

**DISEÑO DE UN BANCO DE PRUEBAS PITOT-ESTATICAS PARA LA
INSTITUCION UNIVERSITARIA PASCUAL BRAVO**

AUTORES

JULIAN DAVID GARCIA JIMENEZ

LUIS CARLOS ZAPATA DAVID

INSTITUCIÓN UNIVERSITARIA PASCUAL BRAVO

FACULTAD DE INGENIERIA

DEPARTAMENTO DE MECANICA Y AFINES

TECNOLOGIA EN MANTENIMIENTO DE AERONAVES

MEDELLIN

2012

**DISEÑO DE UN BANCO DE PRUEBAS PITOT-ESTATICAS PARA LA INSTITUCION
UNIVERSITARIA PASCUAL BRAVO**

AUTORES

JULIÁN DAVID GARCÍA JIMÉNEZ

LUIS CARLOS ZAPATA DAVID

**TRABAJO DE GRADO PARA OPTAR AL TÍTULO DE TECNÓLOGO DE
MANTENIMIENTO DE AERONAVES**

DIRECTOR

JOSÉ DAVID OSPINA RESTREPO

INGENIERO MECÁNICO

INSTITUCION UNIVERSITARIA PASCUAL BRAVO

FACULTAD DE INGENIERIA

DEPARTAMENTO DE MECANICA Y AFINES

TECNOLOGIA EN MANTENIMIENTO DE AERONAVES

MEDELLIN

2012

Nota de aceptación

Presidente del Jurado

Jurado

Jurado

Medellín, 30 de Noviembre de 2012

TABLA DE CONTENIDO

	Pág.
INTRODUCCION	11
1. DESCRIPCION DEL PROBLEMA	13
2. JUSTIFICACION	14
3. OBJETIVOS	15
3.1 Objetivo general:	15
3.2 Objetivos específicos:	15
4. REFERENTES TEORICOS.....	16
4.1 TUBO DE PITOT	21
4.2 TUVO VENTURI	27
4.3 PANEL DE DIRECCIONAMIENTO.....	32
4.4 AIRSPEED INDICATOR	33
4.4.1 PRINCIPIOS DE OPERACIÓN.....	34
4.4.2 Lectura del Airspeed Indicator	35
4.5 ALTÍMETRO	38
4.5.1 Principio de Operación.....	38
4.5.2 Medidas de Lectura del Altímetro	39
4.6 SIMULACIÓN DEL FLUJO DE AIRE	40
4.7 SENSORES DE PRESIÓN	48
4.7.2 Propiedades de los Sensores, Transductores y Captadores	50
4.7.3 Tipos De Transductores.....	52
4.7.4 Transductores de Presión	53
5. DESCRIPCION TECNICA DEL PROYECTO	61
6. DESCRIPCION DE LOS EQUIPOS, MATERIALES, HERRAMIENTAS Y SUBSISTEMAS	62
7.FABRICACIÓN	67
8.PRESUPUESTO.....	71
9.CONCLUSIONES	72
10.RECOMENDACIONES.....	73
11. BIBLIOGRAFIA.....	74
12. ANEXOS.....	76

LISTA DE TABLAS

	Pág.
Tabla 1: Equipos Para la Construcción del Banco de Pruebas Pitot Estatico ...	62
Tabla 2: Materiales Para la Construcción del Banco de Pruebas	63
Tabla 3: Herramientas necesarias para construir el del Banco de Pruebas	64
Tabla 4 Subsistemas del banco de pruebas.....	65

LISTA DE FIGURAS

	Pág.
FIGURA 1: Panel de Nacer del Black Burn Monoplano (1910).....	16
FIGURA 2: Banco de Pruebas Pitot- Estática Barfield.....	20
FIGURA 3: Sistema Pitot- Estático	21
FIGURA 4: Muestra de Presiones y Velocidades del Tubo Pitot	22
FIGURA 5: Grafica de Presión de Estancamiento del Tubo Pitot	24
FIGURA 6: Tubo Venturi.....	27
FIGURA 7: Tubo Venturi.....	28
FIGURA 8: Partes y Corte del Tubo Venturi	29
FIGURA 9: Experimento Ventilador con Tubo Venturi	32
FIGURA 10: Panel de Direccionamiento del Flujo de Aire.....	32
FIGURA 11: Tipos de Unión Para el Panel de Direccionamiento	33
FIGURA 12: Airspeed Indicator.....	34
FIGURA 13: Código de Colores de Velocidad	35
FIGURA 14: Código de Colores en el Anemómetro.....	36
FIGURA 15: Capsula Interna del Anemómetro	36
FIGURA 16: Capsula Interna Demostración de Impacto de Aire	37
FIGURA 17: Altímetro	37
FIGURA 18: Capsula Interna del Altímetro	38
FIGURA 19: Indicaciones de Altura	39
FIGURA 20: Dimensiones del Ventilador	42
FIGURA 21: Presiones Dinámicas.....	43
FIGURA 22: Par de Arranque del Motor	44
FIGURA 23: Presiones de Trabajo	45
FIGURA 24: Modelo HS Ventilador.....	46
FIGURA 25: Lista de Piezas del Ventilador	47
FIGURA 26: Accesibilidad	48
FIGURA 27: Rango de Medida de un Transductor de Presión	51
FIGURA 28: No-Linealidad de un Sensor	51
FIGURA 29: Histéresis.....	52
FIGURA 30: Transductor Piezoeléctrico	54

FIGURA 31: Transductor Resistivo.....	54
FIGURA 32: Transductor Resistivo Tipo Pistón.....	55
FIGURA 33: Funcionamiento de Capsulas y Fuelles.....	56
FIGURA 34: Funcionamiento Transductor Tipo Diafragma.....	56
FIGURA 35: Medidores de Caudal.....	57
FIGURA 36: Movimiento de Turbina.....	58
FIGURA 37: Transductor Tipo Flotador.....	58
FIGURA 38: Capsula Interior de un Tapón Cónico.....	59
FIGURA 39: Diagrama diferencial de Presión en Cuatro Tipos de Medida.....	60
FIGURA 40: Diseño Final del Banco Del Pruebas.....	69
FIGURA 41: Banco de pruebas Vista Superior.....	69
FIGURA 42: Banco de pruebas Vista Frontal.....	70
FIGURA 43: Banco de pruebas Vista diagonal.....	70

LISTA DE ABREVIATURAS

CAS: Velocidad Aérea Calibrada (Calibrated Airspeed).

IAS: Velocidad Indicada (Indicated Airspeed).

MPH: Milla terrestre por hora.

QFE: Referencia atmosférica en un punto de la corteza terrestre.

QFF: Presión Atmosférica a Nivel del Mar contemplando en vez de la atmosfera estándar los grados de temperatura y presión.

QNE: Presión Estándar a Nivel del Mar de 1013 milibares a 29,92 presión siempre alcanzada a altitudes superiores a los 600 pies.

QNH: Presión Estándar a Nivel del Mar, se deduce en el aeródromo ajustando el altímetro a nivel del mar.

TAS: Velocidad Aérea verdadera (True Airspeed).

VFE: Velocidad Máxima con flaps extendidos. (Maximum Flap Extended Speed).

VNE: Velocidad de No Exceder. Es la velocidad máxima que soporta la aeronave antes de incurrir en la posibilidad de daños estructurales, comúnmente por la deformación o falla total de las alas o la cola. VNE está indicada con color rojo en la mayoría de Indicadores de Velocidad. Ésta velocidad es específica para cada aeronave y representa un punto crítico en su desempeño.

VNO: Velocidad de Operación. Es la velocidad de crucero estructural máxima (la velocidad máxima que se utilizará en condiciones turbulentas). Se especifica como el límite superior del arco verde en muchos indicadores de la velocidad aérea.

VSI: Vertical Speed Indicator.

VSI: velocidad mínima de vuelo estable para la cual la aeronave es aún controlable en una configuración específica.

VSO: Velocidad de Perdida o Velocidad Mínima en Operación de Aterrizaje.

GLOSARIO

ALTIMETRO: instrumento que muestra la altura en pies a la cual está volando la aeronave por medio de toma estática su principio de operación se basa en una propiedad de la atmosfera "la presión disminuye con la altura."

ANEMOMETRO: indicador de velocidad aerodinámica que muestra la velocidad relativa de la aeronave en MPH (millas terrestres por hora) nudos (knots) por medio de tomas estática y dinámica.

TOMAS ESTATICAS: toman la presión estática en que se mueve el avión, son unos orificios protegidos por rejillas o similar que están situados en el fuselaje por que sufren menos perturbaciones. Lo usual es que estas tomas sean dobles una a cada lado del fuselaje y sus conducciones se conecten en forma de Y en una sola para compensar posibles desviaciones, sobre todo en virajes ceñidos en que una toma recibe mayor presión estática que otra.

TUBO DE PITOT-ESTATICA: puede definirse como el instrumento para medir velocidades de un flujo mediante la diferencia de presiones estática y dinámica en una línea de corriente, normalmente va ubicado a los lados del fuselaje en el borde de ataque o debajo del perfil, en el morro de la aeronave o en el estabilizador vertical.

RESUMEN

El desarrollo de este proyecto consiste en realizar el diseño de un banco de pruebas pitot-estática mediante la ayuda de herramientas computarizadas hacia el diseño, el ensamble de sus partes y se especifique cada instrumento o equipo que se utilizará para demostrar el funcionamiento del sistema pitot-estático, haciendo de este un banco de pruebas de demostración y comparación para la Institución Universitaria Tecnológico Pascual Bravo, fortaleciendo los laboratorios y prácticas de los estudiantes de la Tecnología en Mantenimiento de Aeronaves, mejorando así el proceso de enseñanza y aprendizaje por parte de docentes-estudiantes y en materias específicas como sensores e instrumentos de navegación, sistemas eléctricos y aviónica.

INTRODUCCION

Un banco de pruebas es una plataforma para experimentación de proyectos de gran desarrollo. Los bancos de pruebas brindan una forma de comprobación rigurosa, transparente y repetible de teorías científicas, elementos computacionales, y otras nuevas tecnologías.

El término se usa en varias disciplinas para describir un ambiente de desarrollo que está protegido de los riesgos de las pruebas en un ambiente de producción. Es un método para probar un módulo particular (función, clase, o biblioteca) en forma aislada. Puede ser implementado como un entorno de pruebas pero no necesariamente con el propósito de verificar seguridad.

En este caso, se desarrollaran planos de ensamble y construcción de un banco de demostración Pitot-estática que consiste en impulsar el aire por medio de un motor eléctrico en un panel de direccionamiento de aire y un tubo Venturi, donde se incorporaran dos sensores de velocidad antes y después del efecto Venturi o garganta, y al final del tubo, el flujo de aire será sensado mediante un Tubo Pitot, que por medio de su toma dinámica dará la lectura en los instrumentos mecánicos de aviación como indicador de velocidad y por su toma estática mostrará la lectura del altímetro.

Teniendo en cuenta las especificaciones que brinda el RAC (Reglamentos Aeronáuticos de Colombia), con la normatividad y cumplimiento de los estándares de seguridad, para la operación por especialidad en diversos instrumentos, siendo este un banco de pruebas de demostración y de nivel educativo, no necesariamente debe cumplir con normas reguladas por el (RAC), pero llevando el proyecto a un nivel mas avanzado de investigación y desarrollo de la industria, este debe realizarse cumpliendo la normatividad exigida en la (parte cuarta de los reglamentos aeronáuticos de Colombia). En el subcapítulo (4.11.2.1), clasificación por especialidad haciendo parte de una categoría de

instrumentos clase 1 de un TAR (Taller aeronáutico de reparaciones aeronáuticas).

1. DESCRIPCION DEL PROBLEMA

La Tecnología en Mantenimiento de Aeronaves de la Institución Universitaria Pascual Bravo no cuenta con laboratorios y prácticas de materias específicas, no tienen la adaptación de espacio ni cuenta con la adaptación de equipamiento e instrumentos, carece de diseño, adecuación de bancos de prueba donde se puedan realizar los diversos laboratorios, se relaciona con el problema el proceso de enseñanza aprendizaje por parte de docentes estudiantes, por la falta de prácticas que permiten al estudiante reiterar sus conocimientos desarrollando ejemplos teóricos que se lleven a la realidad.

En esta propuesta, se requiere implementar un diseño de campana que funcione por presión barométrica o por un ventilador centrífugo con un motor de inducción donde se simulen las diferencias de presiones “estática y dinámica” por medio de un tubo pitot, donde se de la lectura y comprensión en los diferentes instrumentos: anemómetro, Variometro y altímetro utilizando diferentes métodos que se requieren.

2. JUSTIFICACION

En el Pascual Bravo la Tecnología en Mantenimiento de Aeronaves necesita del diseño y adecuación de un banco de pruebas pitot estáticas para desarrollar prácticas de materias específicas, como sensores e instrumentos de navegación, aviónica y sistemas eléctricos. Se aplicará mediante un instructivo con normas operacionales que especifiquen el funcionamiento del equipo y con la instrucción de docentes expertos de diversas áreas.

Este proyecto resuelve falencias en las prácticas de los estudiantes, en el nivel de educación. Es así como se reflejará el conocimiento en la competitividad del estudiante con otras universidades y en el campo laboral aeronáutico, se comprenderá mejor el proceso de enseñanza aprendizaje mediante el diseño de planos y adecuación de instrumentos.

3. OBJETIVOS

3.1 Objetivo general:

- Diseñar un banco de pruebas de demostración pitot- estática que de la lectura en diferentes instrumentos mecánicos anemómetro, altímetro, vertical Speed para la Tecnología en Mantenimiento de Aeronaves del Pascual Bravo.

3.2 Objetivos específicos:

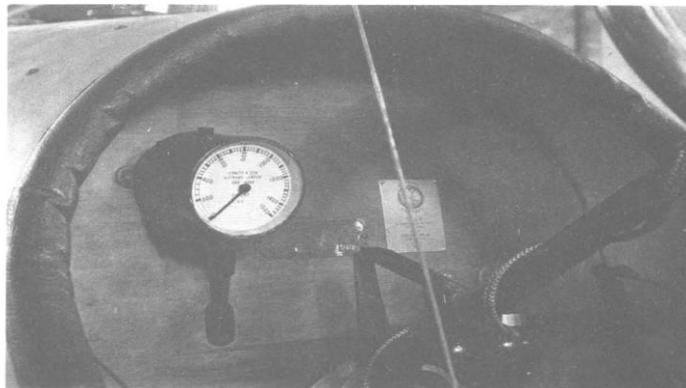
- Diseñar los planos de construcción y las piezas que se necesitan para el desarrollo de este prototipo.
- Recopilar la información teórica de semestres anteriores y actuales, libros, bibliotecas virtuales, enciclopedias, internet y asesoría de docentes de la universidad.
- Selección de materiales elementos y herramientas necesarias para el diseño.

4. REFERENTES TEORICOS

El crecimiento constante de aeronaves ha sido paralelo con el crecimiento tecnológico de instrumentos de navegación y métodos de detección, procesamiento de datos, información de control pertinente, los patrones de diseño y de construcción de instrumentos.

Los primeros aviones eran volados por pilotos pioneros que maniobraban la maquina acostados, sentados o en cuclillas a la intemperie, precariamente por el lujo de una cabina donde los instrumentos diseñados específicamente para el uso de un avión eran también inexistente, después de todo es un poco difícil decir exactamente cuál fue el primer instrumento de la secuencia que se introdujo en los aviones.

FIGURA 1: Panel de Nacer del Black Burn Monoplano (1910)



FUENTE: Libro Aircraft Instrument [EHJ PALLETT] Segunda Edición [En línea] [Consultado 16 de Agosto de 2012]

Poco antes del estallido de la Primera Guerra Mundial, un poco de atención se centró en el desarrollo de instrumentos para el uso militar y aviones navales, los primeros principios de la navegación aérea se emergieron con diseños de instrumentos especialmente adaptados para este propósito. En consecuencia, algunos instrumentos más aparecieron en los tableros de control de ciertos tipos

de avión, incluyendo un altímetro, indicador de velocidad y los instrumentos del motor, indicador y un medidor de presión de aceite. Durante los años de guerra nuevos instrumentos se presentaron en los muchos tipos de aviones fabricados.

Un nuevo requerimiento surgió para la indicación del paso de un avión y la altitud, lo que llevó la introducción del nivel de proa a popa. Después de la guerra, la aviación entró en lo que puede llamarse su segunda etapa pionera en la que ex-pilotos volaron durante la guerra nunca rutas aéreas antes intentadas. En 1919, por ejemplo, Alcock y Brown hizo el primer crucero del Atlántico, y en el mismo año, el australiano hermanos Keith y Ross Smith realizó el primer vuelo de Inglaterra a Australia. Vuelos como estos y otros realizados en la década de 1920 se hicieron en los aviones militares y con la ayuda de los mismos tipos de instrumentos que se habían utilizado en tiempos de guerra.

Pronto se dieron cuenta que esto no podía ser totalmente explotado por vuelos que se realizaran con seguridad en el día, noche y en condiciones adversas condiciones meteorológicas. Ya se había encontrado que los pilotos de pronto perdían su sentido de equilibrio y dificultades para controlar un avión cuando las referencias externas se oscurecía. Se requerían¹ instrumentos para ayudar al piloto en circunstancias que se llegó a ser conocido como "condiciones ciegas voladores". El primer paso y más importante en este sentido fue el desarrollo del indicador de giro sobre la base de los principios del giroscopio. Este instrumento, en conjunto con la brújula magnética, se convirtió en instrumentos extremadamente útiles.

El resultado de las investigaciones fue la introducción de dos instrumentos más que utilizan principios giroscópicos, horizonte giroscópico y el giro direccional, ambos fueron exitosamente demostrados en el vuelo instrumental por primera vez en 1929. En este momento el sensible altímetro y el indicador de velocidad de subida también habían aparecido en el cuadro de instrumentos junto con los

¹ Aircraft Instrument [EHJ PALLETT] Segunda Edición [En línea] [Consultado 16 de Agosto de 2012]

instrumentos del motor. Los motores estaban sobrealimentados por lo que el indicador de 'impulso' presión se puso de moda, las temperaturas de los sistemas de aceite, de líquido refrigerante y la presión de combustible, además, estos instrumentos estaban situados en el panel de una manera bastante irregular y esto hizo un poco difícil a los pilotos de asimilar las indicaciones para interpretarlos y basar en ellos un curso de acción definido. Así, a mediados de 1930 los instrumentos se desarrollaron de forma más racional permitiendo escaneo a distancia (scanning distance). El resultado más notable de la racionalización fue la introducción de contener el panel ciego volador (blind flying panel) separado el indicador de velocidad, altímetro, horizonte giroscópico, giroscopio direccional, ascenso y descenso, indicador (velocidad vertical) y de giro-banco indicador. Este método de agrupación de los instrumentos de vuelo ha continuado hasta el día presente, el continúa la evolución de la aviación militar y comercial produciendo aviones más rápidos y más grandes, multi-motor arreglos, trenes de aterrizaje retráctiles, sistemas eléctricos, aviónica, algunos sistemas digitales, El diseñador del instrumento ha seguido el ritmo de estos cambios mediante la introducción de la electricidad. Los pilotos fueron por lo tanto, una vez más, al frente de problemas de asimilación de las indicaciones de azar colocados en instrumentos. En aeronaves multimotores los problemas eran más agravados. Los rangos mayores de aeronaves multimotores significaba más tiempo en el aire y se presentó el problema de la fatiga del piloto: un problema no desconocido para los pioneros de vuelos de larga distancia.

Un paso más en el alivio de la carga de trabajo del piloto se realizó cuando el navegante, operador de radio y estaciones de ingeniero de vuelo fueron introducidos, cada vez más comunes durante la Primera Guerra Mundial.

Lo que hace posible separar las funciones de cada uno de los miembros de la tripulación es sus respectivos paneles. Dejando al piloto con los instrumentos esenciales para la manipulación de vuelo de la aeronave. Uno de los ² acontecimientos más destacados resultantes de la guerra, estaba en el campo

² Aircraft Instrument [EHJ PALLETT] Segunda Edición [En línea] [Consultado 16 de Agosto de 2012]

de la navegación, que da lugar en particular a la escala completa el uso del sistema de transmisión de brújula en conjunto con instrumentos, tales como: aire y los indicadores de posición de tierra, y unidades de kilometraje. Los instrumentos de vuelo había mejorado, a medida que se desarrollaban nuevos sistemas, de propulsión, eléctrico, hidráulico donde se diera la plena lectura para la interpretación del piloto.

