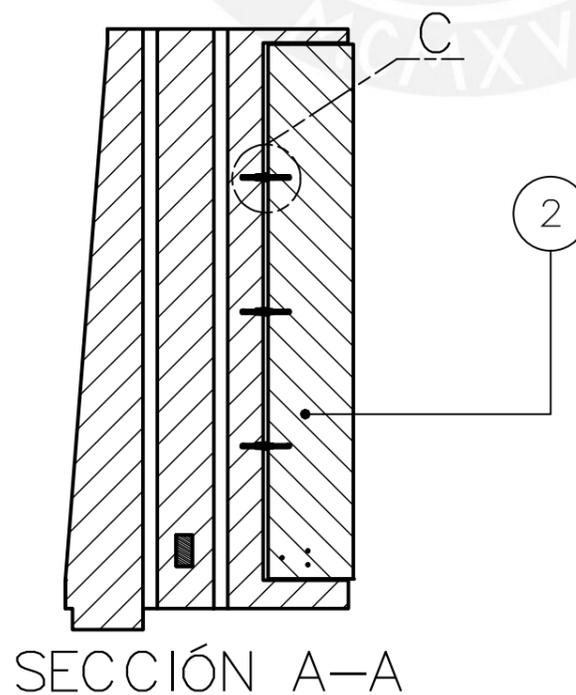
20 h7	20,00	19,99
COTA NOMINAL	COTA MÁXIMA	COTA MÍNIMA

ACABADO SUPERFICIAL 1,6/	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL ABS		
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA				
MÉTODO DE PROYECCIÓN 	MTR280 – 10M1		ESCALA 1:1	
H10M1	UAV SOLAR DE LARGA AUTONOMÍA			FECHA: 2016.06.30
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID	LÁMINA: L50-A3
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30	



DETALLE C
ESCALA 1:1

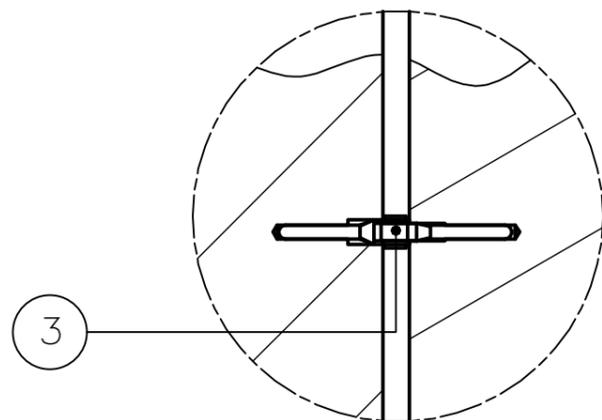
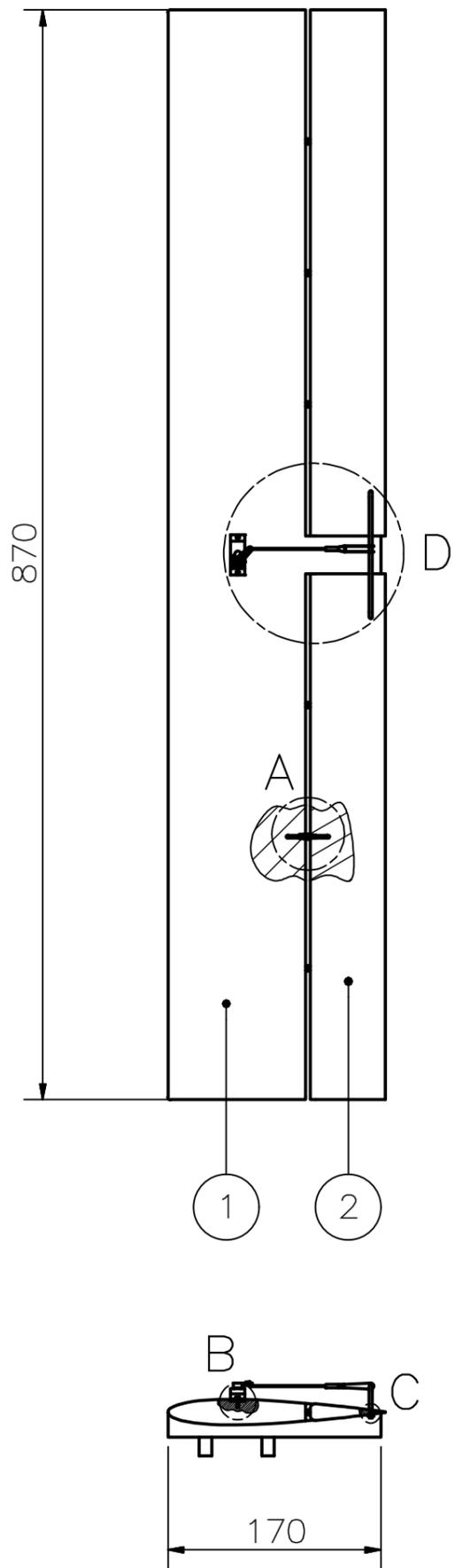
DETALLE D
ESCALA 1:1



