

Proyecto Fin de Carrera Ingeniería Aeroespacial

Proyecto básico de un altímetro barométrico aneroide para su uso en aviación

Autora: Andrea Arjona Guerrero

Tutor: Diego Jerónimo Morillo Galeote

Sevilla, 2023



Proyecto Fin de Carrera
Ingeniería Aeroespacial

Proyecto básico de un altímetro barométrico aneroide para su uso en aviación

Autora:

Andrea Arjona Guerrero

Tutor:

Diego Jerónimo Morillo Galeote

Profesor asociado

Dpto. de Ingeniería de la Construcción y Proyectos de Ingeniería

Escuela Técnica Superior de Ingeniería

Universidad de Sevilla

Sevilla, 2023

Proyecto Fin de Carrera: Proyecto básico de un altímetro barométrico anerode para su uso en aviación

Autora: Andrea Arjona Guerrero

Tutor: Diego Jerónimo Morillo Galeote

El tribunal nombrado para juzgar el Proyecto arriba indicado, compuesto por los siguientes miembros:

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2023

El Secretario del Tribunal

Agradecimientos

Todavía recuerdo el día en el que decidí que de mayor quería ser ingeniera aeroespacial, bueno, por aquel entonces aun se llamaba ingeniería aeronáutica, así que sí, hace muchos años de aquello. Siempre se me habían dado bien el dibujo y las matemáticas y un día mi padre me preguntó: ¿no te gustaría ser ingeniera? Yo tenía once años y apenas sabía lo que significaba eso, pero cuando me lo explicó supe que quería serlo, aunque aun me quedaba una duda, ¿ingeniera de qué, papá? Y ahí es cuando empezamos a pensar e investigar qué campo de la ingeniería era el que más me llamaba la atención y, cuando llegó el turno de la aeronáutica, lo supe al instante, quería entender y aprender todo lo relacionado con esos aparatos tan fascinantes que surcaban el cielo.

Catorce años más tarde aquí estoy, escribiendo los agradecimientos de mi trabajo de fin de grado, con el que pondré punto y final a mi etapa universitaria, al menos, por ahora. Todo el esfuerzo dedicado en estos años ha dado sus frutos y aquello con lo que soñaba de niña se vuelve realidad. Aunque quizá no es lo que me esperaba cuando lo imaginaba, no me arrepiento de haber escogido esta rama de la ingeniería, tan sacrificada como apasionante. No puedo decir que hayan sido años fáciles, al contrario, he vivido los peores momentos que recuerdo, pero también ha sido gratificante, una forma de superarme día a día, de aprender que no importa cuántas veces te caigas, sino cuántas te levantas. He recibido más golpes de los que me gustaría, y he estado al borde del abandono en más de una ocasión, pero es un mundo que te atrapa porque la ingeniería, en concreto, la aeroespacial, es increíble, no deja de sorprenderte y poder conocerla y entenderla es realmente satisfactorio.

Mientras escribía esta memoria y haciendo un poco de retrospectiva, ha sido inevitable acordarme de muchas personas con las que también me siento agradecida. En especial, me gustaría hacer mención de algunas de ellas, empezando por mis padres, sin los cuales habría sido imposible haber llegado hasta aquí. Mamá, papá, gracias por vuestra paciencia y empatía, por haber confiado en mí aun cuando ni yo misma lo hacía, por darme los empujones que necesitaba en los momentos en los que no podía más, por jamás haberme presionado y por siempre tratarme con tanta comprensión, por fin lo he conseguido.

Gracias también a Carmelo, mi compañero de penurias, alegrías, estudios y ahora, también de vida. Tengo tantas cosas que agradecerle que sería imposible escribirlas todas. Me has enseñado muchas cosas a lo largo de estos años, me has acompañado en mis peores momentos y has celebrado conmigo mis logros como si fueran tuyos. Has sido paciente y comprensivo, hemos llorado mucho juntos, pero también hemos vivido las mayores alegrías de la mano. Esta victoria también es tuya.

De mi etapa universitaria me quedo con muchos recuerdos y mucha gente, pero me gustaría recordar a dos personas que me han acompañado en mis últimos años: Pepe y Cinta. Gracias por ser tan buenos amigos, por tener siempre palabras de ánimo y bonitas para mí, por alentarme y animarme a seguir, por ser un ejemplo de constancia y que, con esfuerzo, se consigue. Gracias por seguir a mi lado.

Por último, me gustaría también agradecer a mi tutor D. Diego J. Morillo Galeote que, a pesar de mis circunstancias y dificultades, ha confiado en mí y me ha animado a seguir, me ha mostrado su pasión por la ingeniería y me la ha transmitido, gracias.

Andrea Arjona Guerrero

Sevilla, 2023

Resumen

Este proyecto tiene como objetivo principal el diseño y análisis de un altímetro mecánico de tipo cápsula aneroide, con selector de reglaje altimétrico e indicador de agujas, para su uso en aviación y acorde a la normativa aeronáutica. Para lograr este objetivo se ha dividido el trabajo en diferentes etapas.

En primer lugar, se aborda una introducción a la altimetría aeronáutica, explicando los diferentes conceptos y terminologías relacionados con las altitudes y reglajes altimétricos, así como una primera aproximación al altímetro como instrumento de vuelo. A continuación, se analiza la normativa aeronáutica aplicable, tanto de diseño como operacional, para determinar los posibles requisitos y limitaciones sujetos a esta normativa.