Con el fin de cumplir con estos requisitos y para ayudar a los pilotos a evitar posteriores errores de lectura, algunos instrumentos siguen evolucionando a través de diversos diseños de modificación.

Permitiendo el desarrollo de bancos de ensayos indispensables en los hangares de mantenimiento, donde se necesita calibrar y hacer chequeos periódicos a los diversos instrumentos sistemas y partes de la aeronave entre estas pruebas pitot-estáticas. A continuación un equipo comercial para pruebas:

Bancos de prueba pitot - estática (Barfield) Series 1811 GA, 1811 HA, 1811 D, DP1610 Aero: Serie 1811.

Los probadores Barfield se utilizan para probar y calibrar el sistema Pitot-estático. Realiza precisión Pitot-estática pruebas de fugas, Instrumentos digitales contienen cuatro indicaciones: (altitud, velocidad de la velocidad aérea, vertical y Mach) tiene la capacidad de grabar analógicamente (altímetro, vertical unidades de velocidad y velocidad del aire.³

³ Pitot Static Test Set [En Línea]
www.barfieldinc.com/ground_support/ad_ps.php [Consultado 17 de Agosto de 2012]

FIGURA 2: Banco de Pruebas Pitot- Estática Barfield



FUENTE: Empresa Barfield [En línea] [Consultado 18 de Agosto de 2012]
www.barfieldinc.com/ground_support/ad_ps.php

Bancos de Flujo de aire y Experimentos P3200: permite experimentos detallados de varios aspectos de estudios de flujo de aire, transferencia de calor conectiva y aerodinámica subsónica. Consiste de un bastidor soldado de acero, que ofrece dos superficies de trabajo para experimentos y espacio de almacenaje integrado. Una turbina radial (es decir con impulsor centrífugo estrecho), directamente accionado por un motor de inducción monobásico, ofrece el flujo de aire necesario para el experimento.⁴

⁴ Banco de flujo de Aire y Experimentos Cusson [En Línea]
www.cussons.co.uk/pdf/espanish/esfluids/P3200sp.pdf [Consultado 18 de Agosto de 2012]

FIGURA 3: Sistema Pitot- Estático

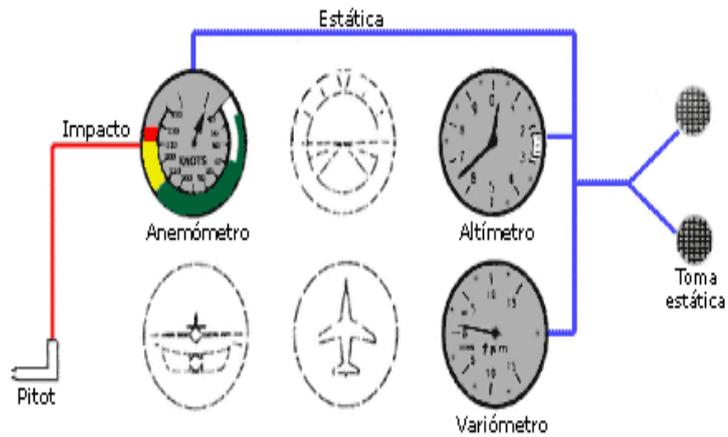


Fig.2.2.2 - Sistema de pitot y estática.

FUENTE: Wikipedia Enciclopedia libre [En Línea] [Consultada 19 De Agosto De 2012]

4.1 TUBO DE PITOT

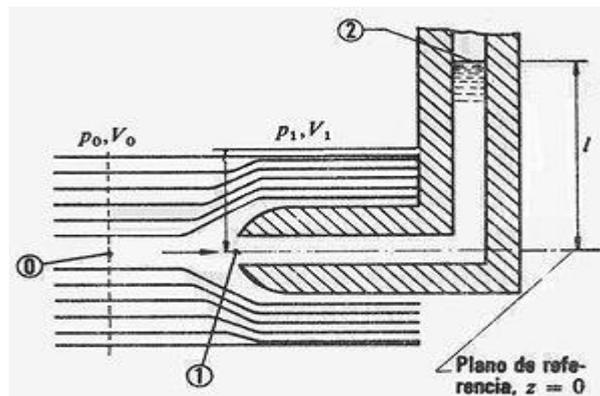
El sistema Pitot estático de una aeronave es un sistema en el que el total de la presión es creada por el choque de flujo de aire en el tubo Pitot, y la presión estática de la atmósfera que lo rodea es detectada por tomas estáticas del mismo, ubicadas generalmente también en el fuselaje de la aeronave, además es donde se obtiene y se mide la velocidad, altitud y cambio de altitud (velocidad vertical).

El Tubo de Pitot utilizado para la medición de caudal está constituido por dos tubos que detectan la presión en dos puntos distintos de la tubería. Pueden montarse por separado o agrupados dentro de un alojamiento, formando un dispositivo único. Uno de los tubos mide la presión de impacto (presión dinámica más presión estática) en un punto de la vena. El otro mide únicamente la presión estática, generalmente mediante un orificio practicado en la pared de la conducción.

Un tubo Pitot mide dos presiones simultáneamente: presión de impacto (P_t) y presión estática (P_s). La unidad para medir la presión de impacto es un tubo con el extremo doblado en ángulo recto hacia la dirección del flujo. El extremo del tubo que mide presión estática es cerrado pero tiene una pequeña ranura en un lado. Los tubos se pueden montar separados o en una sola unidad.

La presión diferencial medida a través del Tubo Pitot puede calcularse utilizando la ecuación de Bernoulli, y resulta ser proporcional al cuadrado de la velocidad del fluido.⁵

FIGURA 4: Muestra de Presiones y Velocidades del Tubo Pitot



FUENTE: Grafica de Pitot [En Línea]

<http://www.google.es/search?q=ecuaciones+de+tubo+pitot&hl=es&prmd=imvns&tbn=isch&tbo=u&source=univ&sa=X&ei=HMKrUMP0M4Lq9ATj64CoD> [Consultado 23 de Agosto de 2012]

Ecuaciones de Tubo Pitot: En el punto uno del esquema adjunto, embocadura del tubo, se forma un punto de estancamiento. Ahí la velocidad (v_1) es nula, y la presión, según la ecuación de Bernoulli, aumenta hasta:

$$\frac{P_1}{\rho} = \frac{P_t}{\rho} = \frac{P_0}{\rho} + \frac{v_0^2}{2} :$$

⁵ Wikipedia Enciclopedia libre [En Línea] [Consultado 24 de Agosto]

Por lo tanto:

$$P_t = P_0 + \rho \cdot \frac{v_0^2}{2}$$

Siendo:

- P_0 y v_0 = presión y velocidad de la corriente perturbada.
- P_t = presión total o de estancamiento.

Aplicando la misma ecuación entre las secciones uno y dos considerando que $v_1 = v_2 = 0$, se tiene:

$$y_1 + \frac{P_1}{\rho g} = y_2 + \frac{P_2}{\rho g}$$

Siendo: $y_2 - y_1 = L$ (lectura en el tubo piezométrico)

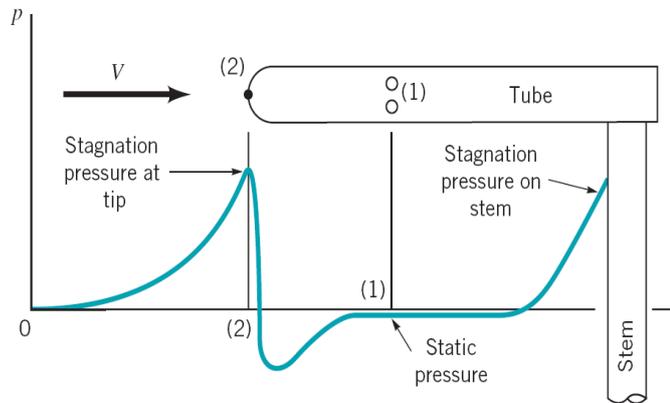
Luego:

$$P_t = \rho \cdot g \cdot L$$

Ésta es la denominada **expresión de Pitot**.⁶

⁶ Ecuaciones del Tubo Pitot [En Línea]
http://es.wikipedia.org/wiki/Tubo_Pitot[Consultado 25 de Agosto 2012]

FIGURA 5: Grafica de Presión de Estancamiento del Tubo Pitot



FUENTE: Gráfica de Pitot [En Línea]

<http://www.google.es/search?q=ecuaciones+de+tubo+pitot&hl=es&prmd=imvns&tbn=isch&tbo=u&source=univ&sa=X&ei=HMKrUMP0M4Lq9ATj64CoD> [Consultado 25 de Agosto de 2012]

El interior del tubo tiene dos compartimientos: la cámara de presión de impacto o total con sus respectivas líneas y la cámara de presión estática con sus líneas, estas cámaras están abiertas al exterior y el compartimiento correspondiente a la cámara de presión total tiene su abertura por la parte delantera del tubo, de tal manera que al desplazarse el avión, la presión originada se suma a la existente y se tenga la llamada (presión total) el compartimiento de presión estática tiene sus respectivas entradas por arriba y abajo del tubo, recibiendo solo la presión estática correspondiente.⁷

Principio de Bernoulli: Describe el comportamiento de un fluido en reposo moviéndose a lo largo de una corriente de agua. Expresa que en un fluido ideal (sin viscosidad ni rozamiento) en régimen de circulación por un conducto cerrado, la energía que posee el fluido permanece constante a lo largo de su recorrido. La energía de un fluido en cualquier momento consta de tres componentes:

- Cinética: es la energía debida a la velocidad que posea el fluido.

⁷ Aircraft Instrument [PALLET] [Consultado 25 de Agosto de 2012]

- Potencial gravitacional: es la energía debido a la altitud que un fluido posea.
- Energía de flujo: es la energía que un fluido contiene debido a la presión que posee.

La siguiente ecuación conocida como "Ecuación de Bernoulli" (Trinomio de Bernoulli) consta de estos mismos términos.

$$\frac{V^2 \rho}{2} + P + \rho g z = \text{constante}$$

1. Potencial gravitacional: es la energía debido a la altitud que un fluido posea.

Donde:

- V = velocidad del fluido en la sección considerada.
- ρ = densidad del fluido.
- P = presión a lo largo de la línea de corriente.
- g = aceleración gravitatoria
- z = altura en la dirección de la gravedad desde una cota de referencia.

Ecuación de Bernoulli para fluidos Incompresibles:

Al ser la densidad constante, se quedan reducidas a dos: p y V , la ecuación diferencial es fácil de integrar resultando⁸:

$$p + \frac{1}{2} \rho V^2 = \text{constante}$$

Esta es la expresión más conocida del teorema de Bernoulli, y será válida para un fluido en el que ρ es igual a constante, o bien para el aire a bajos números de MACH, aunque en este caso existirá un pequeño error.

⁸ Principio de Bernoulli [En Línea]
http://es.wikipedia.org/wiki/Principio_de_Bernoulli [Consultado 25 de Noviembre de 2012]

Expresa que en un punto cualquiera de un fluido en movimiento, la suma de la presión en ese punto más la mitad del producto de la densidad por el cuadrado de la velocidad es constante, eso es, que sería igual a la suma de esos mismos sumados con los valores que existen en otro punto. Si son p_1 , V_1 y d_1 , la presión, velocidad y densidad en el punto 1 y p_2 , V_2 y d_2 en el punto 2, etc. se verificara:

En el caso de que en uno de los puntos considerados no exista velocidad, es decir que sea un punto de remanso, la presión que existe en él se denomina presión total (p_t) y en general la presión que existe en un punto de velocidad (V) distinta de cero, la denominaremos presión estática (P_s), aplicando el teorema de Bernoulli a dos puntos del fluido, uno de los cuales sea el que tiene velocidad nula será:

$$P_t + 0 = P_s + \frac{1}{2} \cdot d \cdot V^2$$

$$P_t = P_s + \frac{1}{2} \cdot d \cdot V^2$$

El termino $\frac{1}{2} \cdot d \cdot V^2$ que tiene las dimensiones de una presión se la denomina presión dinámica; la formula anterior expresa que: "La presión total, también llamada presión de impacto, es igual a la suma de la presión estática más la dinámica⁹". Esta ecuación se puede expresar así:

$$P_t - P_s = \frac{1}{2} \cdot D \cdot V^2$$

De donde se deduce que midiendo la diferencia $p_t - P_s$, tenemos el producto $\frac{1}{2} \cdot d \cdot V^2$. El anemómetro está basado en esta medida.

En un tubo, el que circula un fluido incompresible, al aplicar el teorema de Bernoulli en los puntos 1 y 2, resulta:

$$P_1 + \frac{1}{2} \cdot d_1 \cdot V_1^2 = p_2 + \frac{1}{2} \cdot d_2 \cdot V_2^2$$

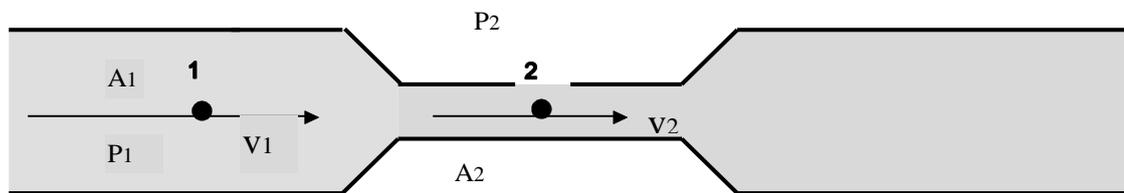
⁹ Fluidos en movimiento [En Línea]

http://www.ulpgc.es/descargadirecta.php?codigo_archivo=5211 [Consultado 25 de Noviembre de 2012]

Es evidente que en V_2 la velocidad debe ser mayor que en V_1 , luego para que se conserve la igualdad, la presión p_2 debe ser menor que la presión p_1 : Al aumentar la velocidad disminuye la presión, este fenómeno se conoce con el nombre de efecto Venturi¹⁰.

4.2 TUVO VENTURI

FIGURA 6: Tubo Venturi



Fuente: Fluidos en Movimiento y Ecuación de Bernoulli [En línea]

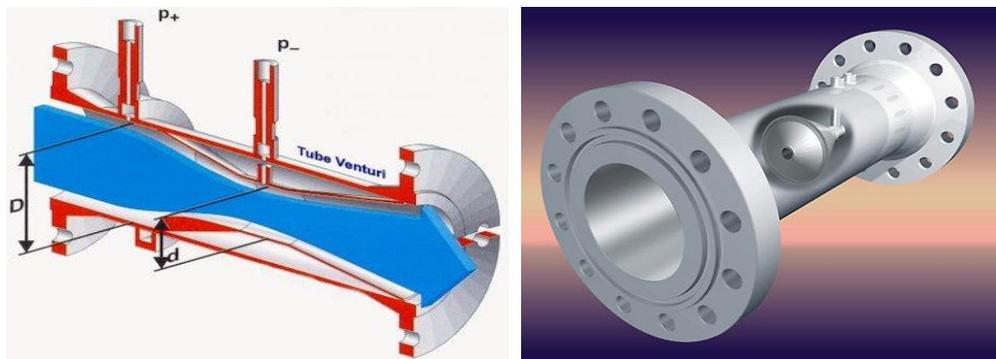
http://isearch.babylon.com/?q=como+direcciono+el+aire+turbulento+en+un+venturi&s=web&as=0&babsrc=HP_ss [Consultada 26 De Agosto De 2012]

El Tubo de Venturi fue creado por el físico e inventor italiano Giovanni Batista Venturi (1.746 – 1.822). Fue profesor en Módena y Pavía. En Paris y Berna, ciudades donde vivió mucho tiempo, estudió cuestiones teóricas relacionadas con el calor, óptica e hidráulica. En este último campo fue que descubrió el tubo que lleva su nombre. Según él este era un dispositivo para medir el gasto de un fluido, es decir, la cantidad de flujo por unidad de tiempo, a partir de una diferencia de presión entre el lugar por donde entra la corriente y el punto, calibrable, de mínima sección del tubo, en donde su parte ancha final actúa como difusor.

¹⁰ Principio de Bernoulli [En Línea] http://es.wikipedia.org/wiki/Principio_de_Bernoulli [Consultado 26 de Noviembre de 2012]

Definición: El Tubo de Venturi es un dispositivo que origina una pérdida de presión al pasar por él un fluido. En esencia, éste es una tubería corta recta, o garganta, entre dos tramos cónicos. La presión varía en la proximidad de la sección estrecha, así, al colocar un manómetro o instrumento registrador en la garganta se puede medir la caída de presión y calcular el caudal instantáneo, o bien, uniéndola a un depósito carburante, se puede introducir este combustible en la corriente principal¹¹.

FIGURA 7: Tubo Venturi



Fuente: Funcionamiento de un Tubo Venturi [En Línea] [Consultada el 26 De Agosto De 2012]

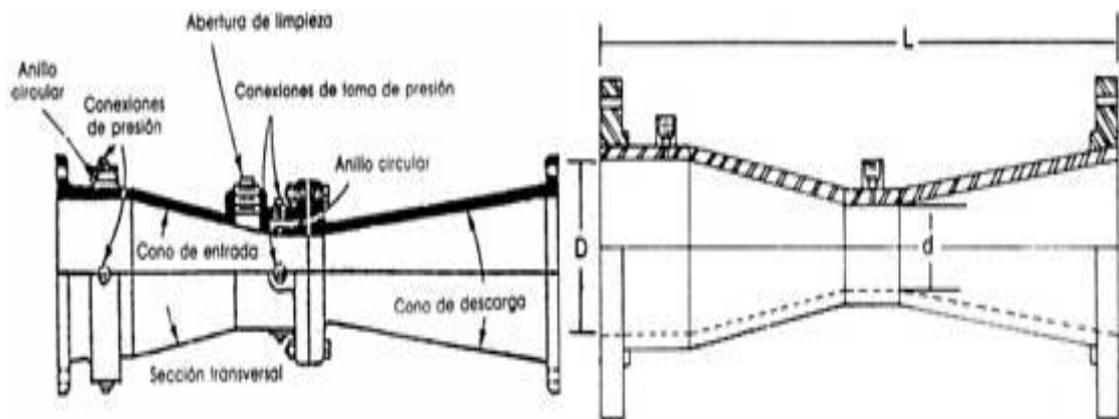
En el Tubo de Venturi el flujo desde la tubería principal en la sección 1 se hace acelerar a través de la sección angosta llamada garganta, donde disminuye la presión del fluido. Después se expande el flujo a través de la porción divergente al mismo diámetro que la tubería principal. En la pared de la tubería en la sección 1 y en la pared de la garganta, a la cual llamaremos sección 2, se encuentran ubicados ramificadores de presión. Estos ramificadores de presión se encuentran unidos a los dos lados de un manómetro diferencial, de tal forma que la deflexión h es una indicación de la diferencia de presión $p_1 - p_2$. Por supuesto, pueden utilizarse otros tipos de medidores de presión diferencial.

¹¹ Tubo Venturi [En Línea]
http://proton.ucting.udg.mx/dpto/maestros/mateos/clase/Modulo_05/detectores/venturi/index.html [Consultado 26 de Agosto de 2012]

La ecuación de la energía y la ecuación de continuidad pueden utilizarse para derivar la relación a través de la cual se puede calcular la velocidad del flujo. Utilizando las secciones 1 y 2 en la fórmula 2 como puntos de referencia, se puede escribir las siguientes ecuaciones¹²:

$$\frac{P_1}{\gamma} + Z_1 + \frac{v_1^2}{2g} - h_1 = \frac{P_2}{\gamma} + Z_2 + \frac{v_2^2}{2g}$$

FIGURA 8: Partes y Corte del Tubo Venturi



FUENTE: El Tubo Venturi [En Línea]

http://proton.ucting.udg.mx/dpto/maestros/mateos/clase/Modulo_05/detectores/venturi/index.ht
[Consulta 26 De Agosto De 2012]

Ecuación de la Continuidad

$$Q = A_1v_1 = A_2v_2$$

La conservación de la masa de fluido a través de dos secciones (sean éstas A_1 y A_2) de un conducto (tubería) o tubo de corriente establece que: la masa que entra es igual a la masa que sale. La ecuación de continuidad se puede expresar como:

$$\rho_1 \cdot A_1 \cdot V_1 = \rho_2 \cdot A_2 \cdot V_2$$

¹² Tubo Venturi [En Línea] [Consultado 26 de Agosto de 2012]
http://proton.ucting.udg.mx/dpto/maestros/mateos/clase/Modulo_05/detectores/venturi/index.ht
ml

Cuando $\rho_1 = \rho_2$, que es el caso general tratándose de agua, y flujo en régimen permanente, se tiene:

$$A_1 \cdot V_1 = A_2 \cdot V_2$$

Ó de otra forma:

$$Q_1 = Q_2$$

(Nota: el caudal que entra es igual al que sale)

Donde:

- Q = caudal (metro cúbico por segundo; m^3/s)
- V = velocidad (m/s)
- A = área transversal del tubo de corriente o conducto (m^2)

Que se cumple cuando entre dos secciones de la conducción no se acumula masa, es decir, siempre que el fluido sea incompresible y por lo tanto su densidad sea constante. Esta condición la satisfacen todos los líquidos y particularmente el agua.