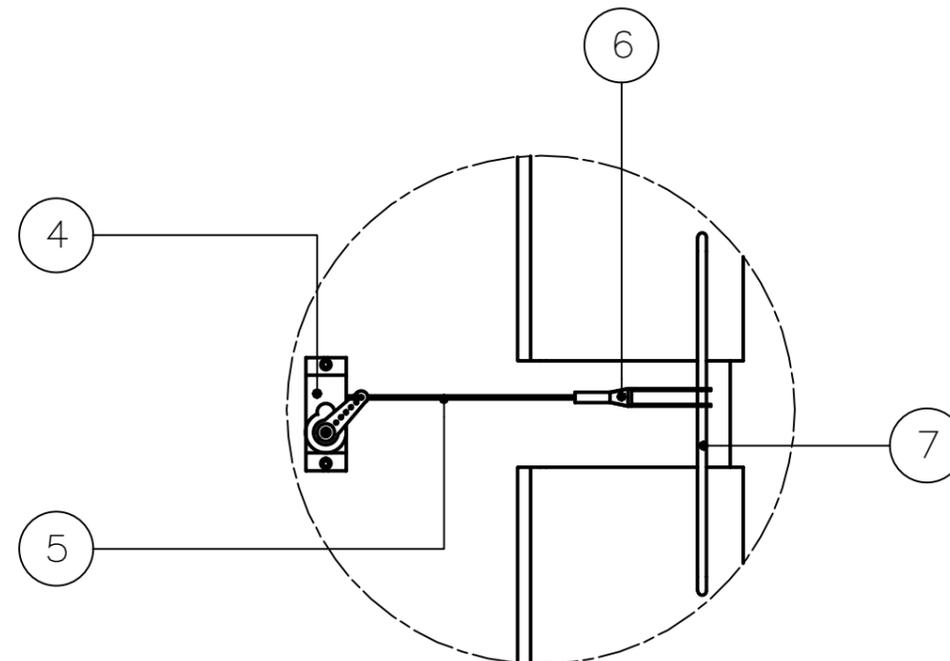
10	1	ARANDELA PLANA A 1.7	DIN 125	St	
9	3	TORNILLO SOCKET M1.6 x 4	DIN 912	8.8	
8	2	TORNILLO SOCKET M1.6 x 8	DIN 912	8.8	
7	1	ACOPLE PARA TIMÓN			HOBBY KING
6	1	HORQUILLA DE TRANSMISIÓN			HOBBY KING
5	1	BARRA DE TRANSMISIÓN			HOBBY KING
4	1	SERVOMOTOR SG92			TOWER PRO
3	3	BISAGRA 2X33			HOBBYKING
2	1	TIMÓN		EPS	VER LÁMINA 54
1	1	ALETA VERTICAL		EPS	VER LÁMINA 53
POS.	CANT.	DESCRIPCIÓN	NORMA	MATERIAL	OBSERVACIONES

PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA

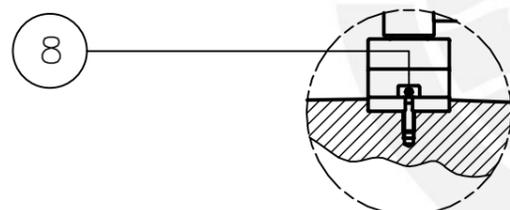
MÉTODO DE PROYECCIÓN	MTR280 – 10M1		ESCALA
	SUBENSAMBLE SUPERFICIE VERTICAL		1:5
H10M1	UAV DE LARGA AUTONOMÍA		FECHA: 2016.06.30
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30
			LÁMINA: L51-A3



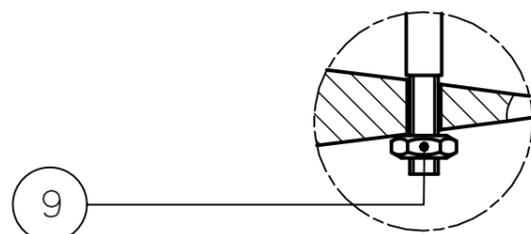
DETALLE A
ESCALA 1:1



DETALLE D
ESCALA 1:2



DETALLE B
ESCALA 1:1



DETALLE C
ESCALA 2:1

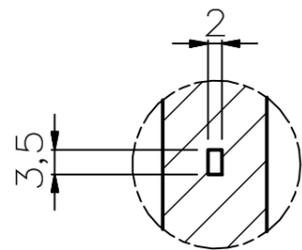
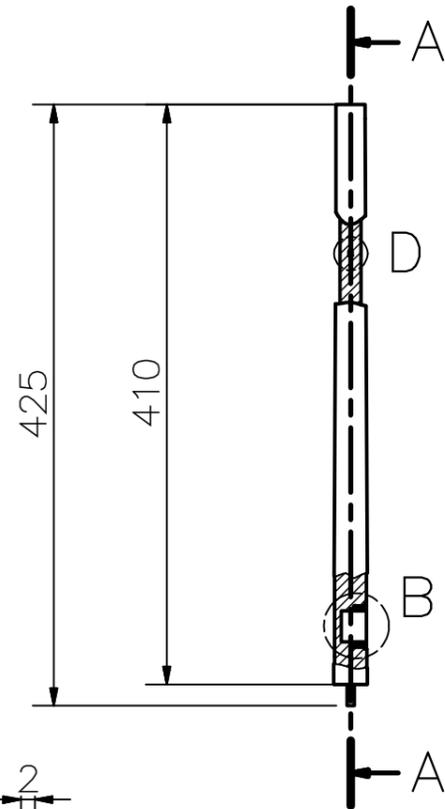
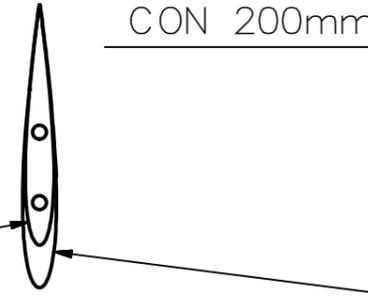
POS.	CANT.	DESCRIPCIÓN	NORMA	MATERIAL	OBSERVACIONES
9	2	TUERCA HEXAGONAL M2	DIN 934	8	
8	2	TORNILLO SOCKET M1.6 x 5	DIN 912	8.8	
7	1	ESLABÓN PARA ELEVADORES		AA 6061	VER LÁMINA 57
6	1	HORQUILLA DE TRANSMISIÓN			HOBBYKING
5	1	BARRA DE TRANSMISIÓN			HOBBYKING
4	1	SERVOMOTOR SG92			TOWER PRO
3	6	BISAGRA 2x33			HOBBY KING
2	2	ELEVADOR		EPS	VER LÁMINA 56
1	1	ALETA HORIZONTAL		EPS	VER LÁMINA 55

PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA

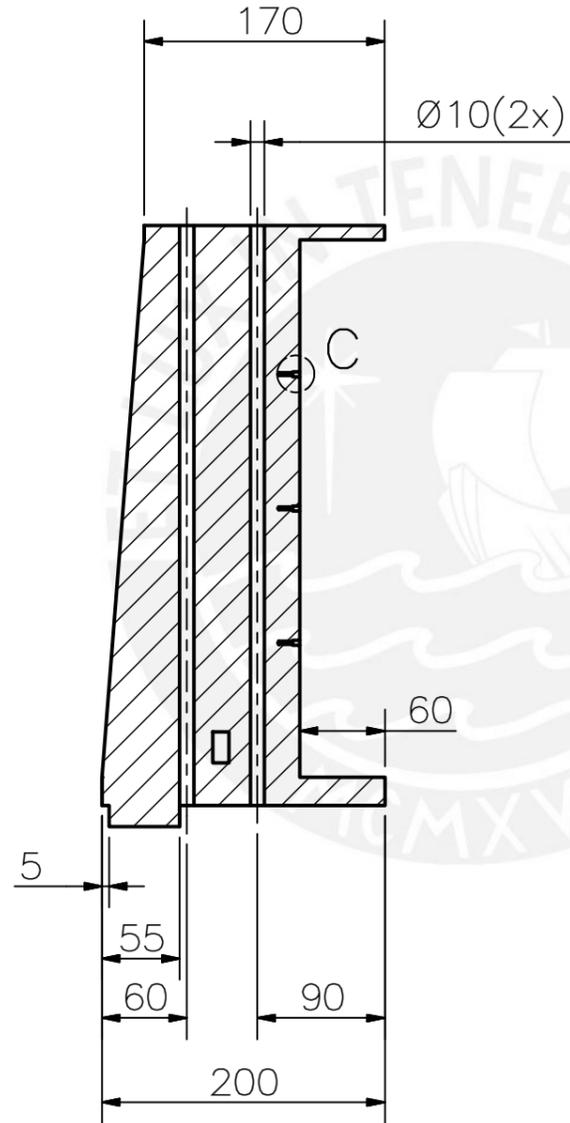
MÉTODO DE PROYECCIÓN	MTR280 – 10M1		ESCALA
	SUBENSAMBLE SUPERFICIE VERTICAL		1:5
H10M1	UAV DE LARGA AUTONOMÍA		FECHA: 2016.06.30
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30
LÁMINA: L52-A3			

SEGÚN PERFIL NACA 0012
CON 200mm DE CUERDA

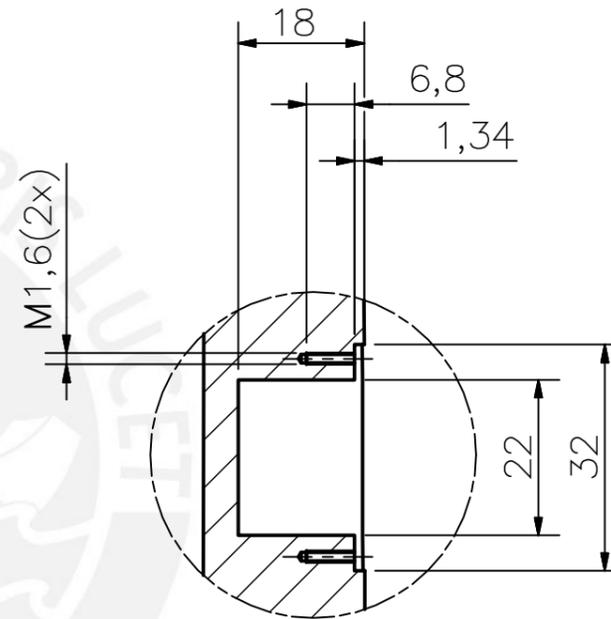
SEGÚN PERFIL NACA 0012
CON 170mm DE CUERDA



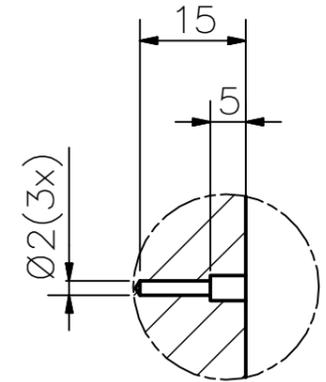
DETALLE D
ESCALA 1:1



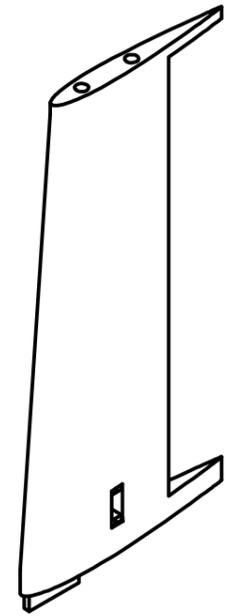
SECCIÓN A-A



DETALLE B
ESCALA 1:1



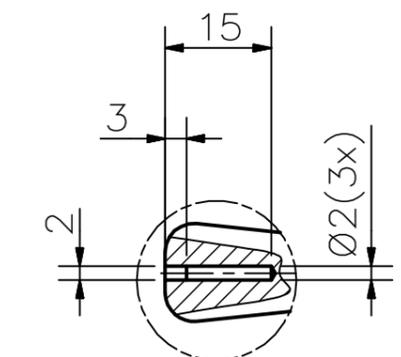
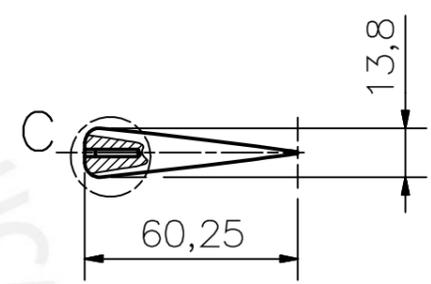
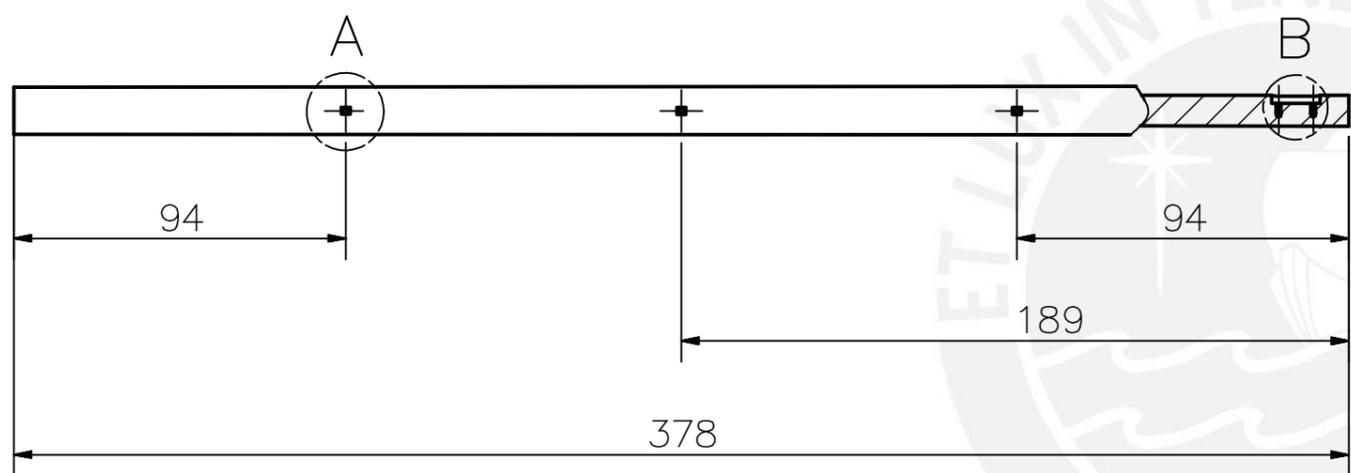
DETALLE C
ESCALA 1:1