A partir de lo anterior, se exponen, analizan y comparan los distintos tipos de altímetros existentes, su origen, evolución en el tiempo y el estado del arte actual, lo que permite definir el objetivo genérico del proyecto, concretar y justifican racionalmente los diferentes parámetros de diseño.

Una vez definido el objetivo del proyecto, se realiza un análisis detallado de los diferentes componentes o subsistemas del altímetro objetivo, así como la influencia de parámetros de diseño y factores de influencia en su funcionamiento, lo que posibilita llevar a cabo el cálculo y diseño básico de estos componentes del altímetro, así como del instrumento completo, corrigiendo en lo necesario el impacto de los factores de influencia indeseados.

Finalmente, se hace una estimación del presupuesto de fabricación del instrumento y del precio objetivo de venta, comparándolo con los de la competencia, se crea una ficha de características del producto y un breve manual de uso y mantenimiento.

Con todo esto, se pretende llevar a cabo un proyecto básico de diseño y análisis de un altímetro mecánico para su uso en aviación, con el objetivo de cumplir con los requisitos y limitaciones establecidos por la normativa aeronáutica y mejorar las características de los altímetros similares existentes en el mercado.

Agradecimientos	vii
Resumen	viii
Índice	ix
Índice de Figuras	xi
Índice de Tablas	xiv
Índice de Gráficas	xvi
Índice de Planos	xvii
Definiciones	i
Abreviaturas	iv
Referencias	v
Bibliografía	viii
1 Altimetría aeronáutica	- 1 -
1.1 <i>La atmósfera</i>	- 1 -
1.1.1 Modelo de atmósfera estándar ISA	- 1 -
1.2 <i>El altímetro barométrico como instrumento de vuelo</i>	- 4 -
1.2.1 Principio de funcionamiento del altímetro barométrico	- 4 -
1.2.2 Calibración del altímetro barométrico aneroide mecánico	- 6 -
1.3 <i>Reglajes altimétricos</i>	- 6 -
1.3.1 Procedimientos de reglaje de altímetro	- 9 -
1.4 <i>Tipos de altitud</i>	- 10 -
2 Normativa aplicable	- 12 -
2.1 <i>Obligatoriedad de llevar a bordo un altímetro barométrico mecánico</i>	- 12 -
2.2 <i>Requisitos y pruebas que debe cumplir un altímetro barométrico</i>	- 13 -
2.3 <i>Procedimientos de reglaje altimétrico, métodos y mínimas de separación</i>	- 16 -
2.4 <i>Conclusiones</i>	- 16 -
3 Tipos de altímetros y estado del arte	- 18 -
3.1 <i>Altímetro barométrico</i>	- 18 -
3.1.1 Origen del altímetro barométrico	- 18 -
3.1.2 Tipos de altímetros barométricos y estado del arte	- 18 -
3.2 <i>Otros tipos de altímetros (no barométricos)</i>	- 22 -
4 Altímetro objetivo del proyecto	- 24 -
4.1 <i>Mercado objetivo del altímetro del proyecto</i>	- 24 -
4.2 <i>Geometría</i>	- 24 -
4.3 <i>Tamaño</i>	- 25 -
4.4 <i>Rango</i>	- 26 -
4.5 <i>Sensibilidad y precisión</i>	- 27 -
4.6 <i>Dial</i>	- 28 -
4.7 <i>Masa y materiales</i>	- 28 -

5	Análisis de funcionamiento	- 30 -
5.1	<i>Análisis cinemático</i>	- 34 -
5.1.1	Mecanismo linealizador de tipo biela – manivela	- 34 -
5.1.2	Trenes de engranajes	- 40 -
5.2	<i>Análisis estructural</i>	- 43 -
5.2.1	Mecanismo linealizador de tipo biela – manivela	- 43 -
5.2.2	Trenes de engranajes	- 47 -
5.3	<i>Respuesta dinámica del sistema</i>	- 48 -
5.3.1	Respuesta dinámica del sistema ante una entrada de presión en rampa	- 51 -
5.3.2	Respuesta dinámica del sistema ante una entrada de presión de tipo impulso	- 52 -
5.3.3	Análisis de las vibraciones debidas a la deformación de la aguja	- 53 -
5.4	<i>Conclusiones</i>	- 55 -
6	Cálculo y diseño básico de componentes y del conjunto	- 57 -
6.1	<i>Dimensiones de los parámetros que definen el mecanismo</i>	- 57 -
6.2	<i>Diseño del altímetro objetivo del proyecto</i>	- 59 -
6.3	<i>Masa, rango, sensibilidad y precisión del altímetro objetivo del proyecto</i>	- 62 -
7	Presupuesto preliminar	- 64 -
7.1	<i>Costes directos</i>	- 64 -
7.2	<i>Costes indirectos</i>	- 66 -
7.3	<i>Beneficio</i>	- 67 -
7.4	<i>Precio de Venta al Público (PVP)</i>	- 67 -
8	Características del producto	- 70 -
8.1	<i>Instrucciones de instalación y mantenimiento del altímetro del proyecto</i>	- 70 -
8.1.1	Descripción técnica	- 70 -
8.1.2	Límites de operación	- 71 -
8.1.3	Instalación	- 71 -
8.1.4	Mantenimiento	- 72 -
8.1.5	Repetición de pruebas y reparación	- 72 -
9	Conclusiones y comentarios de la autora	- 73 -
Anexo I: Valores en términos de altitud geométrica en un rango desde los 0 ft hasta los 20000 ft obtenidos de la Tabla 4 del documento 7488 de la OACI I		
Anexo II: Diseño e interfaz de los altímetros barométricos actuales empleados en la aviación civil III		
Anexo III: Comparación de los parámetros de distintos modelos de altímetros de los fabricantes “Winter Instruments” y “United Instruments” XI		
Anexo IV: Desarrollos matemáticosXXVI		
Anexo V: Códigos implementados en MATLABXXXV		
Anexo VI: Pliego de planosXXXIX		