En general la geometría del conducto es conocida, por lo que el problema se reduce a estimar la velocidad media del fluido en una sección dada, estas ecuaciones son válidas solamente para fluidos incompresibles.

El efecto Venturi se explica por el Principio de Bernoulli y el principio de continuidad de masa. Si el caudal de un fluido es constante pero la sección disminuye, necesariamente la velocidad aumenta tras atravesar esta sección¹³. Por el teorema de la conservación de la energía mecánica, si la energía cinética aumenta, la energía determinada por el valor de la presión disminuye forzosamente.

¹³ Ecuación de Continuidad [En Línea] [Consultado 26 de Agosto de 2012]
http://es.wikipedia.org/wiki/Flujo_en_tuber%C3%ADa [En Línea] [Consultado 26 de Agosto de 2012]

La ecuación de la energía y la ecuación de continuidad pueden utilizarse para derivar la relación a través de la cual podemos calcular la velocidad del flujo. Utilizando las secciones 1 y 2 en la fórmula 2 como puntos de referencia, podemos escribir las siguientes ecuaciones:

Ecuación 1

$$\frac{P_1}{\gamma} + Z_1 + \frac{v_1^2}{2g} - h_f = \frac{P_2}{\gamma} + Z_2 + \frac{v_2^2}{2g}$$

Ecuación 2

$$Q = A_1 v_1 = A_2 v_2$$

$$\frac{v_2^2 - v_1^2}{2g} = \frac{P_1 - P_2}{\gamma} + (z_1 - z_2) - h_f$$

$$v_2^2 - v_1^2 = 2g \left[\left(\frac{P_1 - P_2}{\gamma} \right) + (z_1 - z_2) - h_f \right]$$

Pero, por consiguiente se tiene:

$$v_2^2 \left[1 - \left(\frac{A_2}{A_1} \right)^2 \right] = 2g \left[\left(\frac{P_1 - P_2}{\gamma} \right) + (z_1 - z_2) - h_f \right] v_2^2 \left(\frac{A_2}{A_1} \right)^2$$

$$v^2 = \sqrt{\frac{2g \left[\left(\frac{P_1 - P_2}{\gamma} \right) + (z_1 - z_2) - h_f \right]}{1 - \left(\frac{A_2}{A_1} \right)^2}}$$

FIGURA 9: Experimento Ventilador con Tubo Venturi



FUENTE: Tubo Venturi [En Línea]

<http://cubilfis.cucei.udg.mx/archivos/materias/labmedios/venturi.pdf> [Consultada 30 De Agosto De 2012]

4.3 PANEL DE DIRECCIONAMIENTO

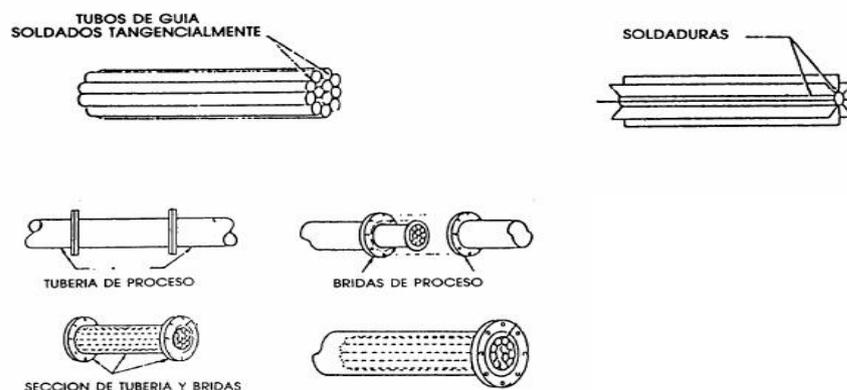
FIGURA 10: Panel de Direccionamiento del Flujo de Aire



FUENTE: Elaboración y Características Materiales Compuestos [En Línea]
<http://www.utmetropolitana.edu.mx/Webroot/site/CONATI/conati09/ponencias/>
http://www.composites-show.com/materiales/mat_pagina1_dycosa.htm [Consultada 30 De Agosto De 2012].

El panel de direccionamiento de aire es poco común conseguir el prototipo, por lo general se diseña de acuerdo a las especificaciones requeridas. Puede construirse con tubos PVC o metálicos de $\frac{1}{2}$ o $\frac{3}{4}$ dependiendo el diámetro del Tubo Venturi. A continuación se muestran diferentes formas de unir los tubos en la siguiente figura:

FIGURA 11: Tipos de Unión Para el Panel de Direccionamiento



Fuente: Tubo Venturi Instrumentación Industrial [En línea]
<http://es.scribd.com/doc/64505844/41/TUBO-VENTURI>. [Consultada 02 De Septiembre De 2012]

4.4 AIRSPEED INDICATOR

El indicador de velocidad aerodinámica o anemómetro es un instrumento que mide la velocidad *relativa* del avión con respecto al aire en que se mueve, e indica esta en millas terrestres por hora "mph.", nudos "knots" (1 nudo=1 milla marítima por hora), o en ambas unidades.

En los manuales de operación no hay casi ninguna maniobra que no refleje una velocidad a mantener, a no sobrepasar o recomendada, además de que la mayoría de los números, críticos y no tan críticos, con los que se pilota un avión se refieren a velocidades: velocidad de pérdida, de rotación, de mejor ascenso, de planeo, de crucero, de máximo alcance y de nunca exceder. Existe un código

de colores que se establece en este instrumento para determinar cada operación en vuelo.¹⁴

FIGURA 12: Airspeed Indicator



FUENTE: Instrument Procedures Handbook [En Línea] [Consultada 02 de Septiembre de 2012]

4.4.1 PRINCIPIOS DE OPERACIÓN

El indicador de velocidad es en realidad y básicamente un medidor de diferencias de presión, que transforma esa presión diferencial en unidades de velocidad. La diferencia entre la presión total proporcionada por el tubo de pitot y la presión estática dada por las tomas estáticas, es la presión dinámica que es proporcional a $1/2\rho v^2$ y que adecuadamente convertida a unidades de velocidad, es la que muestra el anemómetro.

El indicador de velocidad proporciona una medida de la presión aerodinámica ($1/2\rho v^2$) de una manera conceptual fácil de entender (en forma de velocidad) y además una primera aproximación de la velocidad de desplazamiento del aeroplano sobre la superficie.

¹⁴ Instrument Procedures Handbook [En Línea] [Consultado 02 de Septiembre de 2012]

4.4.2 Lectura del Airspeed Indicator

La lectura de este instrumento es muy sencilla: una aguja marca directamente la velocidad relativa del avión en la escala del dial. Algunos anemómetros tienen dos escalas, una en mph. y otra en nudos, se puede tomar como referencia una u otra, pero poniendo cuidado para no confundirse de escala. Por ejemplo, si queremos planear a 70 nudos y nos equivocamos de escala, planeamos realmente a 70 mph. y velocidad sensiblemente inferior (un 15%) a la deseada.

Chequeo: dada la importancia de este instrumento durante la carrera de despegue se debe comprobar que la aguja marca cada vez mayor velocidad. Si se observa que el avión cada vez se mueve mas rápido pero la aguja no se mueve se debe cancelar el despegue. La causa más probable de esta disfunción es que se haya olvidado de quitar la funda del tubo pitot.

FIGURA 13: Código de Colores de Velocidad

Arco blanco	Rango de operación con flaps.
Límite inf.	Velocidad de pérdida con full flaps.
Límite sup.	Velocidad máxima con flaps extendidos.
Arco verde	Rango de operación normal.
Límite inf.	Velocidad de pérdida con flaps arriba.
Límite sup.	Velocidad máxima operación normal.
Arco amarillo	Rango de operación con riesgo estructural.
Límite inf.	Velocidad máxima operación normal.
Límite sup.	Velocidad de nunca exceder.
Línea roja	Velocidad de nunca exceder.

FUENTE: Instrumentos Generales de Aviación [En Línea]

<http://instrumentosgeneralesdeaviacion.blogspot.com/2009/05/2.html> [Consultado 02 de Septiembre de 2012]

VT: Velocidad aerodinámica (TAS): es la velocidad del avión respecto al aire

Vi: Velocidad indicada por el instrumento (ASIR): es la velocidad que presenta el anemómetro.

VI: *Velocidad* indicada (IAS): es la velocidad indicada por el instrumento corregida por error de instrumento¹⁵.

VC: *Velocidad* calibrada (CAS): velocidad indicada corregida por errores de compresibilidad y estática.

VE: *Velocidad* equivalente (EAS): velocidad aerodinámica referenciada al nivel del mar.

FIGURA 14: Código de Colores en el Anemómetro



FUENTE: Instrument Procedures Handbook [En Línea] [Consultada 02 de Septiembre de 2012]

FIGURA 15: Capsula Interna del Anemómetro

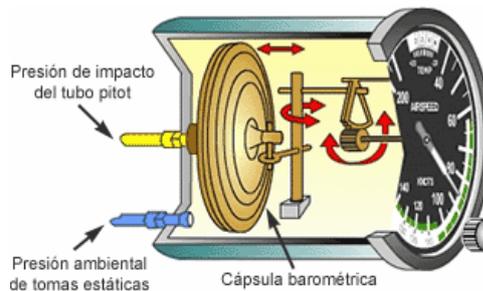
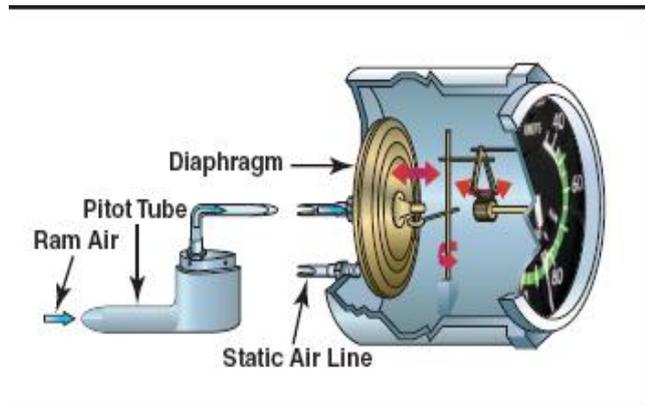


Fig.2.5.2 - Construcción del indicador de velocidad.

FUENTE: Instrument Procedures Handbook [En Línea] [Consultada 03 de Septiembre de 2012]

¹⁵ Instrumentos Generales de Aviación [En Línea]
<http://instrumentosgeneralesdeaviacion.blogspot.com/2009/05/2.html> [Consultado 03 de Septiembre de 2012]

FIGURA 16: Capsula Interna Demostración de Impacto de Aire



FUENTE: Instrument Procedures Handbook [En Línea] [Consultada 03 de Septiembre de 2012]

FIGURA 17: Altímetro



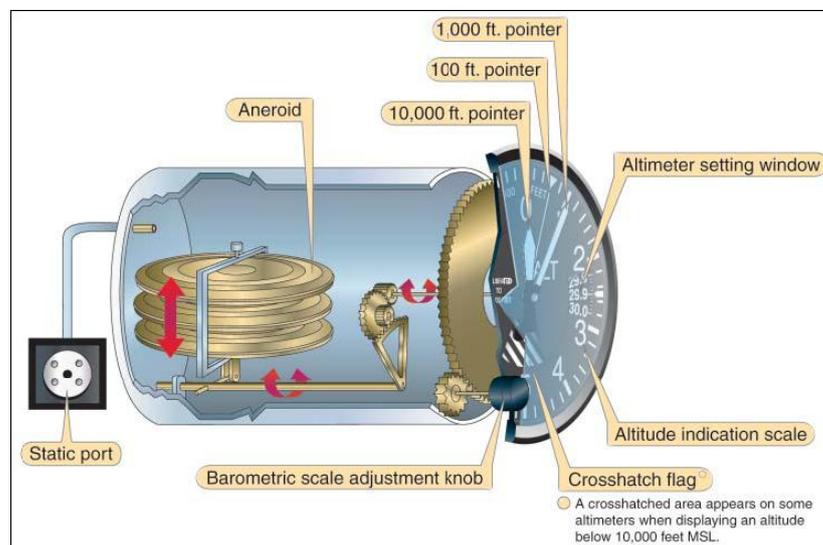
FUENTE: www.manualvuelo.com/INS/INS23.html [En Línea] [Consultada 03 de Septiembre de 2012]

4.5 ALTÍMETRO

4.5.1 Principio de Operación

El altímetro es simplemente un barómetro anerode que a partir de las tomas estáticas, mide la presión atmosférica existente a la altura en que el avión se encuentra y presenta esta medición de altitud, normalmente en pies. Su principio de operación se basa en una propiedad de la atmósfera_ "la presión disminuye con la altura", el Altímetro está conectado a los orificios estáticos. La presión del aire dentro de la caja del instrumento disminuye a medida que el avión asciende y aumenta a medida que desciende. Al disminuir la presión en la caja, se expanden las placas herméticas del interior de la caja del instrumento. El aumento de la presión comprime las placas. Al expandirse y contraerse las placas, las agujas conectadas a ellas giran en la pantalla del altímetro como las manecillas de un reloj.¹⁶

FIGURA 18: Capsula Interna del Altímetro



FUENTE: Manual de Vuelo [En Línea] <http://www.manualvuelo.com/INS/INS23.html>
[Consultada 05 de Septiembre de 2012]

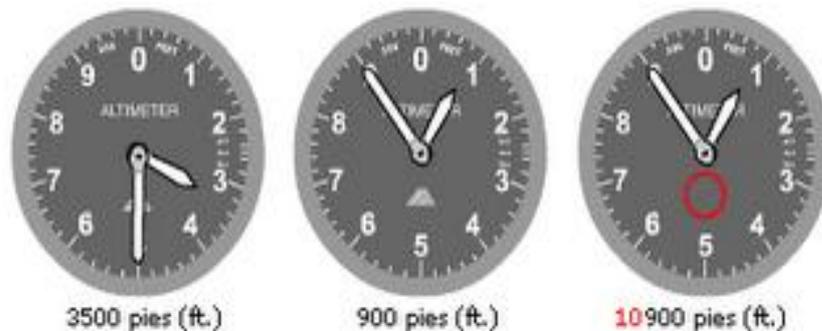
¹⁶ Instrumentos de presión en aviación altímetro [En Línea] [Consultado 04 de Septiembre de 2012]
<http://www.manualvuelo.com/INS/INS23.html>

4.5.2 Medidas de Lectura del Altímetro

Generalmente, el dial está graduado con números que van de 0 a 9 en el sentido de las agujas del reloj con divisiones intermedias de 20 en 20 pies. Aunque su lectura no debería presentar ninguna dificultad, se debe prestar atención a la forma en que se muestra la altitud, debido a que puede hacerse mediante agujas (dos o tres), mediante contadores o de forma mixta.

Si el altímetro tiene dos agujas, que es lo habitual en aviones ligeros, la menor indica miles de pies y la mayor centenas de pies; una indicación en forma de cuña es visible a altitudes por debajo de 10000 pies que es invisible por encima de esa altitud. Si tiene tres agujas, la más pequeña indica decenas de miles, la intermedia miles y la mayor centena de pies. Si el altímetro presenta la altura solo mediante agujas indicadoras,¹⁷ se deben leer estas de menor a mayor tamaño como un reloj.

FIGURA 19: Indicaciones de Altura



FUENTE: www.manualvuelo.com/INS/INS23.html [En Línea] [Consultado 05 de Septiembre de 2012]

¹⁷ Altímetro [En Línea]

<http://www.manualvuelo.com/INS/INS23.html>

[://instrumentosgeneralesdeaviacion.blogspot.com/2009/05/2.html](http://instrumentosgeneralesdeaviacion.blogspot.com/2009/05/2.html) [Consultado 05 de Septiembre de 2012]

La mayoría de los aeródromos y todas las estaciones de seguimiento en tierra disponen de aparatos que miden la presión atmosférica. Puesto que la altura de la estación es fija, aplicando una sencilla regla (la presión decrece 1" por cada 1000 pies o 110 milibares por cada 1000 metros) "deducen" la presión al nivel del mar; cuando un piloto establece contacto, se le comunica esta presión deducida.

Los distintos tipos de presión referencial que podemos colocar en la ventanilla del altímetro son: QNH, QNE, QFE, QFF¹⁸.

4.6 SIMULACIÓN DEL FLUJO DE AIRE

Para impulsar el aire por el tubo Venturi se utilizara un ventilador industrial TECNIUM Modelo HS, con pie zócalo y motor incorporado, turbina calada directamente sobre el eje del motor las especificaciones están en las siguientes tablas donde se muestra detalladamente las medidas diámetro y sus partes. Los planos se con base a este ventilador y lo podremos apreciar en la siguiente tabla fila 3, tipo de ventilador 1230

¹⁸Altímetro [En Línea] <http://www.manualvuelo.com/INS/INS23.html> [Consultado 05 de Septiembre de 2012]

TECNIUM[®]

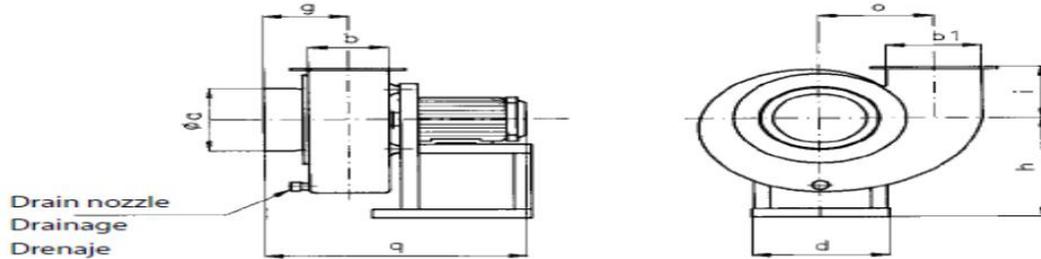
PLASTIC INDUSTRIAL FANS



TECNIUM, since 1957 optimizing industrial processes

FIGURA 20: Dimensiones del Ventilador

HS/MS models with frame plate and directly coupled motor.
 Modèles HS/MS avec châssis et moteur accouplé.
 Modelos HS/MS con silleta-bancada y motor incorporado.