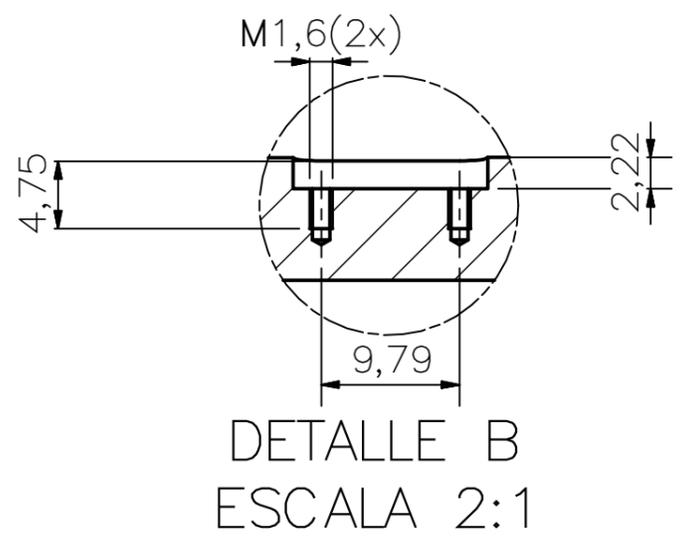
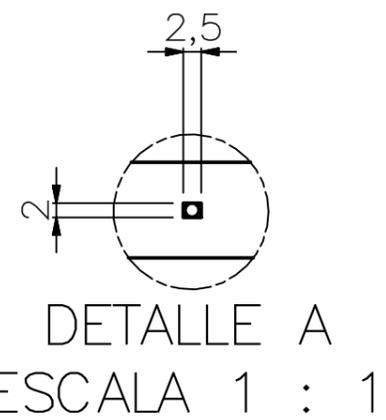
ACABADO SUPERFICIAL 3,2/√	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL EPS	
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA			
MÉTODO DE PROYECCIÓN ⊕ ▽	MTR280 – 10M1	ESCALA 1:5	
H10M1	UAV SOLAR DE LARGA AUTONOMÍA	FECHA: 2016.06.30	
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30
LÁMINA: L53-A3			

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



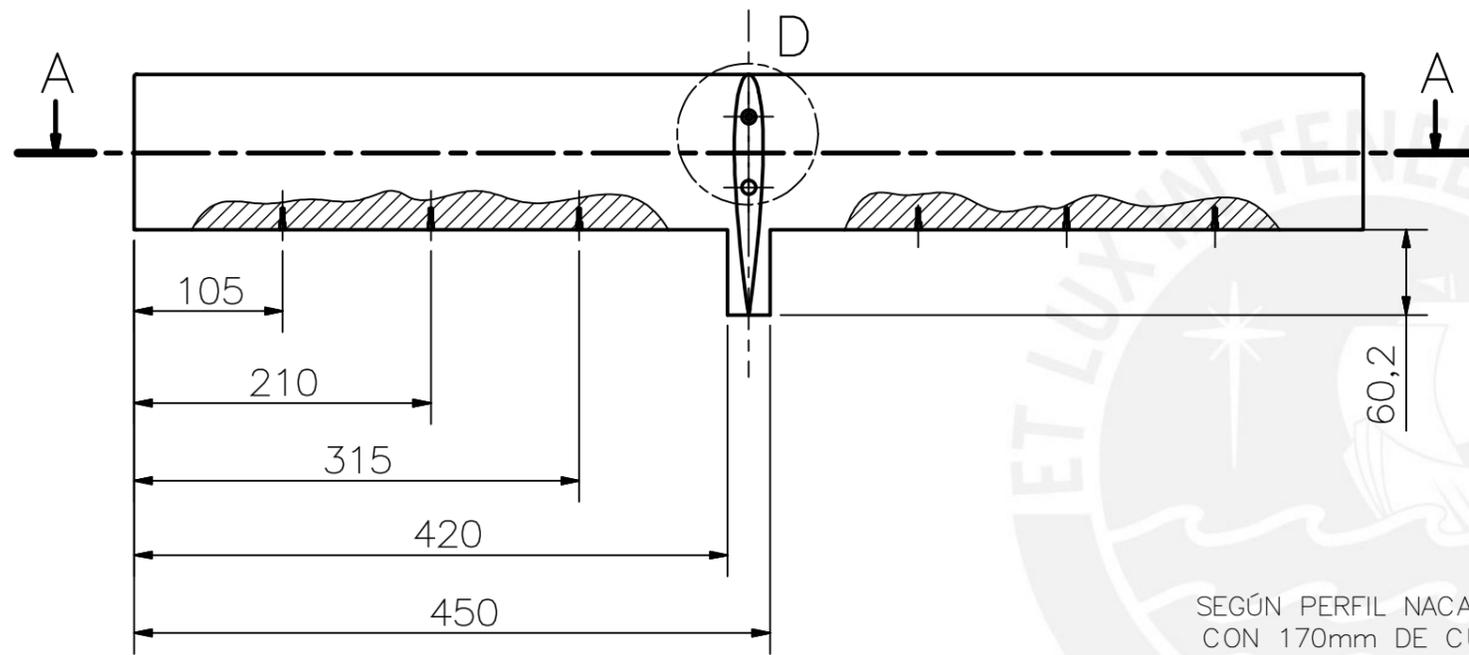
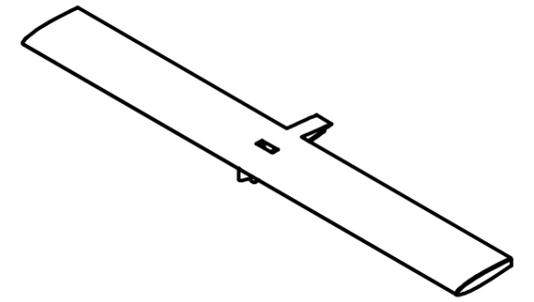
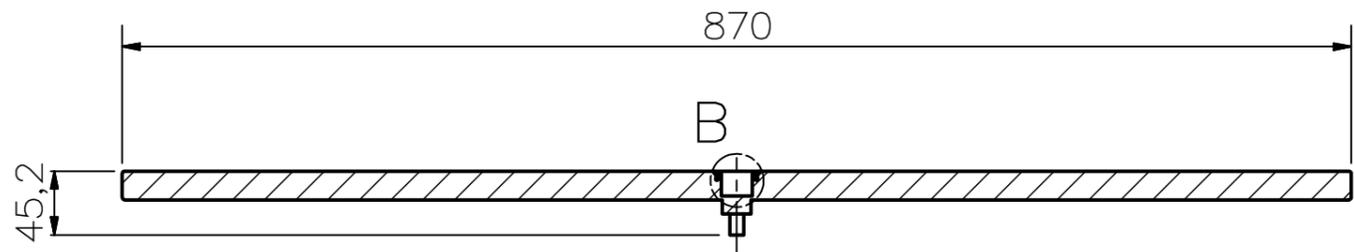
DETALLE C
ESCALA 1 : 1