Índice de Figuras

Figura 1 – Sistema pitot-estático	- 5 -
Figura 2 – Ilustración del movimiento del aneroide e indicación de las agujas en función de las variaciones de presión (Referencia [19]).	- 5 -
Figura 3 – Ajuste del altímetro a la presión referencial	- 6 -
Figura 4 – Reglajes altimétricos	- 8 -
Figura 5 – Pautas para el cambio de reglaje altimétrico durante la fase de ascenso	- 9 -
Figura 6 – Pautas para el cambio de reglaje altimétrico durante la fase de descenso	- 9 -
Figura 7 – Evolución de los altímetros barométricos de una aguja a tres agujas	- 18 -
Figura 8 – Altímetro sensible con tres agujas y una zona rayada que se muestra durante la operación por debajo de los 10000 ft. Imagen y título obtenidos del manual de la FAA (Referencia [33])	- 19 -
Figura 9 – Altímetro con contador de tambor y agujas	- 20 -
Figura 10 – Unidad de visualización de vuelo primaria de un paquete de instrumentación de cabina de cristal Garmin serie 1000 para aeronaves ligeras que indica altitud mediante una escala lineal vertical y un contador numérico. A medida que la aeronave asciende o desciende, la escala detrás del contador numérico negro cambia. Imagen y descripción obtenidas del manual de la FAA (Referencia [33])	- 20 -
Figura 11 – A la izquierda, ilustración obtenida del manual de la FAA (Referencia [33]) que muestra un diafragma usado para medir la presión. A la derecha, fotografía real de un diafragma obtenida de la página web (Referencia [34])	- 21 -
Figura 12 – A la izquierda, ilustración obtenida del manual de la FAA (Referencia [33]) que muestra un conjunto de fuelles acoplado al mecanismo de engranajes y agujas. A la derecha, fotografía real de un fuelle compuesto por dos diafragmas acoplado a un mecanismo de engranajes y aguja obtenido de la página web (Referencia [35])	- 22 -
Figura 13 – Geometría de un altímetro barométrico aneroide mecánico tipo	- 24 -
Figura 14 – Modelo tridimensional de la geometría y tamaño del altímetro objetivo realizado mediante el software de modelado 3D “CATIAV5”	- 26 -
Figura 15 – Dial con indicador de tres agujas, una ventanilla de Kollsman y un área con franjas negras y blancas visible para altitudes inferiores a 10000 ft	- 28 -
Figura 16 – Mecanismo linealizado tipo biela – manivela	- 30 -
Figura 17 – Representación simplificada y esquemática de la solución que se emplea habitualmente para realizar el ajuste de Kollsman	- 31 -
Figura 18 – Secuencia de fotogramas obtenidos a partir de la Referencia [44] en la que se muestra el funcionamiento del ajuste de Kollsman en un altímetro barométrico real	- 32 -
Figura 19 – Representación esquemática del mecanismo de engranajes utilizado en el altímetro del proyecto	- 33 -
Figura 20 – Representación esquemática del mecanismo linealizado de tipo biela – manivela	- 35 -
Figura 21 – Representación esquemática del mecanismo linealizador de tipo biela – manivela en sus posiciones inicial y final acorde a los parámetros de diseño seleccionados	- 39 -