Type / Tipo	fan / ventilateur / ventilador						Dimensions in mm	
	h	i	g	q	o	d	a	bx b 1
1225	280	264	137	439	156	260	125	Ø 110
1228	280	264	137	439	156	260	125	Ø 110
1230	280	264	137	439	156	260	125	Ø 110
1628	350	360	134	467	210	420	160	Ø 150
1640	390	300	157	580	260	396	160	110x120
1646	390	300	157	580	260	396	160	110x120
1652	450	300	157	633	260	480	160	110x120
2529	460	390	211	584	250	315	250	Ø 250
2531	460	390	211	584	250	315	250	Ø 250
2533	460	240	211	581	250	315	240	190x240
3036	460	230	216	629	258	335	315	200x240
3042	500	260	220	685	300	360	315	200x240
4053	630	360	317	859	370	482	408	350x375
5562	885	506	424	1326	540	680	560	450x550
5563	885	506	424	1326	540	680	560	450x550
5575	885	506	404	1361	540	680	560	410x550
8010	1120	625	485	1490	690	763	800	500x700

FIGURA 21: Presiones Dinámicas

FAN TYPE FLOW m ³ /h	DYNAMIC PRESSURES													
	200	400	600	800	1000	2000	4000	6000	8000	10000	20000	40000	60000	80000
100000														
1230	16	67	147	262										
1628	5	22	49	87	136									
1652	5	22	49	87	136	54								
2531		4	8	15										
2533		4	8	15	23	92	36							
3036			3	6	9	35	141	318	565					
3042			3	6	9	35	141	318	565					
3050			3	6	9	35	138	311	552					
4053			1	2	3	12	48	108	192	299				
4055			1	2	3	12	48	108	192	299				
5563						3	13	30	54	84				
5575						3	13	30	54	84	335			
8010							3	7	12	19	75	209	673	
9012							2	4	7	12	46	185	417	741
10015							1	3	5	8	30	122	274	486
760														

PAR DE ARRANQUE

En la tabla 2 vienen los valores del PD² (en kg x m²) de las partes giratorias de los ventiladores. Comprobar que el PD² máximo admitido por el motor no sea nunca inferior al PD² del ventilador (incluidas poleas) multiplicado por la relación de velocidades ventilador/motor, elevada al cuadrado.

FIGURA 22: Par de Arranque del Motor

WORKING PRESSURE OF FAN according to temperature, altitude or density Pa							
At sea level with AIR TEMPERATURE of With air at 20°C placed on an altitude of With another gas density of	0°C	20°C	40°C	60°C	80°C	100°C	
	120°C NOMINAL PRESSURE of fan with air at standard conditions Pa	(above sea level)	0 m	570 m	1160 m	1650 m	2000 m
0,90 kg/m ³	1,29 kg/m ³	1,20 kg/m ³	1,13 kg/m ³	1,06 kg/m ³	1,00 kg/m ³	0,96 kg/m ³	
400	430	400	370	350	330	320	
300							
800	860	800	750	700	660	630	
600							
1000	1080	1000	940	880	830	790	
750							
1500	1620	1500	1410	1320	1240	1180	

PRESIONES DE TRABAJO

Cuando deba escogerse un ventilador para un empleo diferente del aire en condiciones normales (temperatura ambiente a nivel del mar) entonces deberán hacerse las oportunas correcciones, con ayuda de la tabla 3.

FIGURA 23: Presiones de Trabajo

PD ² VALUES in kg x m ² *	
FAN TYPE	WITH PLASTIC IMPELLER
1230	0,01
1628	0,02
1652	0,20
2531	0,02
2533	0,02
3036	0,03
3042	0,08
3050	0,03
4053	0,03
4055	0,40
5563	0,80
5575	2,00
8010	7,00
9012	13,50
10015	35,00

Partes de los Motores que Fabrica Tecnum

El implementado en el banco de pruebas pitot-estático es el modelo HS

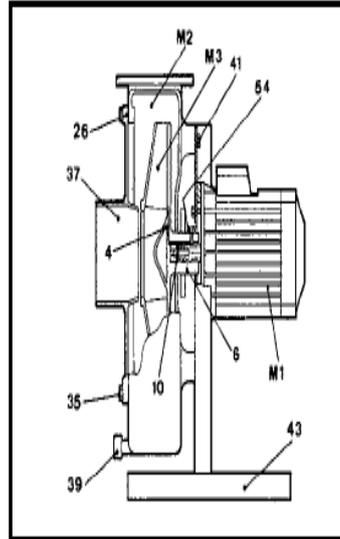
FIGURA 24: Modelo HS Ventilador

HS MODEL

With support foot and directly coupled motor.
Impeller fastened directly to motor shaft.

Avec pied socle et moteur accouplé. Turbine
fixée directement sur l'arbre moteur.

Con pie zócalo y motor incorporado. Turbina
calada directamente sobre eje motor.



MS MODEL

With frame plate and directly coupled motor.
Impeller fastened directly to motor shaft.

Avec châssis et moteur accouplé. Turbine fixée
directement sur l'arbre moteur.

Con silleta bancada y motor incorporado.
Turbina calada directamente sobre eje motor.

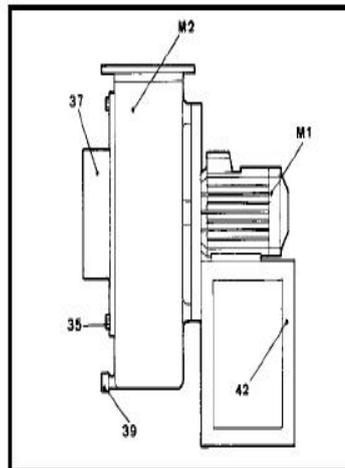


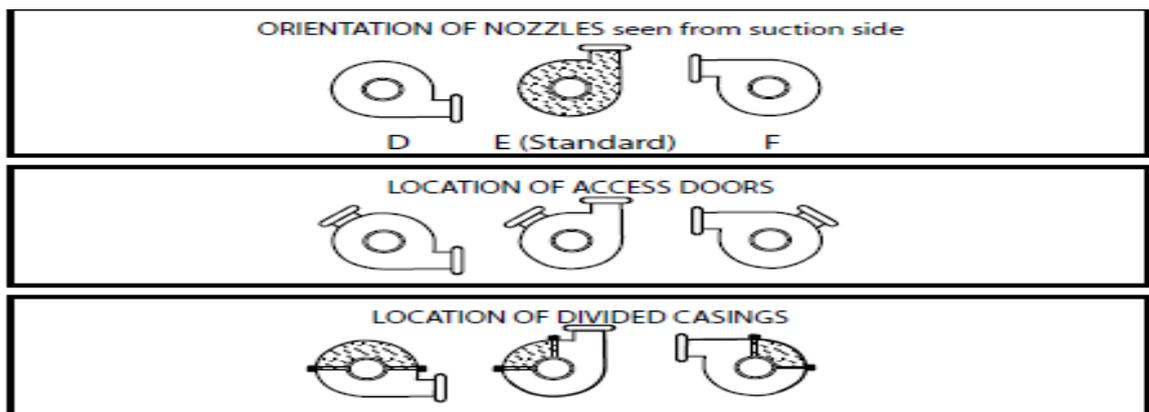
FIGURA 25: Lista de Piezas del Ventilador

PART LIST		
LISTE DE PIÈCES		
LISTA DE PIEZAS		
M1 Motor / Moteur / Motor	10 Impeller key / Clavette turbine / Chaveta turbina	42 Frame / Châssis / Silleta
M2 Casing / Corps / Cuerpo difusor	15 Fan pulley / Poulie ventilateur / Polea ventilador	43 Support foot / Pied / Pie
M3 Impeller / Turbine / Turbina	16 Shaft / Arbre / Eje	49 Pulley side bearing / Roulement côté poulie / Rodamiento lado polea
4 Impeller core / Noyau turbine / Núcleo turbina	17 Motor pulley / Poulie moteur / Polea motor	50 Impeller side bearing / Roulement côté turbine / Rodamiento lado turbina
6 Shaft sleeve / Chemise d'arbre / Funda eje	26 Casing gasket / Joint du corps / Junta difusor	54 Lock screw / Vis d'arrêt / Tornillo seguridad
7 Lock nut / Écrou blocage / Tuerca fijación	35 Cover bolts / Vis couvercle / Tornillos tapa	63 Motor slides / Rails moteur / Carriles motor
8 Nut guard / Protecteur d'écrou / Protección tuerca	37 Suction cover / Couvercle aspiration / Tapa aspiración	64 Belts / Courroies / Correas
9 O-Ring / Joint / Junta	39 Drain nozzle / Drainage / Drenaje	65 Belt guard / Protecteur courroies / Protector transmisión
	41 Casing nuts / Écrou du corps / Tuercas carcasa	

ACCESIBILIDAD

La revisión de los órganos internos del ventilador y su desmontaje exigen un mínimo de operaciones. No obstante, para facilitar la revisión de la turbina sin desmontar la tubería de aspiración, bajo demanda se suministra con puerta de inspección. También podemos suministrar el ventilador con carcasa partida.

FIGURA 26: Accesibilidad



4.7 SENSORES DE PRESIÓN

El sensor principal del ADC es el de Presión, el cual es la base para calcular altitud, velocidad del aire, número de Mach y régimen de ascenso. Los sensores de presión presentan paredes que se deforman por el diferencial de presión generado por la presión exterior y la presión interior.

La forma más común de este tipo de contenedores es cilíndrica, la medición se da censando la cantidad de deformación ocurrida en el diafragma. Esos diafragmas pueden ser las dos placas de un capacitor (condensador) que al ser deformados se ven sometidos a una diferencia de potencial generando una señal diferente a distintas deformaciones de los diafragmas.¹⁹

¹⁹ Wikipedia Enciclopedia libre [En línea] [Consultado 10 de Octubre de 2012]

4.7.1 Transductores, Sensores y Captadores

Definiciones en automatización hay que disponer de elementos que nos adapten las magnitudes de referencia²⁰ (variables de entrada) en otro tipo de magnitudes proporcionales a las anteriores, de manera que estos últimos sean interpretables por el sistema y así se pueda realizar un buen control del proceso. Entre los elementos más importantes se encuentran:

- **Sensor:** Se define normalmente como el elemento que se encuentra en contacto directo con la magnitud que se va a evaluar. El sensor recibe la magnitud física y se la proporciona al transductor.

- **Transductor:** De manera general podemos decir que es un elemento o dispositivo que tiene la misión de traducir o adaptar un tipo de energía en otro más adecuado para el sistema, es decir convierte una magnitud física, no interpretable por el sistema, en otra variable interpretable por dicho sistema. El transductor transforma la señal que entrega el sensor en otra normalmente de tipo eléctrico, el transductor suele incluir al sensor.

- **Captador:** Es un dispositivo encargado de recoger o captar un tipo de información en el sistema para realimentarla. Se puede decir por lo tanto, que es un transductor que se coloca en el lazo de realimentación de un sistema cerrado para recoger información de la salida (no suele ser de tipo eléctrico) y se adapta para poder ser comparada con la señal de referencia. Suele incluir al sensor. En sistemas de lazo abierto o incluso en definiciones de diversos autores, captador y sensor suelen ser la misma cosa.

- **Transmisor:** Se entiende por transmisor la circuitería que transforma la señal que sale del sensor, transductor o captador y la convierte en una señal normalizada.

²⁰ Aircraft Instrument [EHJ PALLETT] Segunda Edición [En línea] [Consultado 10 de octubre de 2012]

• **Ejemplo:** En un circuito eléctrico, un interruptor puede actuar como transductor de entrada a un sistema de regulación, proporcionando o interrumpiendo una señal eléctrica a través de un cambio de posición. Si embargo, no puede funcionar como captador, pues su accionamiento se verifica de forma manual, impidiéndose de esta manera la realimentación automática.

• **Servosistema:** Es un sistema en lazo cerrado y entrada variable.

• **Servomecanismo:** es un servosistema en el que la salida es una posición, velocidad o aceleración.

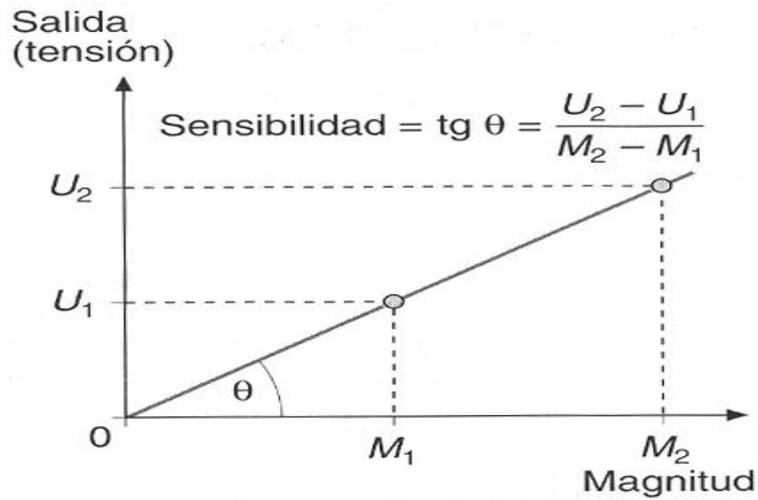
Servomotor: motor con control de posición en lazo cerrado.

4.7.2 Propiedades de los Sensores, Transductores y Captadores

Rango de medida: Es la diferencia entre los máximos y los mínimos valores entre los que se necesita medir. Se recomienda no utilizar un transductor para medidas por debajo de 1/10 del máximo valor que se puede medir. Por ejemplo si un transductor de presión puede medir hasta 1000 Pa, no se debería utilizar para medir menos de 100Pa (a esto se le denomina valor de fondo de la escala)²¹.

²¹ Aircraft Instrument [EHJ PALLETT] Segunda Edición [En línea] [Consultado 10 de Octubre de 2012]

FIGURA 27: Rango de Medida de un Transductor de Presión

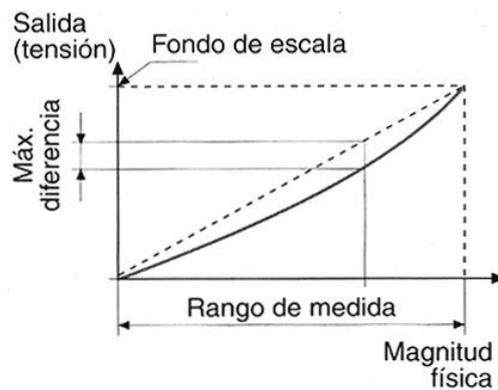


Sensibilidad

FUENTE: Documento pdf extraído de la clase de Sensores e Instrumentos de Navegación [Docente Juan Pablo Pimienta semestre 02 – 2010]

- **Sensibilidad:** Es la pendiente de la curva que relaciona la salida eléctrica con la magnitud física a medir.
- **Resolución:** Es la variación detectable más débil.
- **No-linealidad:** Es la distancia mayor entre la curva de funcionamiento del sensor (en dirección ascendente) y la recta del punto inicial al final de funcionamiento.

FIGURA 28: No-Linealidad de un Sensor

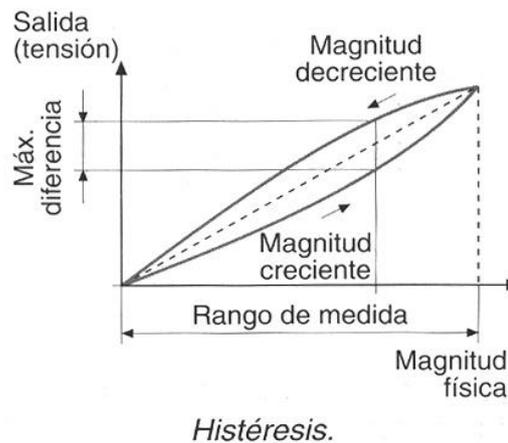


No linealidad

Fuente: Documento pdf extraído de la clase de Sensores e Instrumentos de Navegación [Docente Juan Pablo Pimienta semestre 02 – 2010]

Histéresis: En ocasiones los caminos que sigue la gráfica (magnitud-señal eléctrica) no tienen el mismo en al aumento y en la disminución²².

FIGURA 29: Histéresis



FUENTE: Documento pdf extraído de la clase de Sensores e Instrumentos de Navegación [Docente Juan Pablo Pimienta semestre 02 – 2010]

Repetitividad: cuando la medida se realiza varias veces, la gráfica magnitud-señal eléctrica no siempre pasa por el mismo lugar. La máxima diferencia será el valor absoluto de la repetitividad.

4.7.3 Tipos De Transductores

El transductor que se utilizará puede ser tipo pistón o piezoeléctrico²³.

a) Presión / Fuerza

²² Aircraft Engineering principles [En Línea] [Consultado 10 de Octubre de 2012]

²³ Aircraft Engineering principles [En Línea] [Consultado 10 de Octubre de 2012]

1. Mecánicos
2. Electromecánicos
 - Piezoeléctricos
 - Resistivos
 - Galgas extensiométricas
 - Capacitivos
 - Resistivos

Los transductores pueden ser:

- Activos: generan por sí mismos una señal eléctrica.
- Pasivos: no generan por sí mismos una señal eléctrica.

En el desarrollo de este proyecto se utilizarán transductores de:

4.7.4 Transductores de Presión

1.- Transductores de presión mecánicos Pueden medir la presión de manera directa o indirecta.

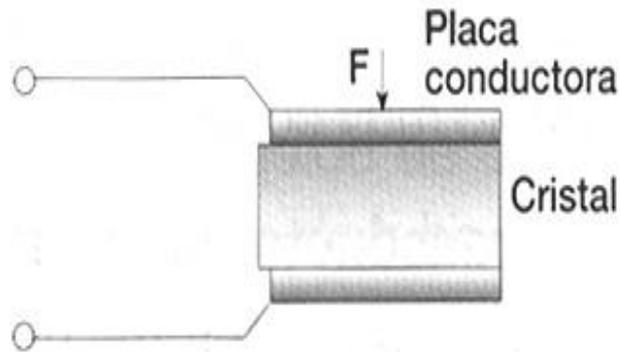
De manera directa: comparándola con la que ejerce un líquido de densidad y altura conocidas (Tubo en U).

De manera indirecta: a través de la deformación que experimentan diversos elementos elásticos constituyentes del transductor (Tubo Bourdon, en espiral y en hélice, diafragma, fuelle, etc.).

Transductores de Presión Electromecánicos: Utilizan un elemento mecánico elástico (Bourdon, espiral, fuelle) Combinado con un transductor eléctrico que se encarga de generarla señal eléctrica correspondiente²⁴.

²⁴ Aircraft Engineering principles [Consultado 20 de Noviembre de 2012]

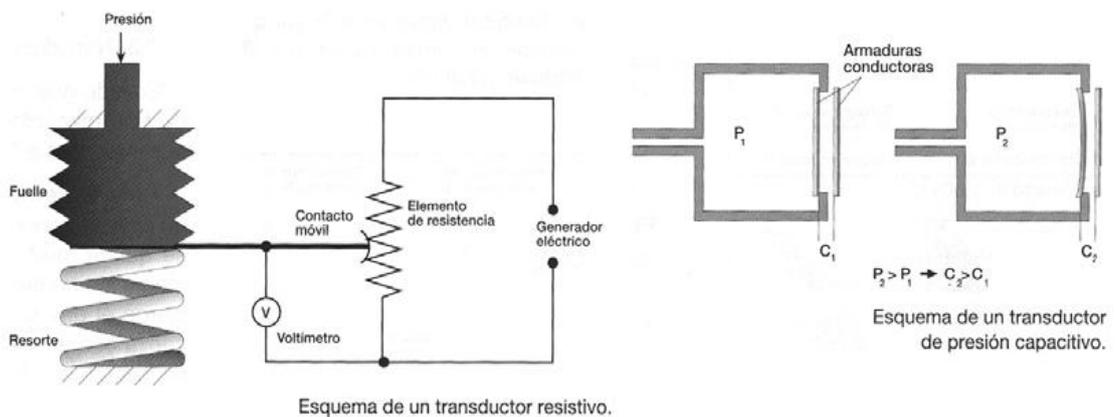
FIGURA 30: Transductor Piezoeléctrico



FUENTE: Aircraft Engineering Principles [Consultado 20 De Noviembre De 2012]

Transductores resistivos: La presión desplaza un cursor a lo largo de una resistencia a modo de potenciómetro cuyo valor se modifica proporcionalmente a la presión aplicada.

FIGURA 31: Transductor Resistivo

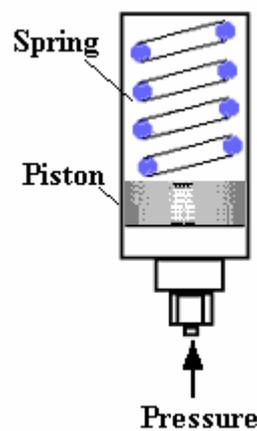


FUENTE: Aircraft Engineering Principles [Consultado 20 De Noviembre De 2012]

Transductores Capacitivos: Miden la presión por medio de un diafragma metálico que constituye una de las placas del condensador. Cualquier cambio de presión hace variar la separación entre el diafragma y la otra placa, modificándose la capacidad del condensador.