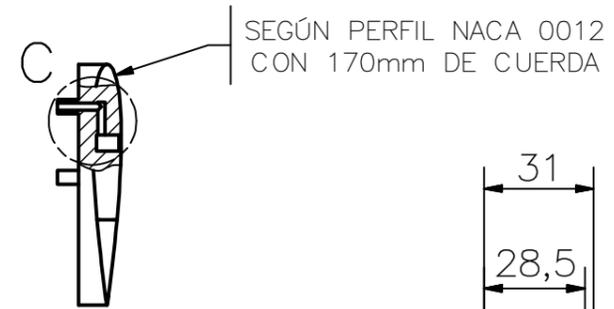
TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168					
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5

ACABADO SUPERFICIAL 1,6/√	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL EPS		
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA				
MÉTODO DE PROYECCIÓN ⊕ ▽	MTR280 – 10M1 TIMÓN	ESCALA 1:5		
H10M1	UAV SOLAR DE LARGA AUTONOMÍA	FECHA: 2016.06.30		
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID	LÁMINA: L54-A3
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30	

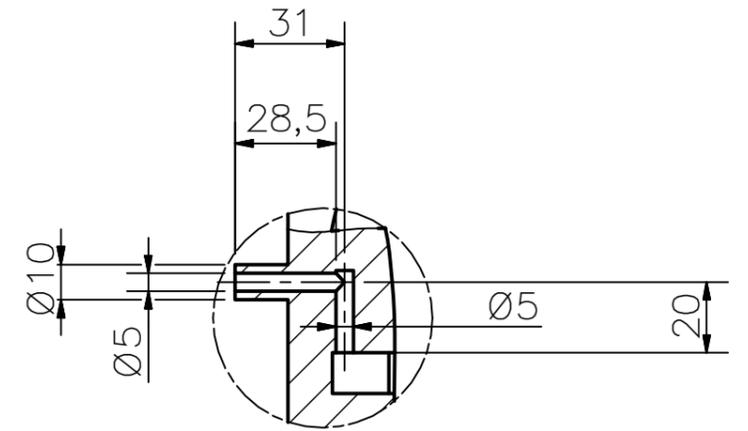
SECCIÓN A-A



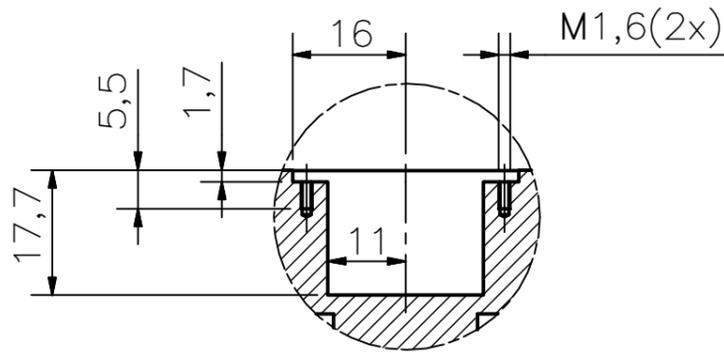
SEGÚN PERFIL NACA 0012
CON 170mm DE CUERDA



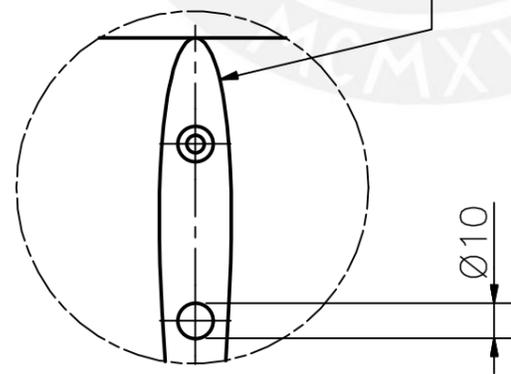
SEGÚN PERFIL NACA 0012
CON 170mm DE CUERDA