Figura 22 – Representación esquemática de los trenes de engranajes del altímetro objetivo del proyecto	- 40 -
Figura 23 – Representación esquemática del tren de engranajes principal	- 40 -
Figura 24 – Representación esquemática del tren de engranajes que permite el reglaje altimétrico	- 42 -
Figura 25 – Representación esquemática de las fuerzas y momentos que actúan sobre la biela	- 43 -
Figura 26 – Representación esquemática de las fuerzas y momentos que actúan sobre la manivela	- 43 -
Figura 27 – Tensiones obtenidas en la biela al aplicar una fuerza de orden de magnitud 101 [N]	- 46 -
Figura 28 – Tensiones obtenidas en la manivela al aplicar una fuerza de orden de magnitud 100 [N]	- 47 -
Figura 29 - Tensiones obtenidas en la manivela al aplicar un momento de orden de magnitud 10 – 2 [Nm]	- 48 -
Figura 30 – Mecanismos implicados en el giro de la aguja de los 100 ft	- 49 -
Figura 31 – Simplificación realizada en el conjunto aneroide – biela – manivela	- 50 -
Figura 32 – Sistema equivalente de masa, muelle y amortiguador	- 51 -
Figura 33 – Representación del modelo de barra empotrada para el comportamiento de la aguja ante una vibración transitoria de tipo impulso	- 53 -
Figura 34 – Estructura de árbol de CATIA V5 del altímetro objetivo diseñado	- 59 -
Figura 35 – Vista isométrica del altímetro barométrico del proyecto	- 60 -
Figura 36 – Vista isométrica del altímetro barométrico del proyecto sin la carcasa exterior	- 60 -
Figura 37 – Detalle del mecanismo de engranajes del altímetro barométrico del proyecto	- 61 -
Figura 38 – Detalle de mecanismo de engranajes y ajuste de Kollsman del altímetro objetivo del proyecto	- 61 -
Figura 39 – Detalle del mecanismo de engranajes y ajuste de Kollsman del altímetro objetivo del proyecto una vez especificados los materiales	- 62 -
Figura 40 – Vistas del altímetro barométrico aneroide mecánico del proyecto	- 70 -
Figura 41 – Cabina del avión A320 de Airbus	IV
Figura 42 – Pantalla multifunción empleada en los nuevos modelos de aeronaves comerciales	IV
Figura 43 – Cabina del avión A380 de Airbus	V
Figura 44 – Cabina del avión 737 MAX de Boeing	VI
Figura 45 – Cabina del avión 787 “Dreamliner” de Boeing	VII
Figura 46 – Cabina del avión ultraligero CT Super Sport de Flight Design	VIII
Figura 47 – Cabina del avión ligero Cessna 172 Skyhawk de Cessna de antigua generación	IX
Figura 48 - Cabina del avión ligero Cessna 172 Skyhawk de Cessna de última generación	IX
Figura 49 – Opciones de paneles de la cabina del avión Carbon Cub SS de Cub Crafters	X
Figura 50 – Altímetro de Winter Instruments modelo 4 FGH 10 – 411	XI
Figura 51 – Altímetro de Winter Instruments modelo 4 FGH 10 – 432	XIII
Figura 52 – Altímetro de Winter Instruments modelo 4 FGH 20 – 422	XV
Figura 53 – Altímetro de United Instruments modelo 5934PD – 3BD	XVII
Figura 54 – Altímetro de United Instruments modelo 5237R	XIX
Figura 55 – Altímetro de United Instrumens modelo 5035P2B – P158	XXI
Figura 56 – Representación esquemática del mecanismo linealizado de tipo biela – manivela	XXVI
Figura 57 – Representación esquemática del tren de engranajes principal	

II	XXVI
Figura 58 – Representación esquemática de las fuerzas y momentos que actúan sobre la biela	XXIX
Figura 59 – Representación esquemática de las fuerzas y momentos que actúan sobre la manivela	XXX
Figura 60 – Representación del modelo de barra empotrada para el comportamiento de la aguja ante una vibración transitoria de tipo impulso	XXXI
II	

Índice de Tablas

Tabla 1 – Algunas de las constantes y características primarias adoptadas para el cálculo de la atmósfera tipo de la OACI.	- 2 -
Tabla 2 – <i>Tabla I</i> correspondiente al error de escala aceptable según el apéndice E de la Parte 43 de la norma 14 CFR de la FAA (Referencia [22])	- 14 -
Tabla 3 – <i>Tabla II</i> correspondiente a la prueba de histéresis según el apéndice E de la Parte 43 de la norma 14 CFR de la FAA (Referencia [22])	- 15 -
Tabla 4 – <i>Tabla III</i> correspondiente al error de fricción aceptable según el apéndice E de la Parte 43 de la norma 14 CFR de la FAA (Referencia [22])	- 15 -
Tabla 5 – <i>Tabla IV</i> correspondiente al error de escala barométrica aceptable según el apéndice E de la Parte 43 de la norma 14 CFR de la FAA (Referencia [22])	- 16 -
Tabla 6 – Requisitos de diseño sujetos a la normativa aplicable para un altímetro barométrico	- 17 -
Tabla 7 – Dimensiones del altímetro objetivo del proyecto	- 25 -
Tabla 8 – Rango de altitud y temperatura teórica del altímetro objetivo	- 26 -
Tabla 9 – Sensibilidad y precisión teóricas del altímetro objetivo	- 27 -
Tabla 10 – Masa de varios modelos de altímetros	- 28 -
Tabla 11 – Composición y propiedades mecánicas del latón. Datos obtenidos del libro “Ciencia e ingeniería de materiales” de William D. Callister Jr. y David G. Rethwisch (Referencia [42])	- 29 -
Tabla 12 – Características mecánicas a temperatura ambiente del policarbonato. Datos obtenidos del libro “Ciencia e ingeniería de materiales” de William D. Callister Jr. y David G. Rethwisch (Referencia [42])	- 29 -
Tabla 13 – Parámetros de diseño del mecanismo biela – manivela y error máximo obtenido	- 38 -
Tabla 14 – Orden de magnitud de los parámetros de entrada del mecanismo tipo biela – manivela	- 44 -
Tabla 15 – Orden de magnitud de las velocidades angulares y aceleraciones del mecanismo linealizador	- 44 -
Tabla 16 – Orden de magnitud de las fuerzas que se tendrían en el mecanismo tipo biela – manivela	- 45 -
Tabla 17 – Valor de los parámetros empleados en el análisis estructural de la biela	- 45 -
Tabla 18 - Valor de los parámetros empleados en el análisis estructural de la manivela	- 46 -
Tabla 19 - Valor de los parámetros empleados en el análisis estructural de un par de engranajes	- 47 -
Tabla 20 – Parámetros que definen el sistema equivalente	- 51 -
Tabla 21 – Respuesta dinámica ante una entrada de presión en rampa	- 52 -
Tabla 22 – Respuesta dinámica ante una entrada de presión de tipo impulso	- 53 -
Tabla 23 – Orden de magnitud de los parámetros que definen la amplitud de la vibración de la aguja	- 55 -
Tabla 24 – Orden de magnitud del ángulo que gira la aguja cuando se tiene la máxima amplitud de vibración	- 55 -
Tabla 25 – Resultados obtenidos a partir de los análisis realizados para los parámetros de los distintos mecanismos del altímetro objetivo	- 56 -
Tabla 26 – Dimensiones de los parámetros que definen los mecanismos del altímetro objetivo del proyecto	-