Tipo Pistón: La presión actúa directamente sobre el pistón y comprime el resorte. La posición del pistón está directamente relacionada con la presión. Una ventana en la carcasa exterior permite que la presión indique. Este tipo se utiliza generalmente en hidráulica donde la capacidad de resistir choques, vibraciones y repentinos los cambios de presión que se necesita (medidor de prueba de golpes). El movimiento del pistón puede estar conectado a un dispositivo secundario para convertir el movimiento en una señal eléctrica²⁵.

FIGURA 32: Transductor Resistivo Tipo Pistón



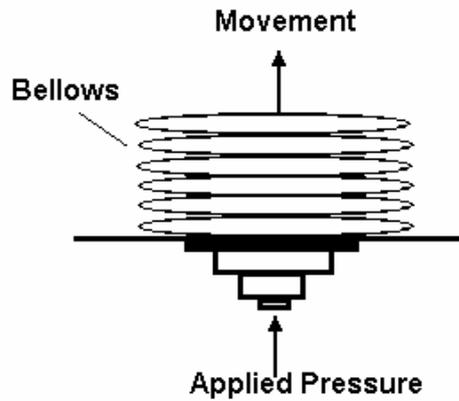
FUENTE: Aircraft Engineering Principles [Consultado 20 de Noviembre de 2012]

Cápsulas y Fuelle: El fuelle está hecho de varias cápsulas. Estos son huecos aplanada estructuras hechas de chapa metálica delgada. Cuando se presuriza el fuelle expandir y producir movimiento mecánico. Si el fuelle está encapsulado en el interior de un recipiente exterior, entonces el movimiento es proporcional a la diferencia entre la presión en el interior y exterior. Fuelles y cápsulas individuales se utilizan en muchos instrumentos. Son muy útiles para medir presiones pequeñas²⁶.

²⁵ Aircraft Engineering Principles [Consultado 20 de Noviembre de 2012]

²⁶ Aircraft Engineering principles [Consultado 20 de Noviembre de 2012]

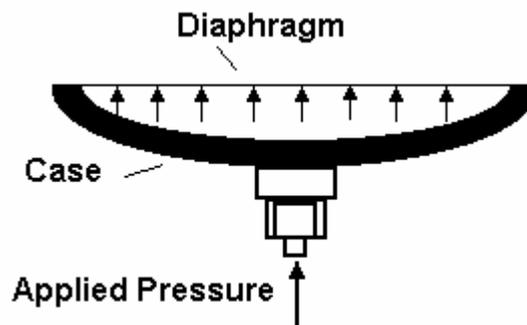
FIGURA 33: Funcionamiento de Capsulas y Fuelles



FUENTE: Aircraft Engineering Principles [En Línea] [Consultado 20 de Noviembre de 2012]

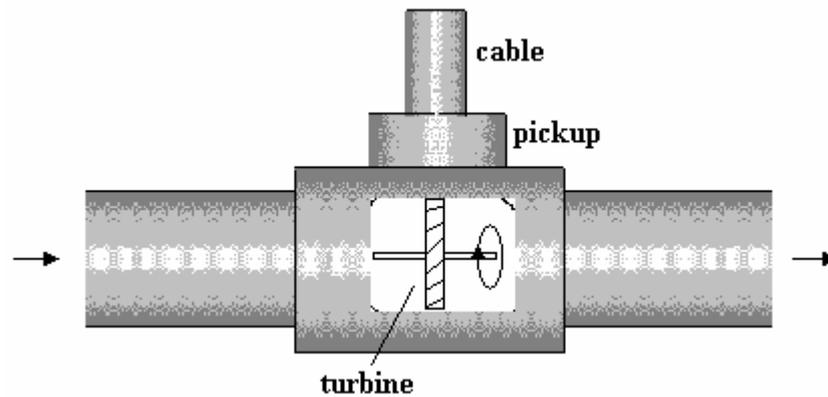
Diafragmas: Éstos son similares en principio a la cápsula, pero es el diafragma generalmente muy delgado y quizás de goma. El diafragma expande cuando presiones muy pequeñas aplican el movimiento se transmite a un puntero en un dial a través de un fino mecanismo de vinculación.

FIGURA 34: Funcionamiento Transductor Tipo Diafragma



FUENTE: Aircraft Engineering Principles [En Línea] [Consultado 20 de Noviembre de 2012]

FIGURA 35: Medidores de Caudal

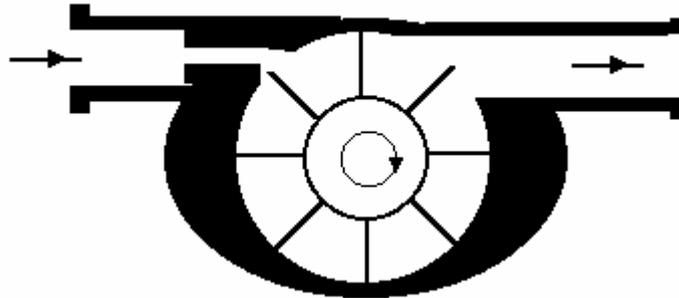


FUENTE: Medidores de Caudal. Enciclopedia libre Wikipedia [En Línea] Consultado 20 de Noviembre de 2012

Tipo De Turbina: El tipo de turbina que se muestra tiene un rotor axial que se hace girar por el fluido y la velocidad representa el flujo tasa. Esto puede ser detectado eléctricamente mediante el acoplamiento del eje a un tacómetro eléctrico pequeño.

A menudo, este consiste en una slug magnético en el rotor que genera un pulso de electricidad cada vez que pasa por el sensor.

FIGURA 36: Movimiento de Turbina

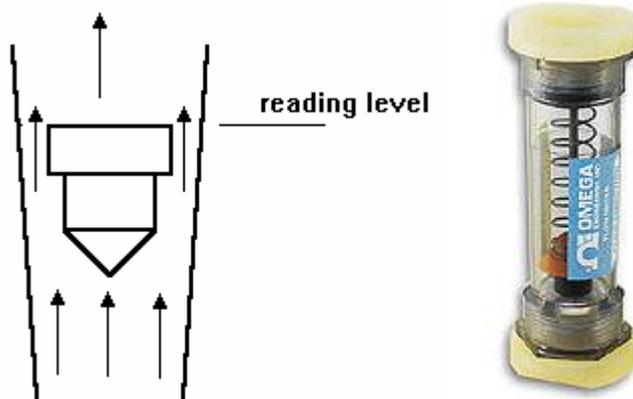


FUENTE: Aircraft Engineering Principles [Consultado 20 de Noviembre de 2012]

El chorro de giros de líquido alrededor del álabes giratorio y la velocidad del rotor se mide mecánicamente o electrónicamente.

Tipos de Variables de la Zona: Hay dos tipos principales de este metro: Tipo flotador (rotámetro) y Tipo de conector cónico.

FIGURA 37: Transductor Tipo Flotador



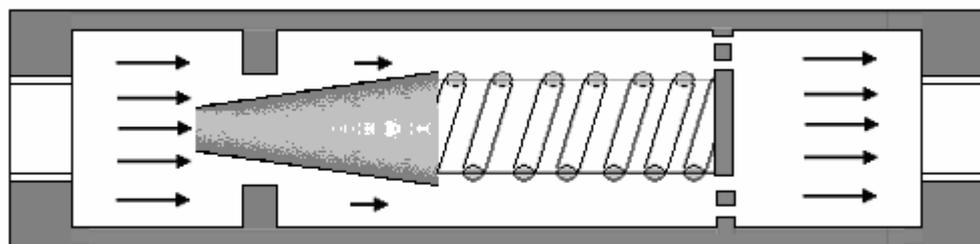
FUENTE: Aircraft Engineering Principles [En Línea] [Consultado 20 de Noviembre de 2012]

Tipo Flotador: El flotador está dentro de un tubo cónico. El fluido fluye a través del espacio anular alrededor del borde del flotador. La restricción provoca una caída de presión en el flotador y la presión fuerza al alza el flotador. Debido a que el tubo está cónico, la restricción se reduce como el flotador se mueve hacia arriba. Finalmente, se alcanza un nivel donde la restricción es

apenas a la derecha para producir una fuerza de presión que contrarresta el peso del flotador. El nivel del flotador indica la velocidad de flujo, si el flujo cambia el flotador y se mueve hacia arriba o hacia abajo para encontrar una posición de equilibrio nuevo. Cuando se utilizan fluidos peligrosos, es necesaria la protección contra la fractura del tubo. El tubo puede estar hecho de un metal no magnético. El flotador tiene un imán sobre el mismo. Mientras que se mueve arriba y abajo, el imán se mueve un seguidor y puntero en el exterior. La posición del flotador puede ser medida eléctricamente mediante la construcción de un transductor de movimiento en el flotador.

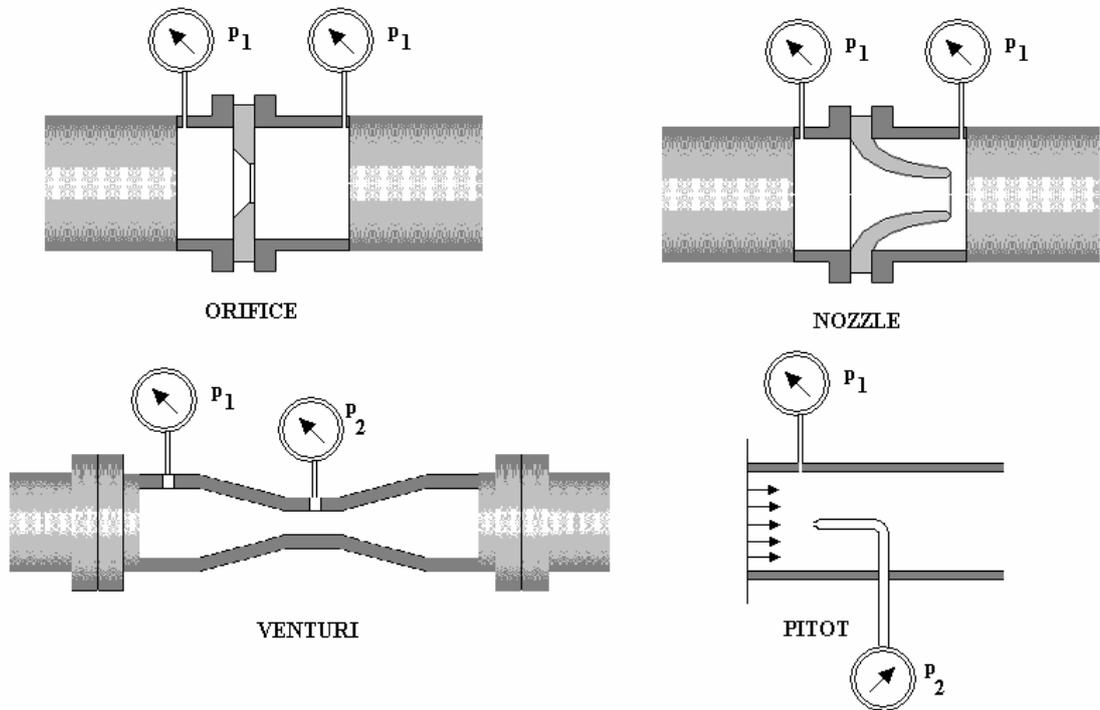
Tipo Tapón Cónico: En este medidor, un tapón cónico se ajusta dentro de un agujero u orificio. Un resorte mantiene en su lugar. El flujo se restringe como pasa a través de la brecha y una fuerza se produce que se mueve el tapón. Debido a que es ahusado la restricción cambia y el tapón ocupa una posición en la que la fuerza de presión sólo equilibra la fuerza de resorte el movimiento de la clavija se transmite con un imán a un indicador en el exterior.

FIGURA 38: Capsula Interior de un Tapón Cónico



FUENTE: Aircraft Engineering Principles [Consultado 20 de Noviembre de 2012]

FIGURA 39: Diagrama diferencial de Presión en Cuatro Tipos de Medida



FUENTE: Enciclopedia Libre Wikipedia [En Línea] [Consultado 20 de Noviembre de 2012]

El principio de funcionamiento de todos ellos es algo que hace que el velocidad del cambio de fluido y esto produce un cambio en la presión de modo que una diferencia $Dp = P_2 - P_1$ se crea. Puede ser muestra para todos estos metros que el caudal volumétrico Q es relacionado con Dp por la siguiente fórmula. $Q = K (Dp)^{0,5}$ K es la constante de metros. Una explicación completa de estos medidores es cubierto en los tutoriales sobre mecánica de fluidos. La imagen muestra un Dp meter industrial. Cabezas adicionales de instrumentación puede ser equipado para producir una salida eléctrica (4 - 20 mA) o una salida neumática (0,2 - 1 bar).

5. DESCRIPCION TECNICA DEL PROYECTO

Este proyecto consiste en diseñar el montaje de un banco de pruebas pitot estática especificando los materiales y equipos a instalar.

Este banco de prueba funcionara mediante flujo de aire que será impulsado por un motor o ventilador industrial, donde será dirigido por un panel de direccionamiento y luego pasara por un tubo Venturi donde se medirá la diferencia de presiones de entrada y salida o garganta del tubo por medio de sensores y será impactado sobre un tubo pitot, simulando la diferencia de presiones dinámicas, el aire impactado en el tubo pitot y estática con un puerto estático adicional, obteniendo la lectura de los instrumentos de presión anemómetro y altímetro, a través del análisis de las ecuaciones que se resolverán en los laboratorios, observación, demostración y comparación de los diferentes instrumentos de presión y las diferentes medidas Airspeed Indicador, "M.P.H" (knots), altímetro (ft), así se podrá llevar a cabo la razón de ser de este proyecto, permitiendo a los estudiantes experimentar con los resultados obtenidos del banco de pruebas.

6. DESCRIPCION DE LOS EQUIPOS, MATERIALES, HERRAMIENTAS Y SUBSISTEMAS

Tabla 1. Equipos Para la Construcción del Banco de Pruebas Pitot-estático

EQUIPOS PARA LA CONSTRUCCION DEL BANCO DE PRUEBAS	
Equipos	Cantidad
Motor Eléctrico	1
Indicated Airspeed	1
Altímetro	1
Transductores de velocidad	2
Tubo de Pitot	1
Tubo Venturi	1
Swicht	1
Equipo de soldadura 220v para electrodo revestido	1
Transducer de velocidad tipo resistivo	2

Tabla 2. Materiales Para la Construcción del Banco de Pruebas

Materiales	
Materiales	Cantidad
Tornillos socket cabeza plana de 10 mm	10
Mangueras macho hembra de conexión hidráulica	4
Platinas	4
Panel de direccionamiento con tubo PVC o metálico de ½	1
Tubo cuadrado o pts.40mm.40mm20mm acero estructural para el diseño del chasis o mesa metálica de 1:50 mts de alto por 2:00 mts de largo por 1:10 mts ancho en pts.	11 mts de tubería cuadrada
Lima	2
Electrodo revestido 6011	1 kilo

Tabla 3. Herramientas necesarias para el banco de pruebas

HERRAMIENTAS NECESARIAS PARA EL BANCO DE PRUEBA	
Alicate	1
Lima	2
Broca de	1
Taladro	1
Destornillador de estrella	1
Destornillador de pala	1
Papel de Lija	1
Escuadras	10
Flexómetro	1
Martillo	1
Calibrador pie de rey	1

Tabla 4. Subsistemas del Banco de Pruebas

SUBSISTEMAS		
Componente	Sistema	Descripción
Componentes Electrónicos	Sistema Eléctrico	Encendido y apagado del ventilador a 220 v mediante un Swicht
	Transducer o sensores	Utilizados para censar el flujo de aire e indicar la presión o velocidad, para el banco se utilizaran de 28v - 400hz
	Fuente de Potencia	Motor eléctrico de 220v que viene incorporado con el fan
	Controles y elementos electrónicos	Swiches y controles de los sensores de velocidad
Componentes Mecánicos	Panel de Direccionamiento	Este es del diámetro del tubo venturi,11 cm y permitirá direccionar el flujo de aire turbulento
	Chasis	El chasis se construirá en pts. de acero de 2mm.4mm
	Tubo Venturi	Permitirá generar las presiones adecuada, para mostrar las lecturas en los sensores e instrumentos

Componente	Sistema	Descripción
Componentes Mecánicos de Presión	Tubo de pitot	Conectado del altímetro y anemómetro indicando la lectura de la presión dinámica directa del Venturi, en relación con la presión atmosférica del puerto estático del pitot
	Anemómetro	Indica la lectura nudos (knots)
	Altímetro	Indica la lectura
	Mangueras de conexión	Permiten la circulación optima del aire sin fugas o escape que afecte la lectura

7. FABRICACIÓN

Para la realización del diseño del banco de pruebas, se utilizó la herramienta Inventor que es un software que permite diseñar y hacer la modelación de piezas en 3D, donde se especifica el montaje, ensamble y medidas pertinentes para la construcción del banco.

Para el desarrollo de este proyecto se necesitan doce Tubos cuadrados de 40 x 40mm por 2mm de espesor. Luego de cortarlas a su longitud especificada se debe cortar sus extremos a 45 grados para la construcción del chasis o mesa de soporte como se ilustra en el plano 1, 2, 3 y 4 de los anexos.

Luego, se procede a el montaje de la lámina soldada sobre el chasis, esta lámina tiene varias perforaciones donde ira el soporte de instrumentos, tubo pitot y soporte del tubo venturi, plano 5 de los anexos.

Después de ubicar la placa se ajustara el soporte del tubo venturi atornillado a la lámina que aguantara el peso del venturi, plano 6 de los anexos.

Luego se procederá con el montaje del venturi que estará soportado por la unión al ventilador y un soporte en la mitad que contrarresta el peso, y se adaptará el panel de direccionamiento de aire acoplado en la mitad del venturi, el diámetro que va anclado al ventilador es de 110mm con un acople que se ajustara con tornillos hexagonales al ventilador obteniendo el flujo directo del fan, en su interior va el panel de direccionamiento de aire con un diámetro menor y con un ángulo de 30 grados en su zona convergente y al final del tubo el diámetro será de 55mm plano 7 y 8 de los anexos.

El siguiente paso es hacer el panel de direccionamiento como se explicó en las paginas anteriores pagina 32 y luego adaptarlo al venturi entre el ventilador y la zona convergente de tubo venturi, plano 9 de los anexos.

Seguidamente se debe acoplar el soporte de instrumentos que se fijaran a la mesa con tornillos Stokes cabeza plana de 10mm con sus conexiones neumática macho hembra de los instrumentos anemómetro y altímetro, el swich de 220 del ventilador y la toma estática ubicada a un lado, plano 10 y 11 de los anexos

Después de tener montada esta parte y de haber fijado el tubo venturi, se ubica el tubo pitot perpendicular al venturi donde se atornilla mediante dos platinas a la lámina de la mesa y se conecta apropiadamente cada puerto con su toma de aire.