DETALLE C
ESCALA 1:2



DETALLE B
ESCALA 1:1

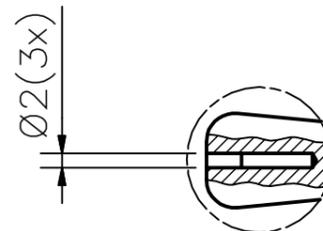
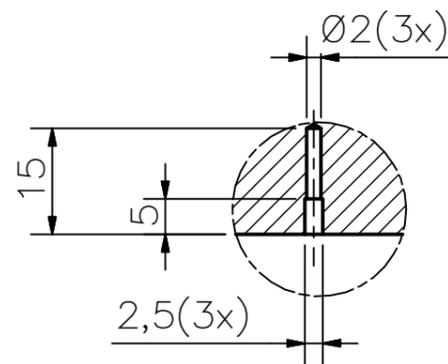
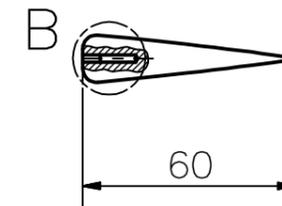
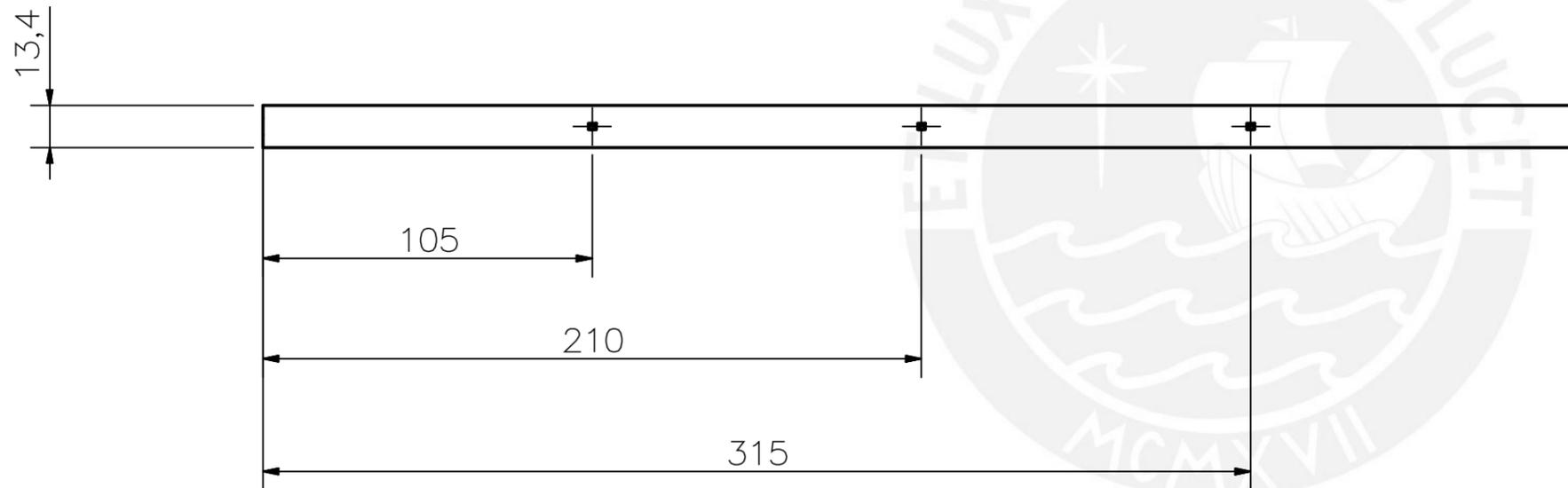
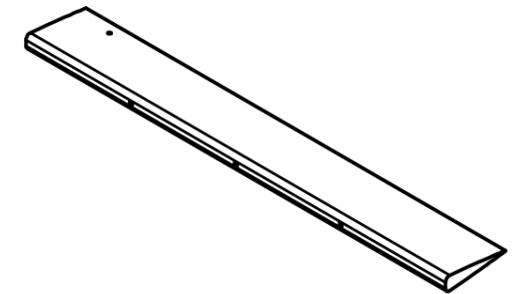
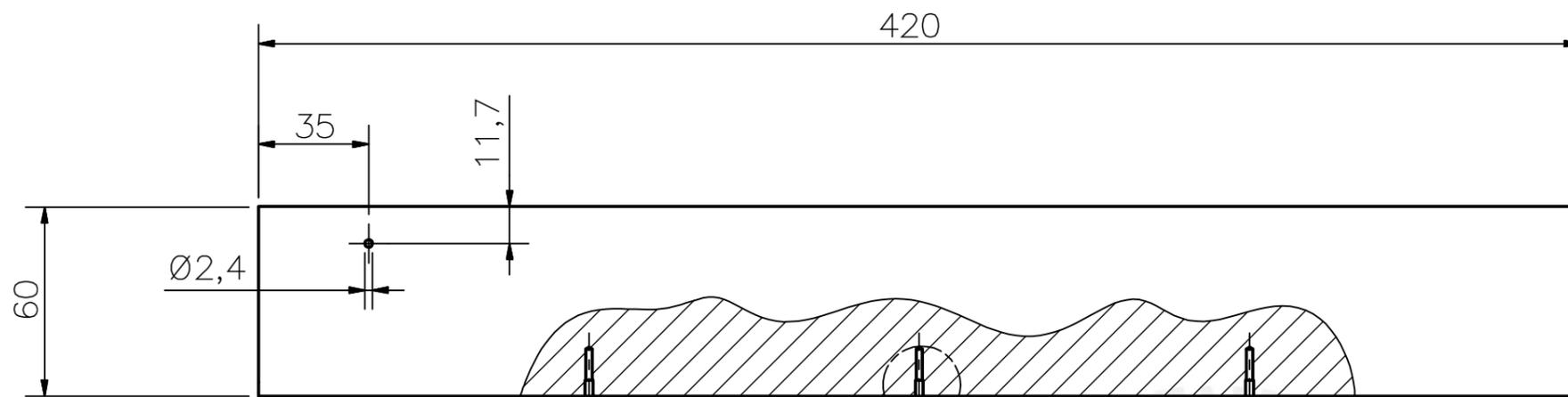


DETALLE D
ESCALA 1:2

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
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5

ACABADO SUPERFICIAL 3,2	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL EPS		
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA				
MÉTODO DE PROYECCIÓN 	MTR280 – 10M1	ESCALA 1:5		
H10M1	UAV SOLAR DE LARGA AUTONOMÍA	FECHA: 2016.06.30		
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID	LÁMINA: L55-A3
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30	