Tabla 27 – Masa, rango, sensibilidad y precisión del altímetro objetivo diseñado en comparación con el objetivo teórico inicial	- 63 -
Tabla 28 – Coste de los elementos principales del altímetro objetivo del proyecto	- 65 -
Tabla 29 – Costes asociados a la mano de obra	- 66 -
Tabla 30 – Total de los costes directos por unidad	- 66 -
Tabla 31 – Costes indirectos por unidad	- 66 -
Tabla 32 – Beneficio por unidad	- 67 -
Tabla 33 – PVP del altímetro objetivo	- 67 -
Tabla 34 – Precios de venta de otros altímetros barométricos mecánicos del mercado (Referencia [46])	- 69 -
Tabla 35 – Descripción técnica del altímetro del proyecto	- 71 -
Tabla 36 – Límites de operación del altímetro del proyecto	- 71 -
Tabla 37 – Dimensiones del altímetro 4 FGH 10 – 411 de Winter Instruments	XII
Tabla 38 – Dimensiones del altímetro 4 FGH 10 – 432 de Winter Instruments	XIII
Tabla 39 – Dimensiones del altímetro 4 FGH 20 – 422 de Winter Instruments	XV
Tabla 40 – Dimensiones del altímetro 5934PD – 3BD de United Instruments	XVII
Tabla 41 – Dimensiones del altímetro 5237R de United Instruments	XIX
Tabla 42 – Dimensiones del altímetro 5035P2B – P158 de United Instruments	XXI
Tabla 43 – Rango de altitud y temperatura de varios modelos de altímetros	XXIII
Tabla 44 – Sensibilidad y precisión de varios modelos de altímetros	XXIV
Tabla 45 – Masa de varios modelos de altímetros	XXV

Índice de Gráficas

Gráfica 1 – Variación de la temperatura con la altitud suponiendo que la atmósfera es la ISA. Gráfica obtenida de la Referencia [39]	- 3 -
Gráfica 2 – Variación de la presión relativa δ y de la densidad relativa σ , suponiendo que la atmósfera es la ISA. Gráfica obtenida de la Referencia [39]	- 4 -
Gráfica 3 – Reglaje QNH (La representación de la relación altitud – presión no está a escala)	- 7 -
Gráfica 4 – Reglaje QFE (La representación de la relación altitud – presión no está a escala)	- 8 -
Gráfica 5 – Representación de la atmósfera fría y caliente respecto de la atmósfera tipo. Gráfica obtenida de la Referencia [39]	- 11 -
Gráfica 6 – Representación del ángulo β y el desplazamiento de la cápsula aneroide η frente al ángulo γ . Gráficas obtenidas de MATLAB (véase Anexo V: Códigos implementados en MATLAB)	- 36 -
Gráfica 7 – Superposición de las curvas altitud – presión obtenidas para varios valores de los parámetros de entrada del altímetro objetivo y correspondiente a la atmósfera tipo	- 37 -
Gráfica 8 – Relación altitud – presión obtenida con el altímetro objetivo y correspondiente a la atmósfera tipo-	38 -
Gráfica 9 – Superposición de las curvas altitud – presión obtenida con el altímetro objetivo y correspondiente a la atmósfera tipo	- 39 -

Índice de Planos

Plano 1 – Dimensiones del altímetro 4 FGH 10 – 411 de Winter Instruments	XII
Plano 2 – Dimensiones del altímetro 4 FGH 10 – 432 de Winter Instruments	XIV
Plano 3 – Dimensiones del altímetro 4 FGH 20 – 422 de Winter Instruments	XVI
Plano 4 – Dimensiones del altímetro 5934PD – 3BD de United Instruments	XVIII
Plano 5 – Dimensiones del altímetro 5237R de United Instruments	XX
Plano 6 – Dimensiones del altímetro 5035P2B – P158 de United Instruments	XXII