Después de tener el ensamble completo, se debe ubicar del ventilador que ira atornillado al tubo venturi y soldado a la lámina de la mesa, para esto ver plano 12 y 13 de los anexos

En las siguientes figuras se aprecia el modelo del banco de pruebas terminado donde se ilustran todas las partes y sus diferentes conexiones con los instrumentos y el ventilador industrial

FIGURA 40: Diseño Final del Banco de Pruebas

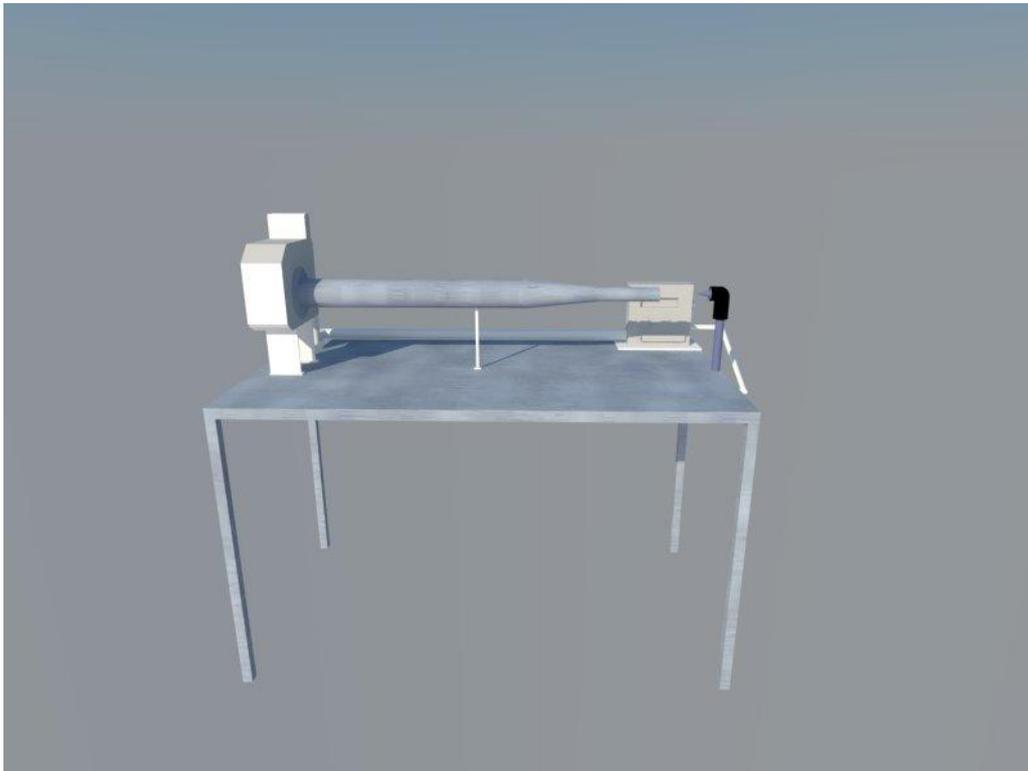


FIGURA 41: Banco de Pruebas Vista Superior

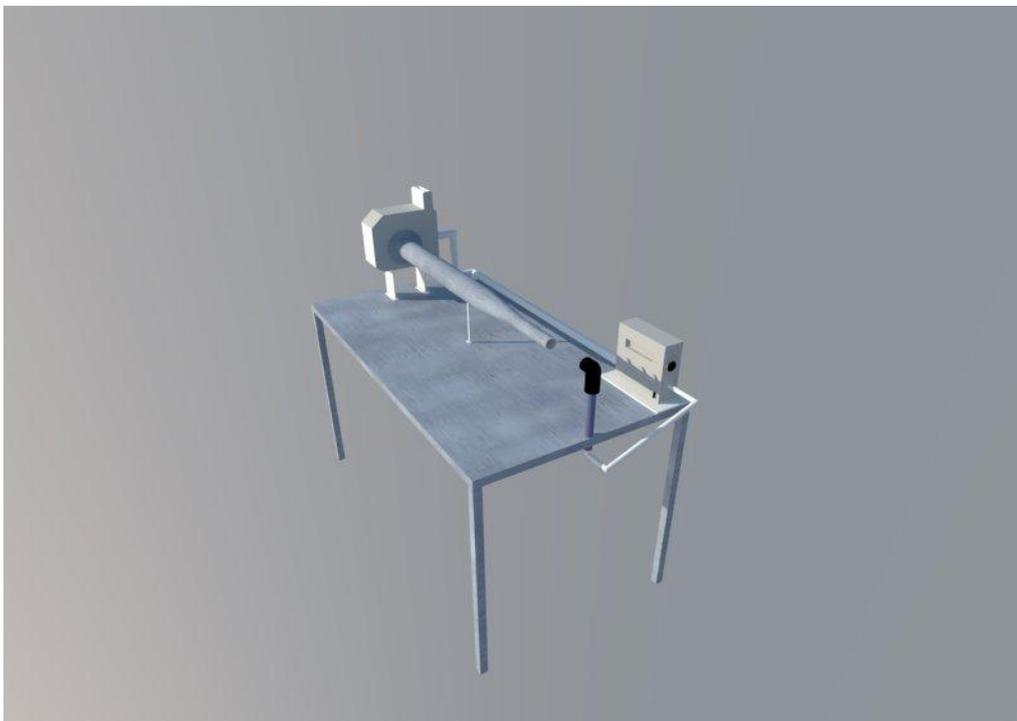


FIGURA 42: Banco de Pruebas Vista Frontal

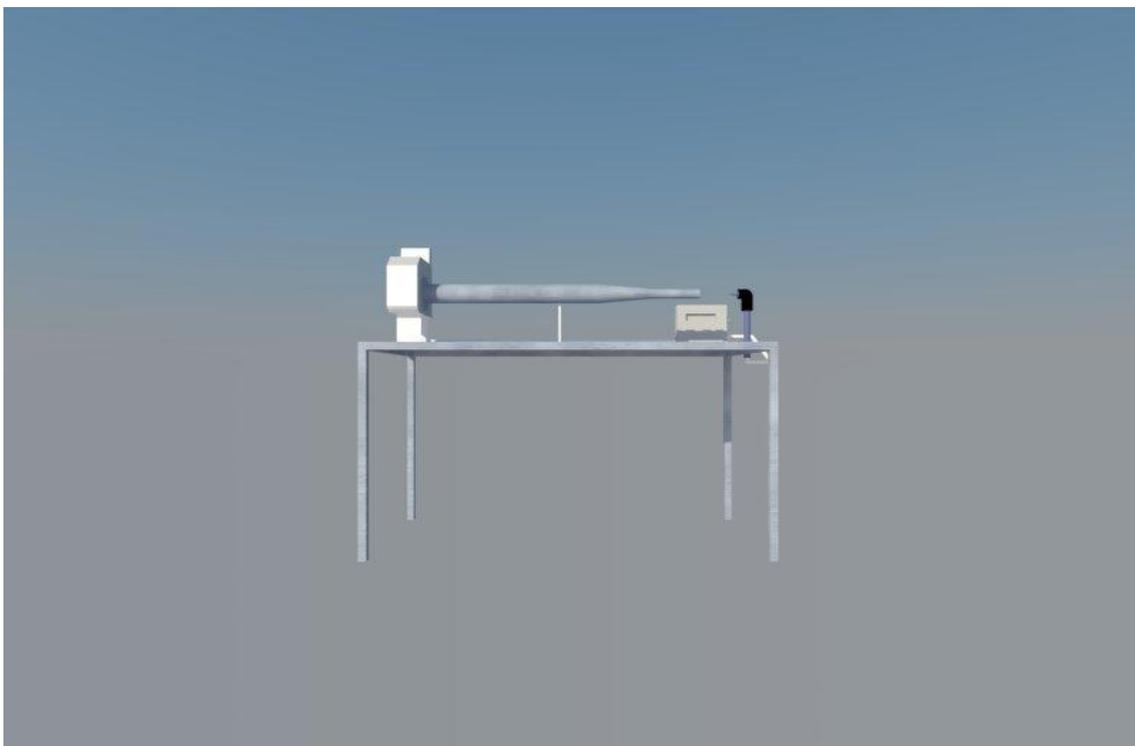
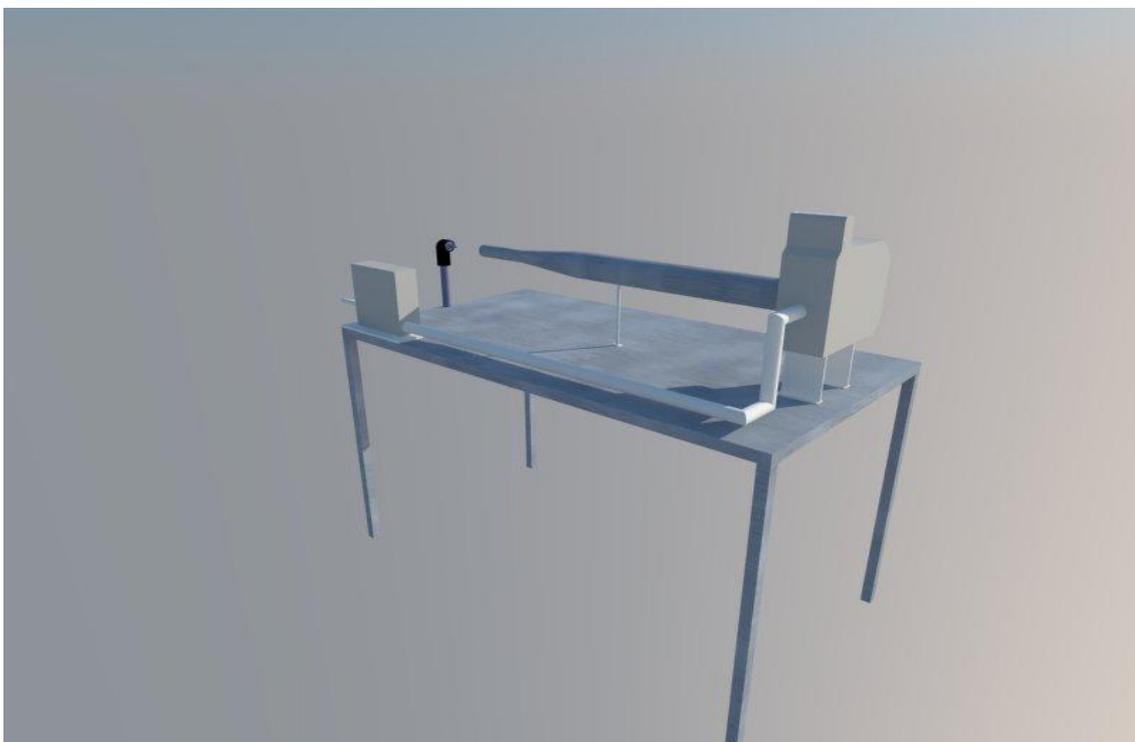


FIGURA 43: Banco de Pruebas Vista Diagonal



8. PRESUPUESTO

VARIABLES	COSTO \$ PESOS
Altímetro	\$800.000
Anemómetro	\$950.000
Ventilador industrial o motor	\$300.000
2 Sensores de presión y velocidad	\$780.000
Tubo pitot 795 x 8mm lufttechik gmbn	\$487.000
Tubo Venturi	\$150.000
Soldadura y construcción del Chasis	\$150.000
Tubos o mangueras metálicas de conexión	\$70.000
Platinas	\$15.000
Acoples neumáticos	\$40.000
Tornillos y pernos	\$12.000
Tubería cuadrada de 4mm.2mm	\$220.000
Transporte	\$150.000
Mano de obra aproximada	\$1.000.000
Subtotal	\$4.974.000
Imprevistos	\$300.000
TOTAL	\$5.274.000

9. CONCLUSIONES

- La fabricación del banco de pruebas de manera adecuada permitirá al estudiante de la INSTITUCIÓN UNIVERSITARIA PASCUAL BRAVO, interactuar de manera didáctica, con un sistema pito-estático similar en principios básicos al de una aeronave.
- El diseño de este tipo de banco de pruebas hace posible un mayor conocimiento en cuanto al funcionamiento de componentes como el Tubo Pitot, Tubo Venturi y su correcta instalación.
- Es importante el diseño de proyectos como el banco de pruebas pito-estáticas, ya que la Institución Universitaria Pascual Bravo cuenta con muy pocas ayudas didácticas, que permitirían al estudiante un mayor fogueo en el campo aeronáutico.
- Es de vital importancia el conocimiento previo acerca del funcionamiento de sistemas como el pito-estático, efecto Venturi, direccionamiento del flujo de aire e instrumentos como el altímetro y el anemómetro, ya que de esto depende el correcto funcionamiento del banco de pruebas.
- La utilización de un panel de direccionamiento de aire permite optimizar dicho recurso arrojado por el ventilador, que se ve reflejado en las indicaciones mostradas por los instrumentos de navegación como el altímetro y el anemómetro.
- La implementación del tubo Venturi en el banco de pruebas es sin duda de gran ayuda, para generar la presión de aire adecuada, obteniendo en los instrumentos (Altímetro y Anemómetro) indicaciones similares a las de una aeronave en vuelo.

10.RECOMENDACIONES

- Para la realización del diseño del banco de pruebas pito-estáticas es importante la utilización de programas de ayuda asistidos por computadora, como por ejemplo el Solid Edge V19, que facilita la construcción de planos y por ende un mayor aprendizaje en cuanto a la utilización de dichos programas.
- Para la construcción del banco de pruebas se recomienda utilizar tornillos de 10mm.
- Es importante la utilización de acero inoxidable en el ensamble de la mesa que servirá de soporte al banco de pruebas pito-estáticas.
- Se recomienda la utilización de energía eléctrica de 220 V para el correcto funcionamiento del ventilador.
- Se recomienda la instalación de ruedas en los soportes del banco de pruebas para la fácil circulación de este, cuando se requiera como ayuda didáctica en determinadas clases de la tecnología en mantenimiento de aeronaves.
- Para la construcción del panel de direccionamiento se puede utilizar tubos de PVC de ½ pulgada, ya que este material es ligero, de fácil adquisición, resistente y se puede acoplar con materiales metálicos.
- Dentro del diseño del banco de pruebas, cabe anotar que el ventilador recomendado para tal fin fue seleccionado a través del sitio web, <http://www.tecnium.es> de la empresa TECNIUM, donde podrán encontrar el catalogo con las especificaciones de mas modelos.

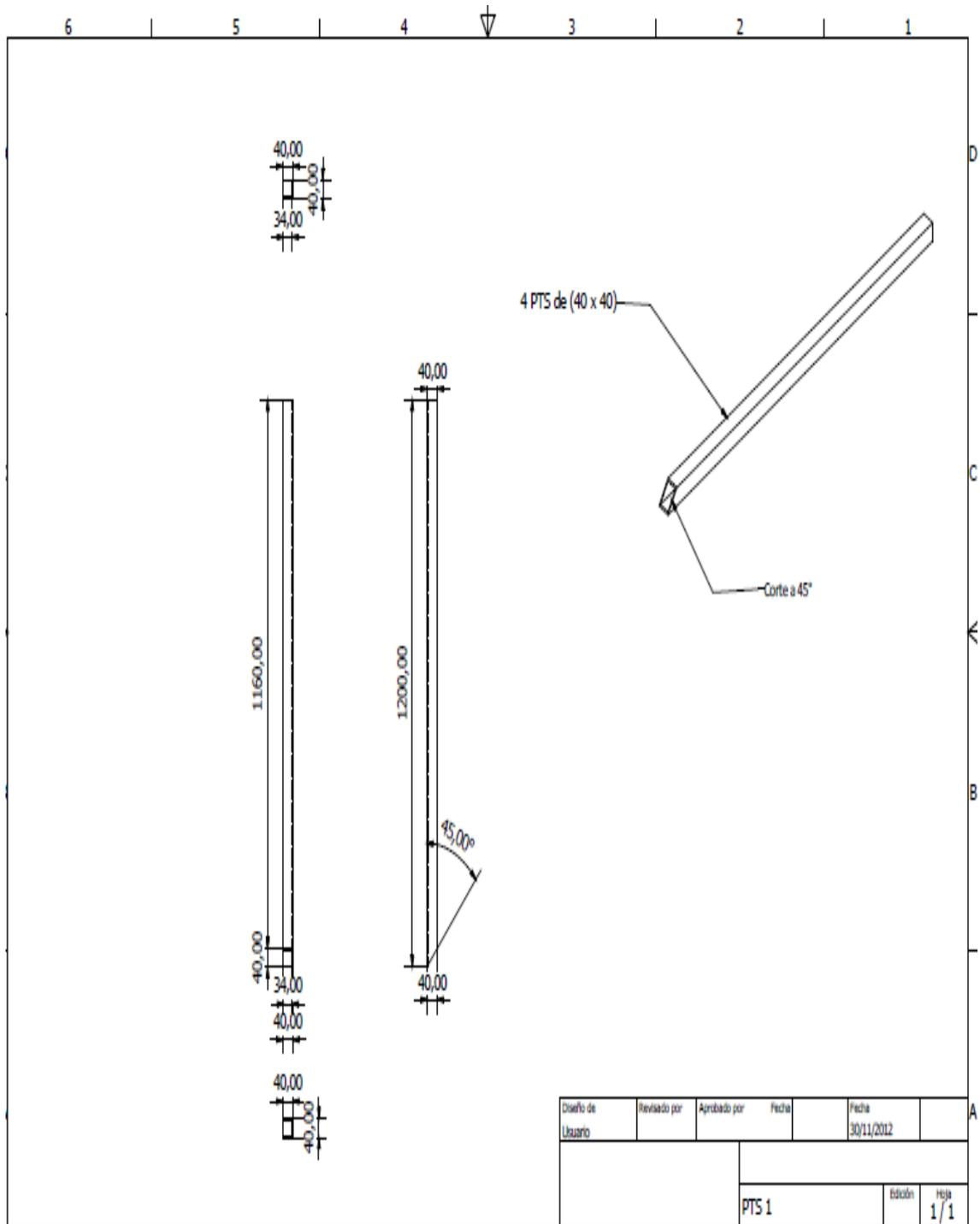
11. BIBLIOGRAFIA

- Como funciona el Variometro, instrumentos generales de aviación
Diseño de banco pitot estático: cusson.
- Diseño de un tubo pitot aeronáutica: tubos pitot EL AVIADOR
Aircraft Instrument [EHJ PALLETT] [Consultado 11 de Julio de 2012]
- StaticTestSet [EnLínea] www.barfieldinc.com/ground_support/ad_ps.php [En Línea] [Consultado 11 de Julio de 2012].
- Barfield Test set – PDF Documentos [En Línea] [Consultado 12 de Julio de 2012].
- http://www.barfieldinc.com/documents/pdf/airdata_pilotstatic/prod_DPS500.pdf [En Línea] [Consultado 12 de Julio de 2012].
- Banco de flujo de Aire y Experimentos cusson.
www.cussons.co.uk/pdf/espanish/esfluids/P3200sp.pdf. [En Línea] [Consultado 12 de Julio de 2012].
- www.manualvuelo.com/INS/INS23.html [En Línea] [Consultado 12 de Julio de 2012].
- Instrumentos de presión en aviación [En Línea] [Consultado 13 de Julio de 2012].
- Instrument Procedures Handbook [En Línea] [Consultado 14 de Julio de 2012].

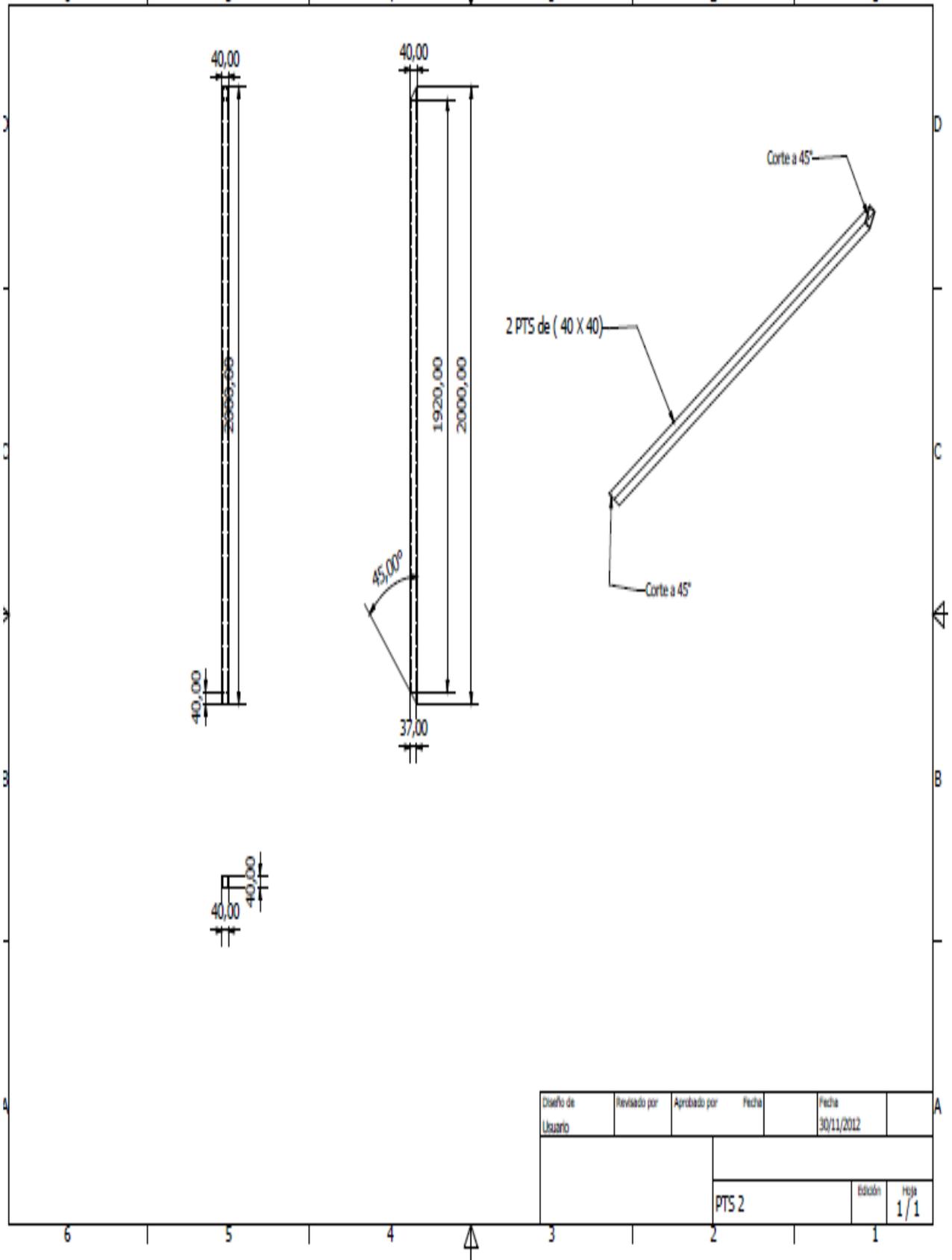
- Ecuaciones del tubo pitot http://es.wikipedia.org/wiki/Tubo_Pitot [En Línea] [Consultado 19 de agosto de 2012].
- <http://instrumentosgeneralesdeaviacion.blogspot.com/2009/05/2.html> [En Línea] [Consultado: 19 de agosto de 2012].
- <http://www.google.es/search?q=ecuaciones+de+tubo+pitot&hl=es&prmd=imvns&tbm=isch&tbo=u&source=univ&sa=X&ei=HMKrUMP0M4Lq9ATj64> [En Línea] [Consultado: 19 de agosto de 2012].
- http://proton.ucting.udg.mx/dpto/maestros/mateos/clase/Modulo_05/detectores/venturi/index.htm<http://es.scribd.com/doc/64505844/41/TUBO-VENTURI> [En línea] [Consultada: 18 de noviembre de 2012].
- Enciclopedia Libre Wikipedia [En Línea] [Consultado: 20 de Noviembre de 2012].
- Empresa Tecnum <http://www.tecnium.es> [En línea] [consultada: el 13 de noviembre de 2012].