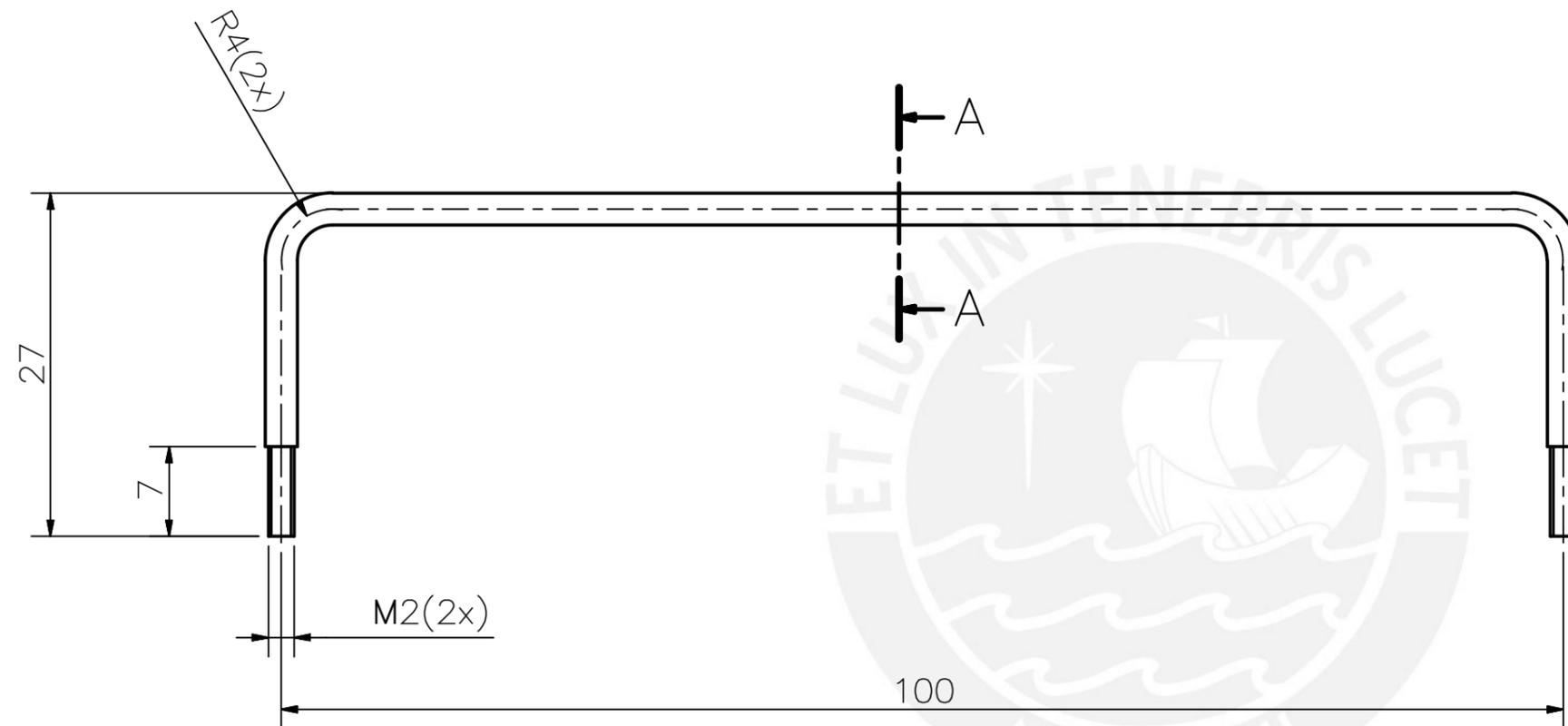
DETALLE A
ESCALA 1 : 1

DETALLE B
ESCALA 1 : 1

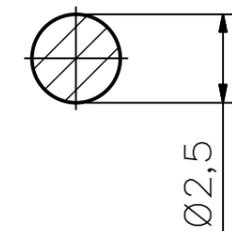
TOLERANCIAS DIMENSIONALES
SEGÚN DIN 7168

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
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5

ACABADO SUPERFICIAL 0,8/√	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL EPS		
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA				
MÉTODO DE PROYECCIÓN ⊕ ▽	MTR280 – 10M1	ESCALA 1:2		
H10M1	UAV SOLAR DE LARGA AUTONOMÍA	FECHA: 2016.06.30		
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID	LÁMINA: L56-A3
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30	