Definiciones

Altitud	Distancia vertical entre un nivel, punto u objeto considerado como punto, y el nivel medio del mar (Referencia [15]).
Altitud de decisión o altura de decisión	<p>Altitud o altura especificada en la aproximación de precisión o en una aproximación con guía vertical a la cual debe iniciarse una maniobra de aproximación frustrada si no se ha establecido referencia visual requerida para continuar la aproximación (Referencia [15]).</p> <p><i>Nota 1. – Para la altitud de decisión se toma como referencia el nivel medio del mar y para la altura de decisión, la elevación del umbral.</i></p> <p><i>Nota 2. – La referencia visual requerida significa aquella sección de las ayudas visuales o del área de aproximación que debería haber estado a la vista durante tiempo suficiente para que el piloto pudiera hacer una evaluación de la posición y de la rapidez del cambio de posición de la aeronave, en relación con la trayectoria de vuelo deseada.</i></p>
Altitud de transición	Altitud a la cual, o por debajo de la cual, se controla la posición vertical de una aeronave por referencia a altitudes (Referencia [15]).
Altitud geopotencial	Valor que se obtiene al dividir el geopotencial Φ por el valor normalizado de la aceleración debida a la gravedad g_0 :
	$H = \frac{\Phi}{g_0} = \frac{1}{g_0} \int_0^h g(h) dh$
	Se expresa en metros y se utiliza el nivel medio del mar como referencia para sus lecturas (Referencia [2]).
Altitud de presión	Altura por encima de un plano de referencia estándar (SDP), que es un nivel teórico donde la presión de la atmósfera es 1013,2 hPa (29,92 inHg) medida por un barómetro (Referencia [18]). (Véase apartado Tipos de altitud para más información).
Altura	Distancia vertical entre un nivel, punto u objeto considerado como punto; y una referencia específica (Referencia [15]).
Aneroide	Componente sensible de un altímetro o barómetro que mide la presión absoluta del aire. El aneroide es una cápsula plana sellada hecha de discos ondulados finos de metal soldados entre sí y evacuados por bombeo de todo el todo el aire. La evacuación del aneroide permite que se expanda o colapse según cambie la presión del aire en el exterior (Referencia [33]).
Capa de transición	Espacio aéreo entre la altitud de transición y el nivel de transición (Referencia [15]).
Elevación	Distancia vertical entre un punto o un nivel de la superficie de la tierra, o unido a ella, y el nivel medio del mar (Referencia [15]).

Error de escala	Es la diferencia entre la altitud real y la indicada por el altímetro a una determinada presión atmosférica.
Error de escala barométrica	Es la diferencia entre la altitud que se tendría a una determinada presión de referencia y la indicada por el altímetro cuando se realiza el ajuste altimétrico.
Error de fricción	En un altímetro, es el que se produce debido al rozamiento existente entre los diferentes mecanismos y partes del conjunto.
Error de fuga	Ocurre cuando las conexiones entre la toma estática de la aeronave y el altímetro no son perfectamente herméticas, por lo que existe una pérdida de aire y una diferencia entre la presión estática real y la que llega al instrumento.
Histéresis	Es la tendencia de un material a conservar una de sus propiedades en ausencia del estímulo que la ha generado. En el altímetro, el error de histéresis se manifiesta como un retraso en las indicaciones debido a las propiedades elásticas de los materiales de los que está construida la cápsula aneroide y ocurre cuando la aeronave está volando mucho tiempo a una determinada altitud y se somete a un cambio brusco. Este error es despreciable para ascensos y descensos suaves.
Nivel de transición	Nivel más bajo de vuelo disponible para usarlo por encima de la altitud de transición (Referencia [15]).
Nivel de vuelo	Superficie de presión atmosférica constante relacionada con una determinada referencia de presión, 1013,2 hPa, separada de otras superficies análogas por determinados intervalos de presión (Referencia [15]).
Presión de remanso	Presión estática que tendría la corriente fluida si se llevase isoentrópicamente hasta el reposo.
	$P_0 = P \cdot \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$
	Para fluidos en los que $\rho = cte.$ o bien para el aire a bajos números de Mach (aunque en estos casos existirá un pequeño error):
	$P_0 = P + \frac{1}{2} \rho V^2$
Presión dinámica	Es uno de los términos que definen a la presión de remanso $\frac{1}{2} \rho V^2$. Como involucra al producto de la densidad [kg/m^3] y el cuadrado de la velocidad [m^2/s^2], tiene dimensiones de presión [kg/ms^2].
Presión estática	Componente esférica del tensor de esfuerzos en un fluido. En altimetría, también se conoce como presión atmosférica y es la presión del aire ambiente en el infinito o lejos de la aeronave. La presión estática no tiene en cuenta ningún movimiento de aire (Referencia [33]).
Sistema pitot-estático	Los sistemas pitot y estático son sistemas de tubos metálicos o de plástico que transmiten la presión de remanso y la presión estática al velocímetro, variómetro y altímetro. La presión de remanso es captada por el tubo de pitot y se transmite al velocímetro, mientras que la presión estática es captada mediante los puertos de presión estática o tomas estáticas y se transmite a los tres instrumentos

mencionados ([Referencia \[14\]](#)).

QFE Presión atmosférica en la elevación del aeródromo (o en el umbral de la pista) ([Referencia \[38\]](#)).

QNH Ajuste de la subescala del altímetro para obtener la elevación cuando se está en tierra ([Referencia \[38\]](#)).

Si la atmósfera fuera la ISA, sería el valor que la presión tenía que tener a nivel del mar para que el altímetro marcara la elevación del aeródromo donde está situado ([Referencia \[39\]](#)).