12. ANEXOS

Plano 1.

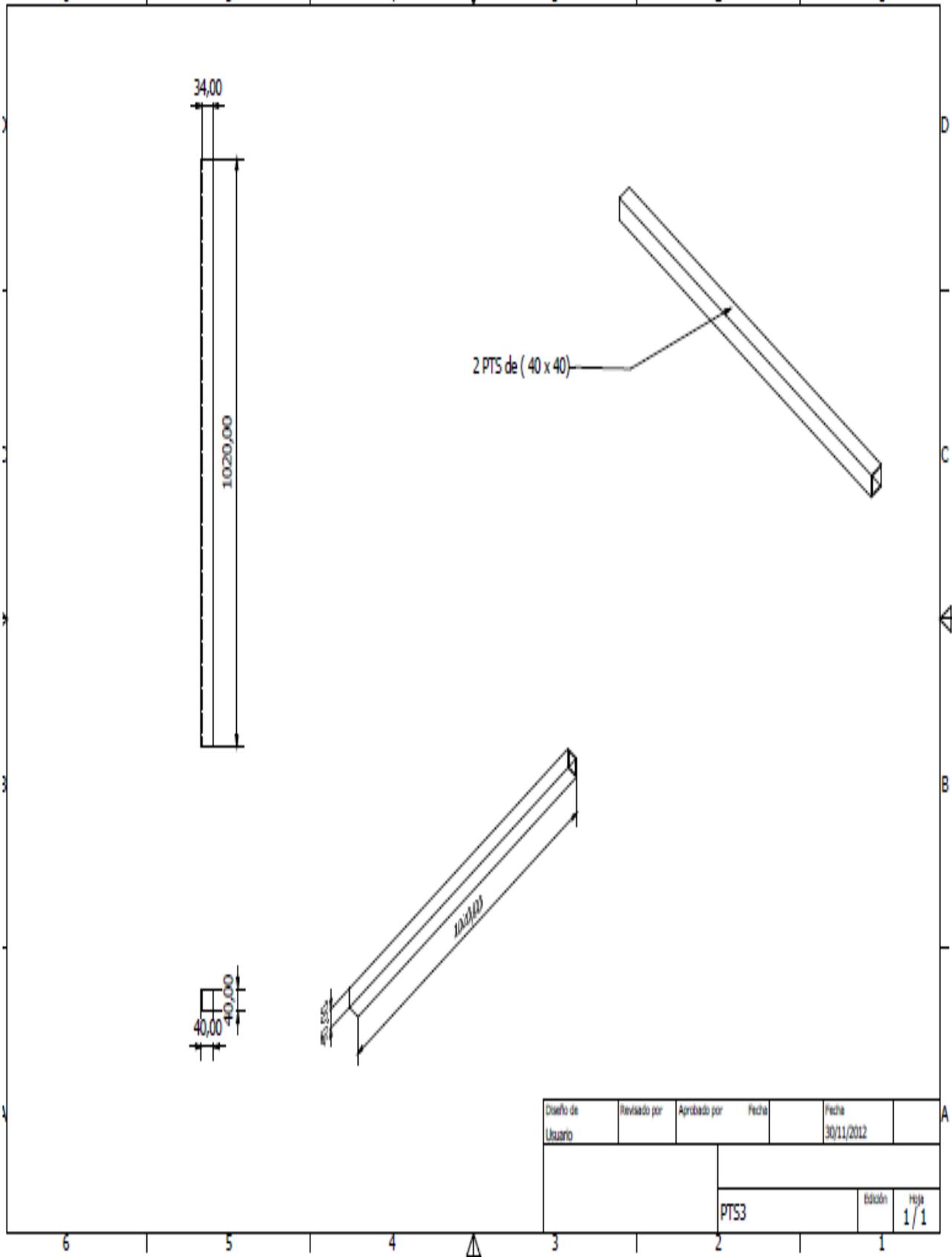


Plano 2

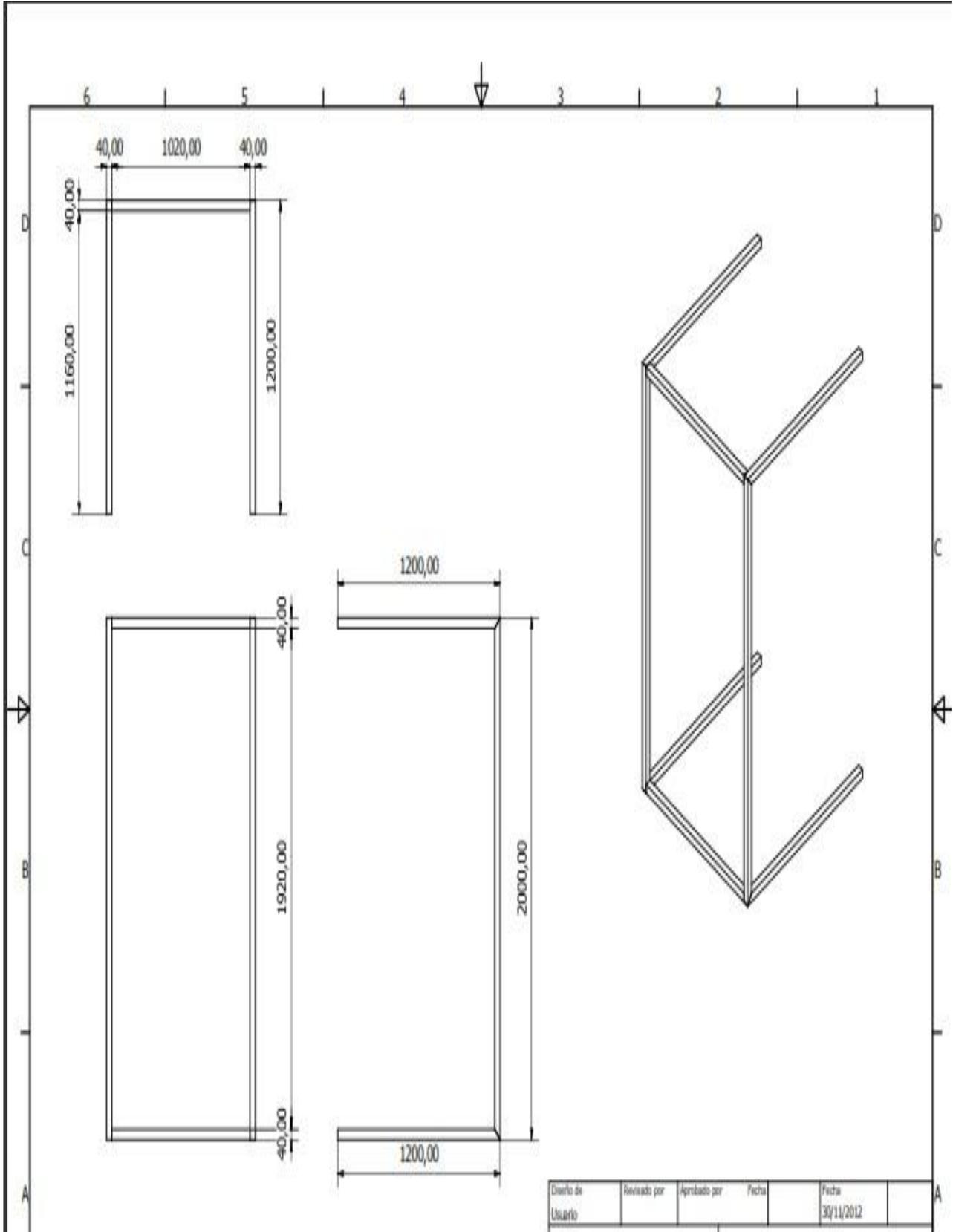


Diseño de	Revisado por	Aprobado por	Fecha	Fecha	
Usuario				30/11/2012	
			Edición		Hoja
PTS 2					1/1