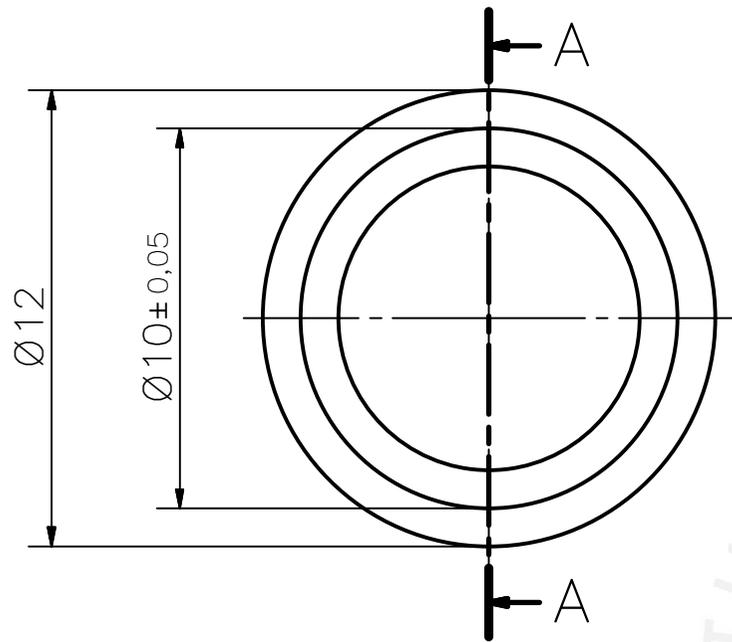


SECCIÓN A-A
ESCALA 5:1

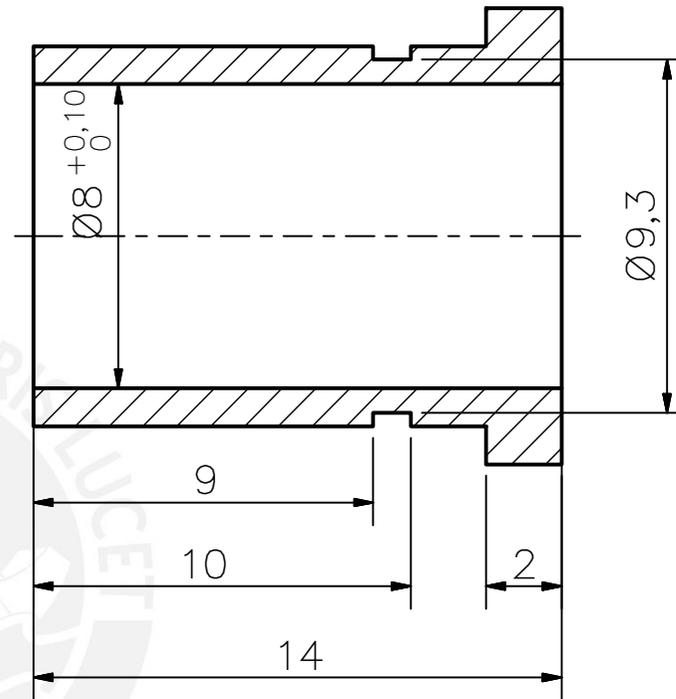


TOLERANCIAS DIMENSIONALES SEGÚN DIN 7168					
GRADO DE EXACTITUD	Más de 0,5 hasta 3	Más de 3 hasta 6	Más de 6 hasta 30	Más de 30 hasta 120	Más de 120 hasta 400
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5

ACABADO SUPERFICIAL 0,8	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL ASTM A36		
PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA				
MÉTODO DE PROYECCIÓN 	MTR280 – 10M1 ESLABÓN DE ELEVADORES		ESCALA 2:1	
H10M1	UAV SOLAR DE LARGA AUTONOMÍA			FECHA: 2016.06.30
DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID	LÁMINA: L57-A3
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30	



SECCIÓN A-A



ACABADO SUPERFICIAL 1,6/ ▽	TOLERANCIA GENERAL DIN 7168 MECANIZADO MEDIO	MATERIAL SAE 64
----------------------------------	--	--------------------

PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
CIENCIAS E INGENIERÍA – ING. MECATRÓNICA

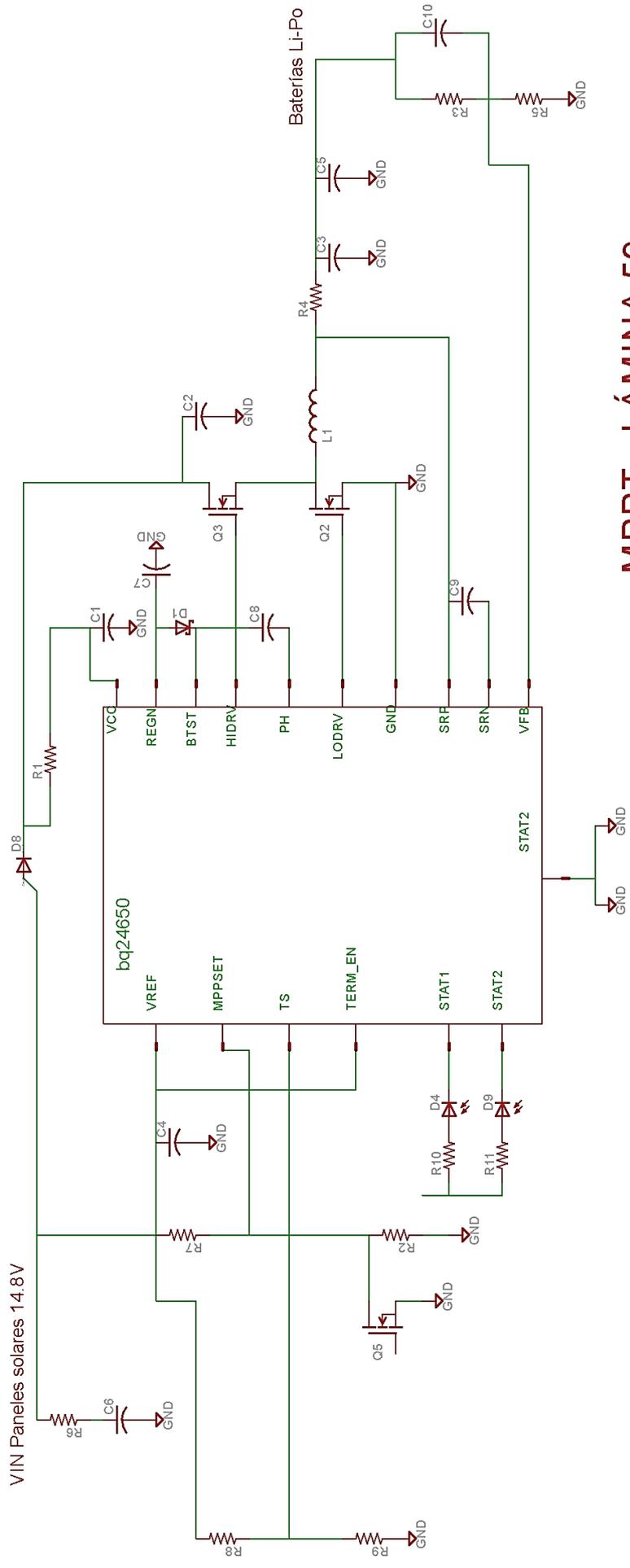
MÉTODO DE PROYECCIÓN 	MTR280 – 10M1	ESCALA 1:1
--------------------------	---------------	---------------

H10M1	UAV SOLAR DE LARGA AUTONOMÍA	FECHA: 2016.06.30
-------	------------------------------	----------------------

DISEÑADO: M. MEJÍA	DIBUJADO: M. MEJÍA	REVISADO: C. SAITO	APROBADO: E. MADRID	LÁMINA: L58-A4
FECHA: 2016.06.13	FECHA: 2016.06.19	FECHA: 2016.06.22	FECHA: 2016.06.30	

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
MEDIO	±0,1	±0,1	±0,2	±0,3	±0,5



MPPT - LÁMINA 59

DIAGRAMA ESQUEMÁTICO GENERAL