Abreviaturas

AGL	Above Ground Level
EASA	Agencia Europea de Seguridad Aérea
FAA	Federal Aviation Administration
FL	Flight Level
GPWS	Ground Proximity Warning System
IFR	Instruments Flight Rules
ISA	International Standard Atmosphere
IVA	Impuesto al Valor Añadido
LiDAR	Light Detection And Ranging
MTOW	Maximum Takeoff Weight
OACI	Organización de Aviación Civil Internacional
PVP	Precio de Venta al Público
SDP	Plano de referencia estándar
SL	Nivel del mar
VFR	Reglas de vuelo visual

Referencias

- [1] Castellar, N. V. (s.f.). *Nociones de altimetría aeronáutica. Guía complementaria para la comprensión de conceptos relativos a la altimetría aeronáutica*. IDEAM.
- [2] OACI. (1993). *Manual de la atmósfera tipo. Doc 7488/3. Tercera edición*.
- [3] OACI. (1993). *Manual de la atmósfera tipo. Doc 7488/3. Tercera edición. Sección 2.4 "Composición de la atmósfera y masa molar media"*.
- [4] OACI. (1993). *Manual de la atmósfera tipo. Doc 7488/3. Tercera edición. Tabla B. "Composición del aire seco y limpio cerca del nivel del mar"*.
- [5] OACI. (1993). *Manual de la atmósfera tipo. Doc 7488/3. Tercera edición. Capítulo 1 "Objeto y campo de aplicación"*.
- [6] OACI. (1993). *Manual de la atmósfera tipo. Doc 7488/3. Tercera edición. Sección 2.1 "Constantes y características primarias"*.
- [7] OACI. (1993). *Manual de la atmósfera tipo. Doc 7488/3. Tercera edición. Tabla A. "Constantes y características primarias adoptadas para el cálculo de la atmósfera tipo de la OACI"*.
- [8] OACI. (1993). *Manual de la atmósfera tipo. Doc 7488/3. Tercera edición. Sección 2.2. "La ecuación hidrostática y la ley de los gases perfectos"*.
- [9] OACI. (1993). *Manual de la atmósfera tipo. Doc 7488/3. Tercera edición. Sección 2.6. "Temperatura y gradiente térmico vertical"*.
- [10] OACI. (1993). *Manual de la atmósfera tipo. Doc 7488/3. Tercera edición. Tabla D. "Temperaturas y gradientes térmicos verticales"*.
- [11] OACI. (1993). *Manual de la atmósfera tipo. Doc 7488/3. Tercera edición. Sección 2.7. "Presión"*.
- [12] OACI. (2018). *Anexo 6. Operación de aeronaves. Parte I – Transporte comercial internacional – Aviones. Undécima edición. Sección 6.4 "Para todos los aviones que realicen vuelos VFR"*.
- [13] OACI. (2018). *Anexo 6. Operación de aeronaves. Parte I – Transporte comercial internacional – Aviones. Undécima edición. Sección 6.9 "Para todos los aviones que vuelen con sujeción a las reglas de vuelo por instrumentos"*.
- [14] Cessna. (1962). *100 – Series service manual. Section 16. "Instruments and instrument systems"*.
- [15] OACI. (2007). *Gestión del tránsito aéreo. Doc 4444 ATM/501. Decimoquinta edición. Capítulo 1. "Definiciones"*.
- [16] OACI. (2007). *Gestión del tránsito aéreo. Doc 4444 ATM/501. Decimoquinta edición. Sección 4.10.1 "Expresión de la posición vertical de las aeronaves"*.

- [17] FAA. (2008). *Density altitude. FAA-P-8740-2 AFS-8*.
- [18] FAA. *Chapter 4. Principles of Flight*.
- [19] Navarro, M. Á. (s.f.). *Manual de Vuelo. Obtenido de Instrumentación. Altimetro.:* https://manualvuelo.es/2inst/23_altim.html
- [20] EASA.(2012). *Certification specifications for normal, utility, aerobatic, and commuter category aeroplanes. CS-23. Subpart F – “Equipment”*.
- [21] OACI.(2007). *Gestión del tránsito aéreo. Doc 4444 ATM/501. Decimoquinta edición. Sección 5.3 “Separación vertical”*.
- [22] FAA. (2023). *CFR 14, Chapter I, Subchapter C, Part 43 – Maintenance, preventive maintenance, rebuilding, and alteration. Appendix E. “Altimeter System Test and Inspection”*.
- [23] SINBANDA. (s.f.). *Pulsómetro SINBANDA. La web de los pulsómetros. Obtenido de Altimetro barométrico. Qué es, para qué sirve y cómo funciona.:* <https://www.pulsometrosinbanda.com/altimetro-barometrico-que-es-para-que-sirve-como-funciona/#:~:text=Los%20primeros%20alt%C3%ADmetros%20barom%C3%A9tricos%20son,ellos%20alrededor%20del%20a%C3%B1o%201880.>
- [24] Hornet, F.-1. S. (24 de Septiembre de 2021). Amino. Obtenido de 24 de septiembre de 1929. El primer vuelo instrumental de la historia: https://aminoapps.com/c/aviacion_civil-militar/page/blog/24-de-septiembre-de-1929-el-primer-vuelo-instrumental-de-la-historia/N41Q_oLYiMu4ddjkn4aNDaP0XYaorEag523
- [25] AIRBUS. (2023). *AIRBUS*. Obtenido de A320 Family. Unbeatable fuel efficiency: <https://www.airbus.com/en/products-services/commercial-aircraft/passenger-aircraft/a320-family>
- [26] AIRBUS. (2023). *AIRBUS*. Obtenido de A380. Unique passenger experience.: <https://www.airbus.com/en/products-services/commercial-aircraft/passenger-aircraft/a380>
- [27] BOEING. (2023). *BOEING*. Obtenido de BOEING 737 MAX: <https://www.boeing.com/commercial/737max/>
- [28] BOEING. (2023). *BOEING*. Obtenido de BOEING 787 Dreamliner by design: <https://www.boeing.com/commercial/787/by-design/#/flight-deck>
- [29] Europea, L. C. (2013). *Reglamento (UE) N° 800/2013*
- [30] Design, F. (s.f.). *FLIGHT DESIGN*. Obtenido de LIFT AIR: <https://www.flightdesign.es/ct-super-sport/>
- [31] Cessna. (s.f.). *Cessna*. Obtenido de Cessna Skyhawk: <https://cessna.txtav.com/en/piston/cessna-skyhawk>
- [32] CUBCRAFTERS. (s.f.). *CUBCRAFTERS*. Obtenido de CARBON CUB SS: <https://cubcrafters.com/carboncub/ss>
- [33] FAA. (2028). *Aviation Maintenance Technicial Handbook – Airframe. Volume 2*.
- [34] Sky lights. Obtenido de: <https://sky-lights.org/2013/08/26/qa-how-altimeters-measure-altitude/>
- [35] Vavasseur antiques. Obtenido de: <https://vavasseur-antiques.com/archives/portfolio/aviators-altimeter-negretti-zambra>