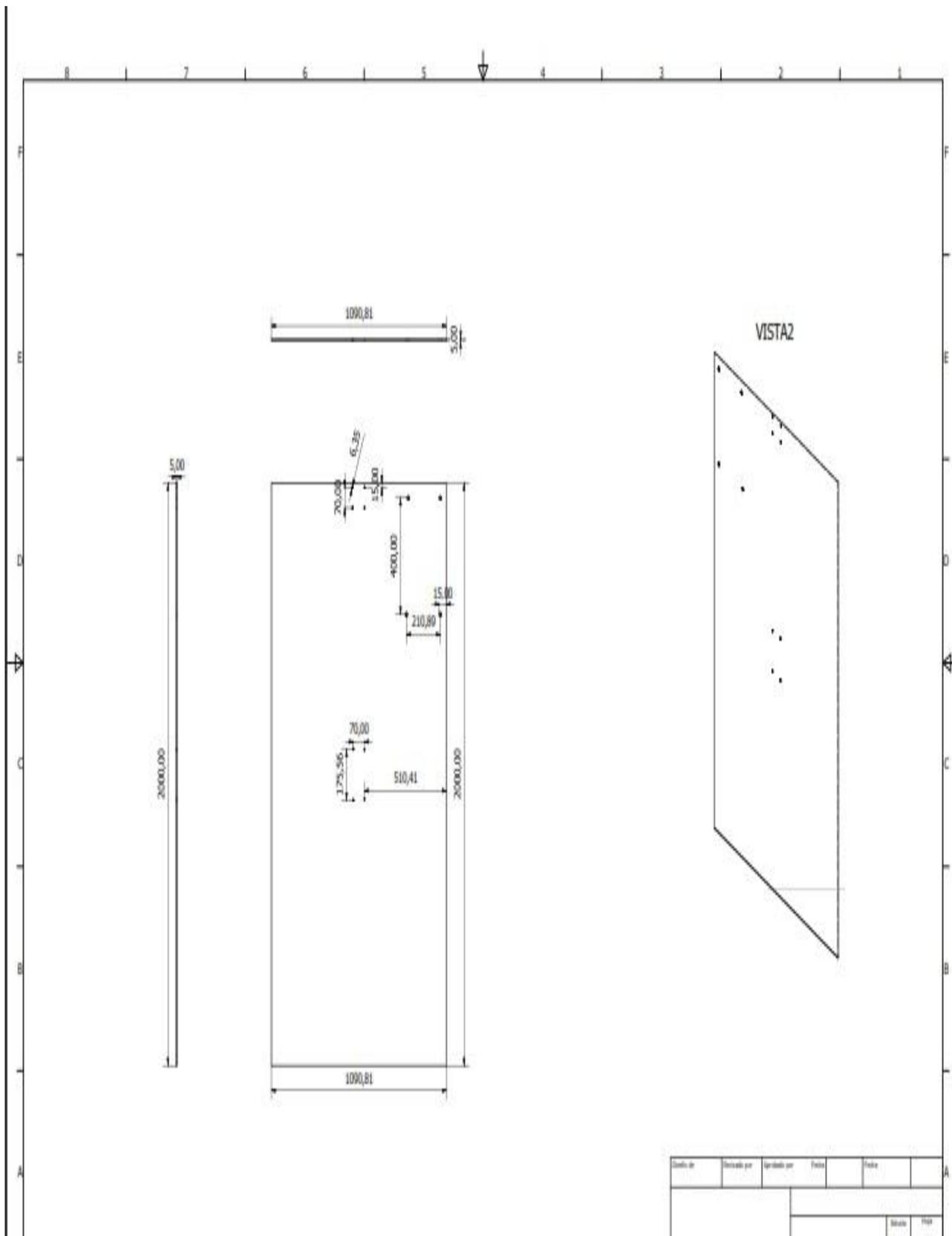
Plano 3



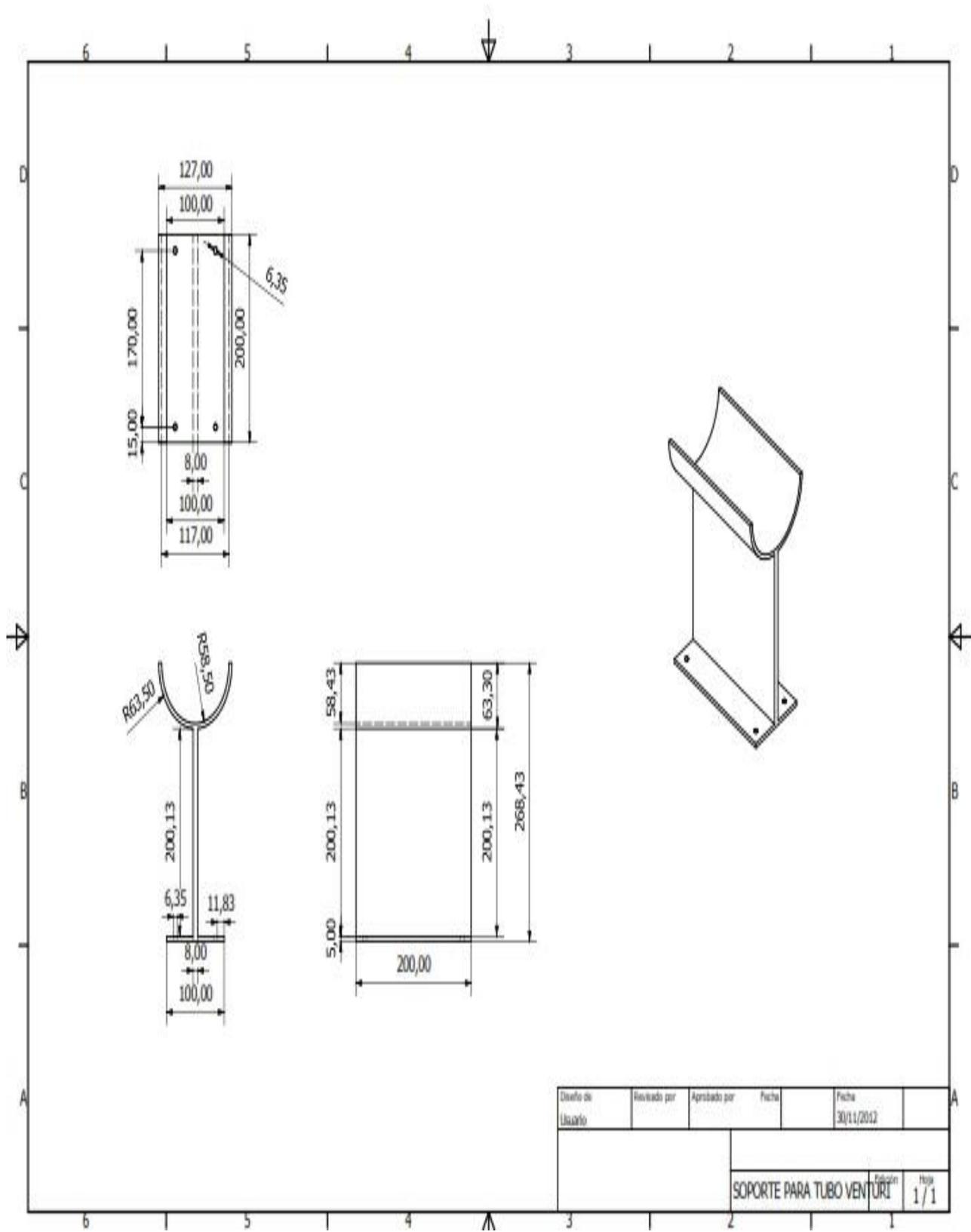
Plano 4



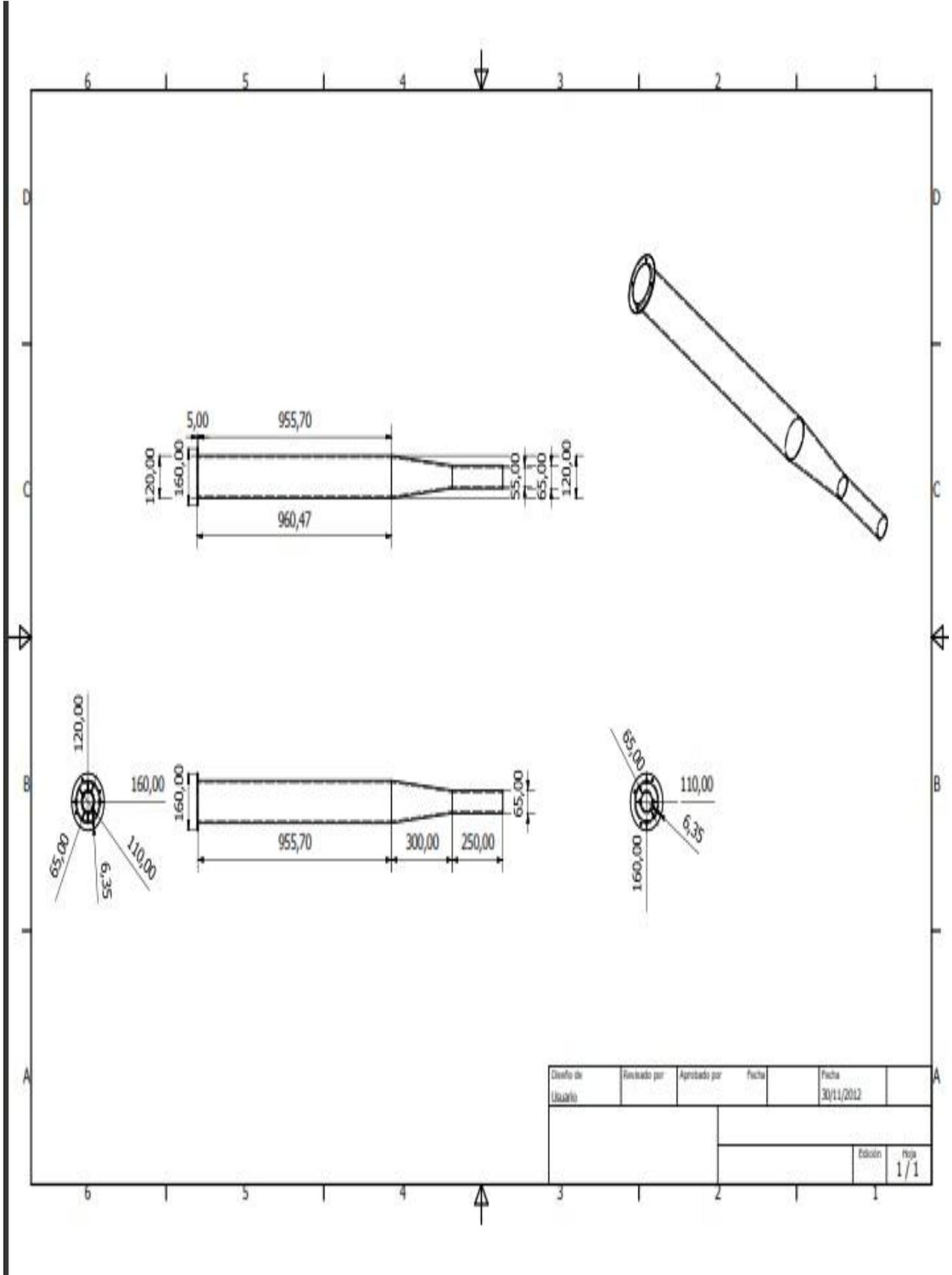
Plano 5



Plano 6

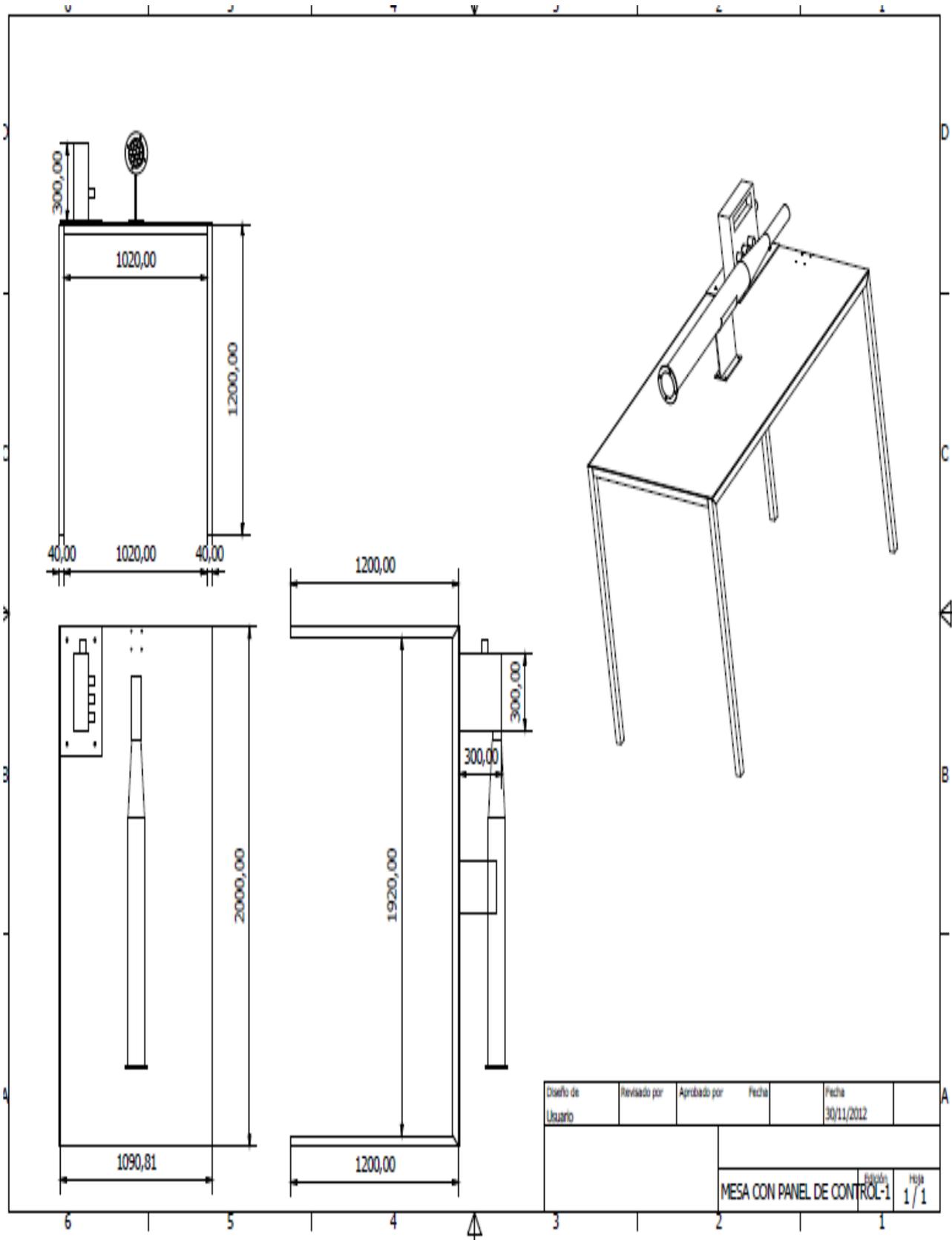


Plano 7

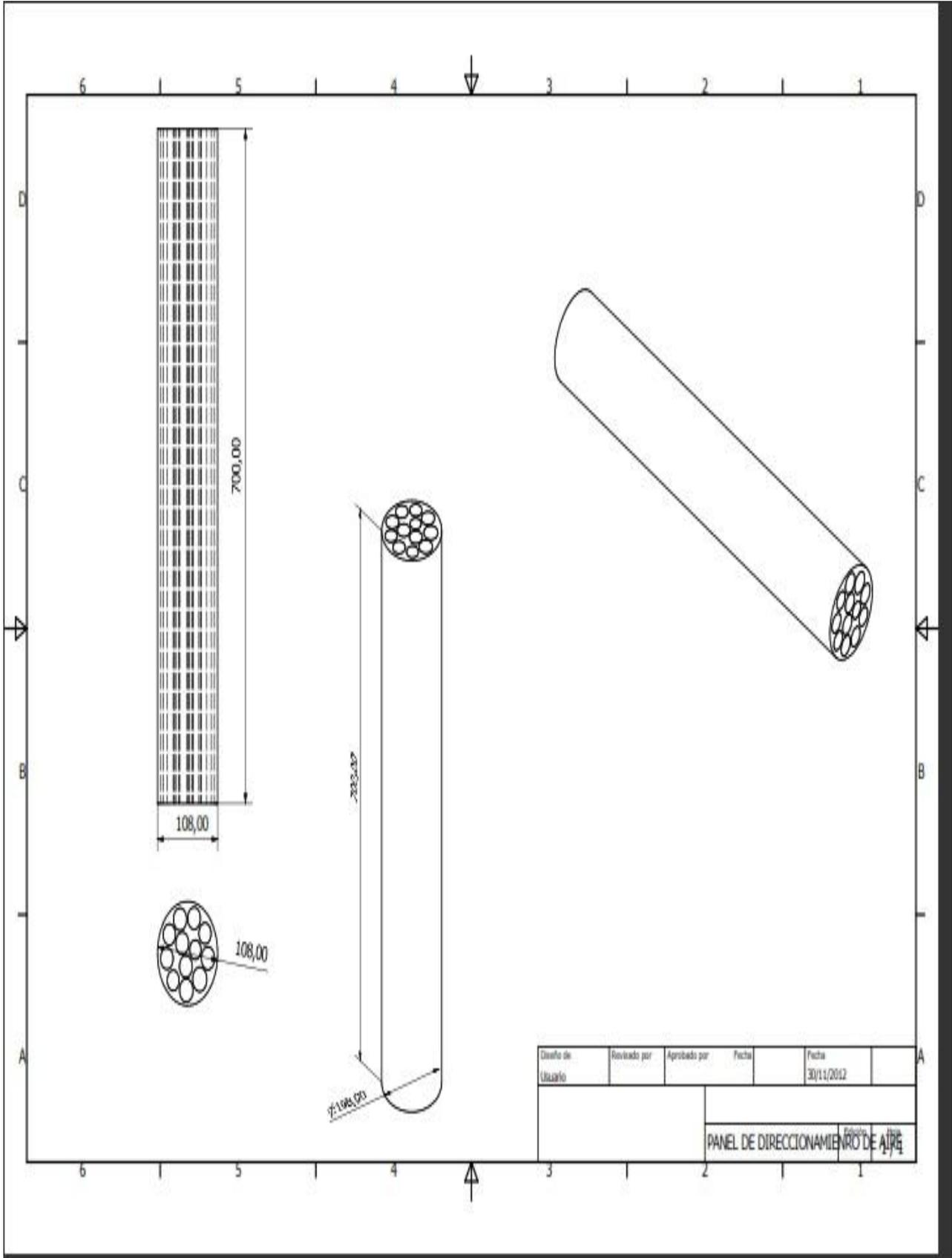


Desenho de	Revisado por	Aprovado por	Fecha	Fecha	
Usuário				30/11/2012	
				Edição	Foja
					1/1

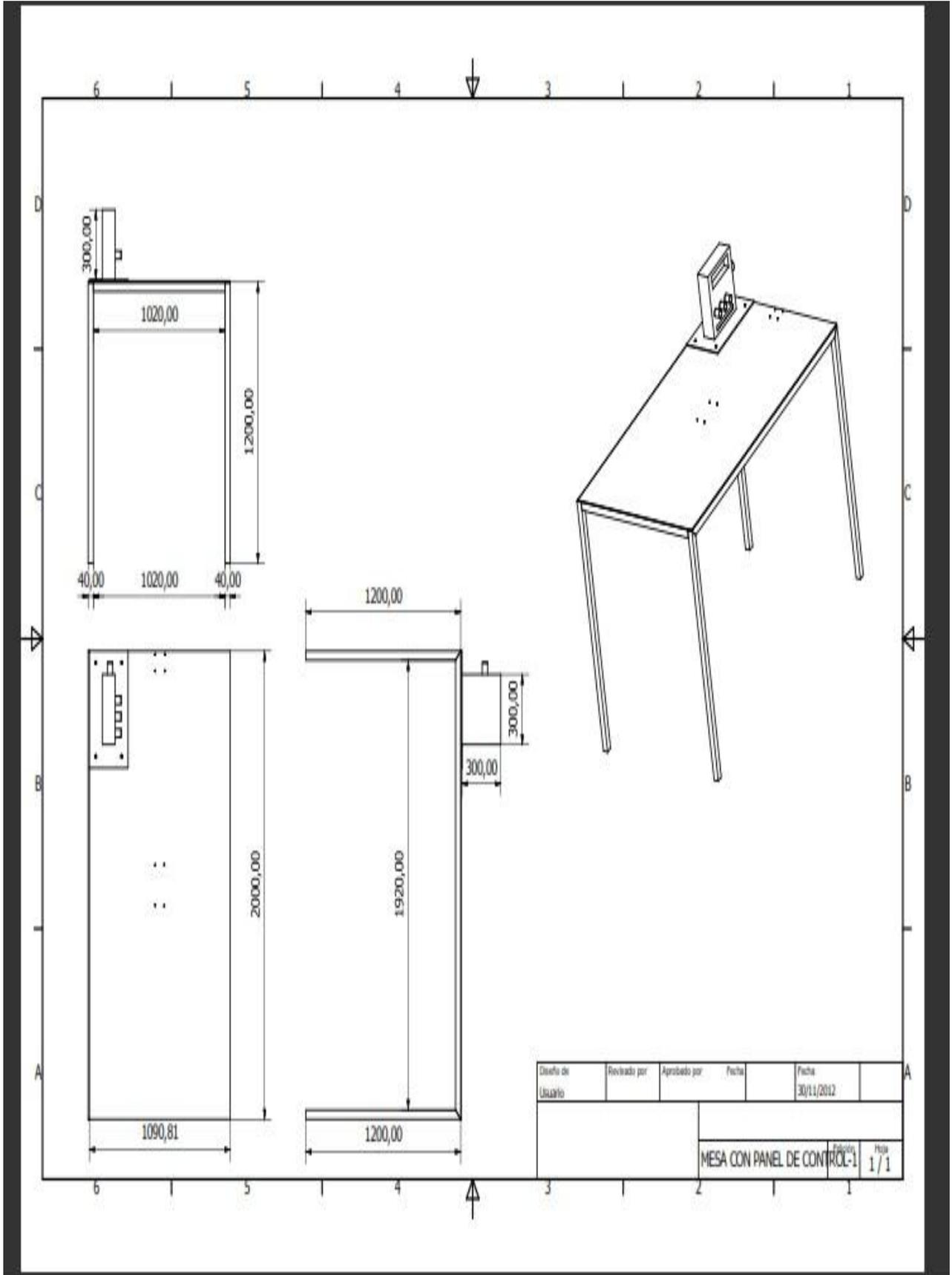
Plano 8



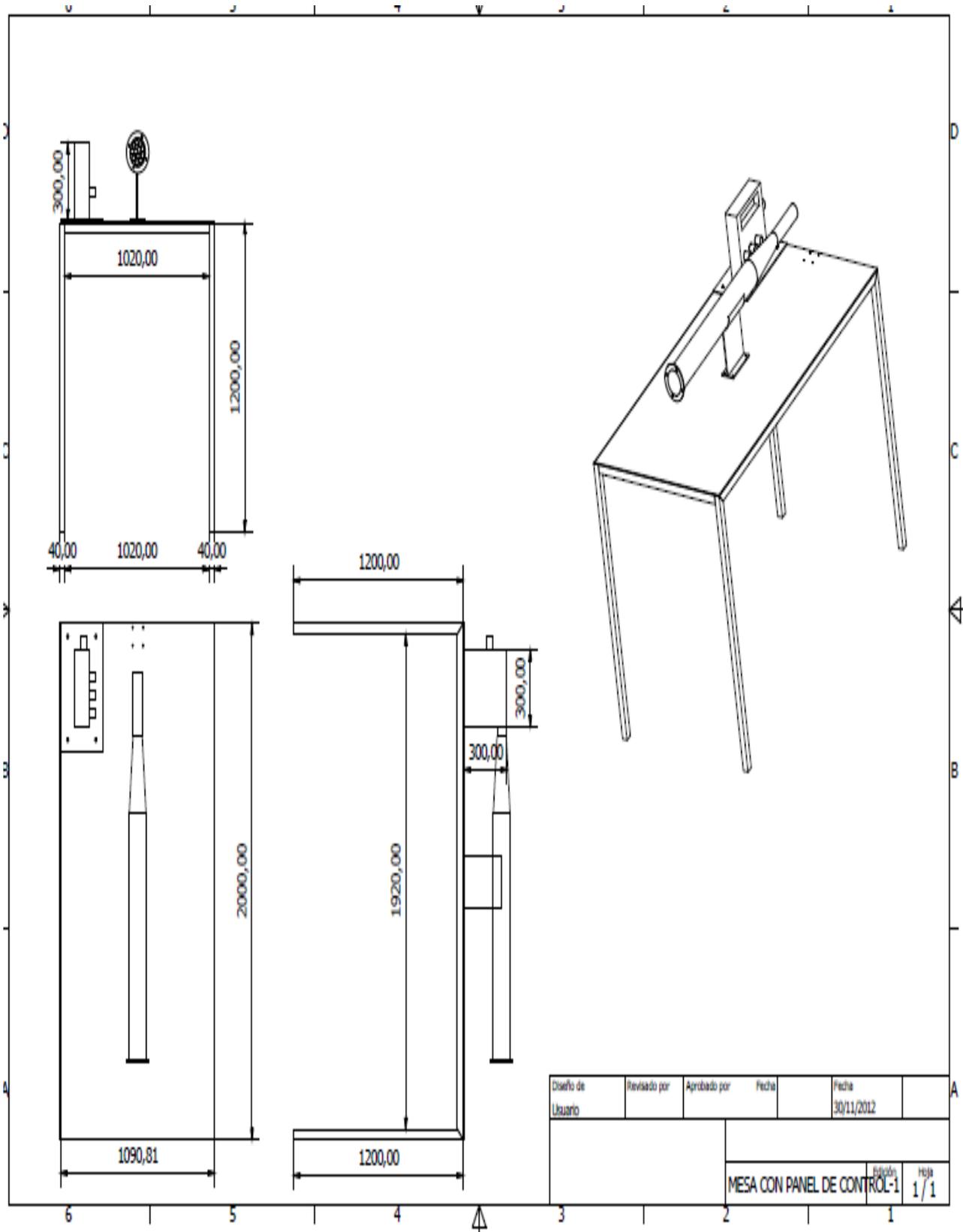
Plano 9



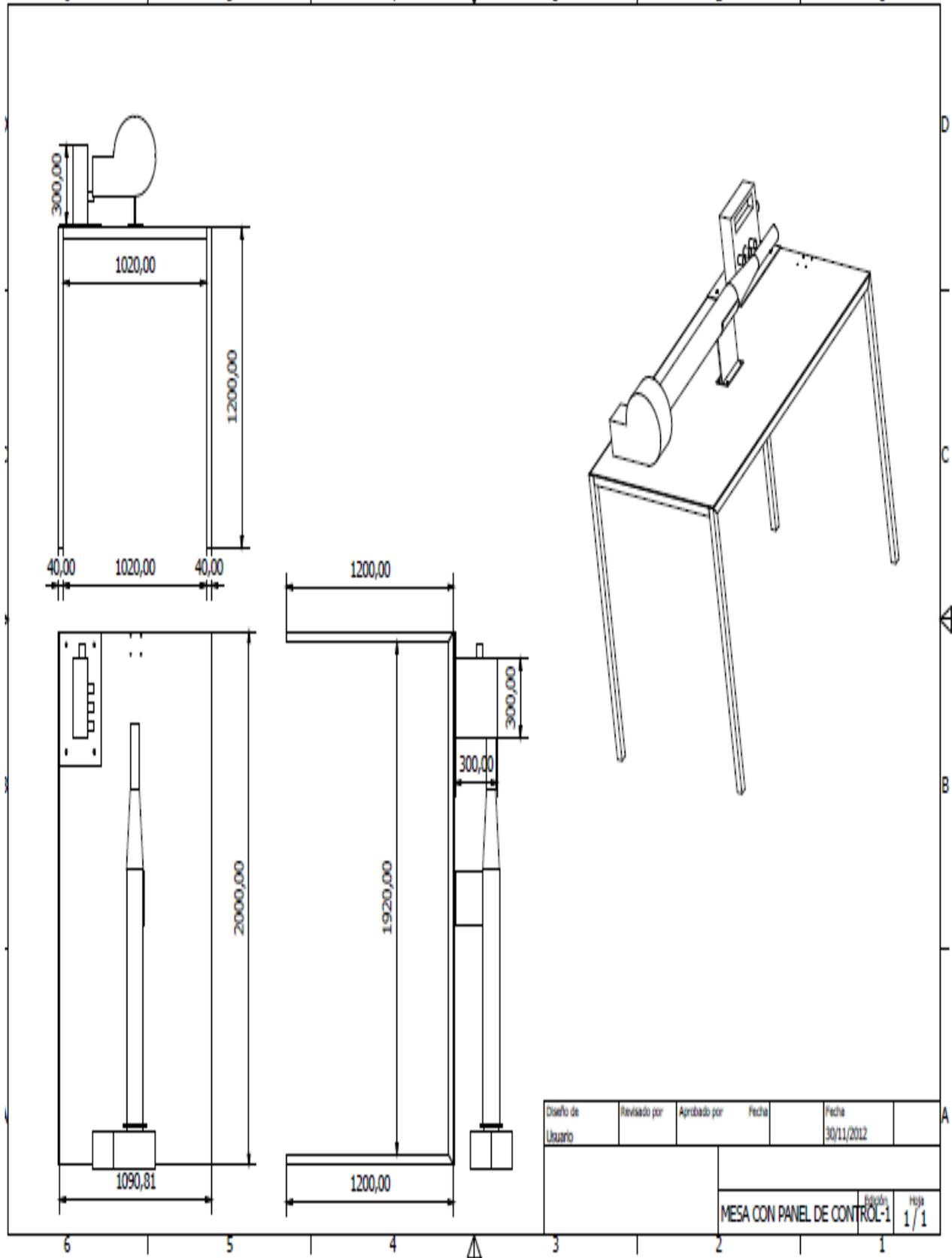
Plano 10



Plano 11



Plano 12



Diseño de	Revisado por	Aprobado por	Fecha	Fecha	
Usuario				30/11/2012	
				MESA CON PANEL DE CONTROL-1	
				Hoja 1/1	

Plano 13