- [36] Álvarez, D. A. (2008). *Sistema GNSS (Global Navigation Satellite System). Proyecto fin de carrera. Madrid.*
- [37] AcademiaLab. (s.f.). AcademiaLab. Obtenido de LiDAR: <https://academia-lab.com/enciclopedia/lidar/>
- [38] OACI. (2018). *Operaciones de aeronaves. Doc 8168 – Volumen I – “Procedimientos de vuelo”. Sexta edición. Capítulo 1. “Definiciones”.*
- [39] Carmona, Isidoro. (1974). *Aerodinámica y actuaciones del avión.*
- [40] Instruments, W. (s.f.). *WINTER Instruments.* Obtenido de Altimeter: <https://www.winter-instruments.de/hhenmesser>
- [41] UNITED INSTRUMENTS, I. (s.f.). *United Instruments, INC.* Obtenido de Altimeters: <https://www.unitedinst.com/Products/Altimeters/>
- [42] William D. Callister Jr. y David G. Rethwisch. (1940). *Ciencia e ingeniería de materiales.*
- [43] Reductores, C. L. (s.f.). *Cálculo de engranajes: cómo reducir vibraciones y mejorar la eficiencia en tus transmisiones.*
- [44] How does an altimeter work – Inner working:
https://www.youtube.com/watch?v=u3pbXX_krS4&t=113s
- [45] Abascal, J. D. (2020). *Apuntes de la asignatura de "Mecánica de Máquinas y Vibraciones" del Grado de Ingeniería Aeroespacial, Universidad de Sevilla. Sevilla.*
- [46] Specialty, A. S. (s.f.). *Aircraft Spruce & Specialty Co.* Obtenido de Avionics & Instruments: https://www.aircraftspruce.com/categories/avionics_instruments/av/menus/in/altimeters.html
- [47] A. Menzer and W.E. Naylor.(1945). *Patente nº 2,516,639.* Ridgefield Park, N.J., assignors to Bendix Aviation Corporation, Teterboro, N.J., a corporation of Delaware.
- [48] Mootio components: <http://www.mootio-components.com/tienda-de-engranajes-de-metal-online>
- [49] Lattice Tech: https://latticetech.com/metal_bellows_and_diaphragm/aneroid_capsule.html

Bibliografía

- (NASA), N. A. (1962). *U.S. Standard Atmosphere*. Washington, D.C.: United States Air Force. United States Weather Bureau.
- Abascal, J. D. (2020). *Apuntes de la asignatura de "Mecánica de Máquinas y Vibraciones" del Grado de Ingeniería Aeroespacial, Universidad de Sevilla*. Sevilla.
- AcademiaLab. (s.f.). *AcademiaLab*. Obtenido de LiDAR: <https://academia-lab.com/enciclopedia/lidar/>
- Aeronáutico, M. (6 de Septiembre de 2020). *Youtube*. Obtenido de Altimetría y procedimientos de ajuste altimétrico. Altimetría.: <https://www.youtube.com/watch?v=Qg2cvmjrO94>
- Aeronáutico, M. (27 de Septiembre de 2020). *Youtube*. Obtenido de Tipos de altitud. Altimetría.: <https://www.youtube.com/watch?v=cIW6Fh0Mlo8>
- Aeronáutico, M. (2 de Agosto de 2020). *Youtube*. Obtenido de Sistema Pitot-Estático. Instrumentos de vuelo.: <https://www.youtube.com/watch?v=u4QZaIP7rnk&t=825s>
- Aeronáutico, M. (23 de Agosto de 2020). *Youtube*. Obtenido de Atmósfera ISA - Condiciones estándar. Meteorología.: <https://www.youtube.com/watch?v=5tO5krdEjyc&list=LL&index=6&t=1s>
- Aeronáutico, M. (17 de Enero de 2021). *Youtube*. Obtenido de ¿Cómo funciona un radio altímetro? Instrumentos de vuelo.: <https://www.youtube.com/watch?v=aOdVpsbVgNo&t=472s>
- Aeronáutico, M. (25 de Abril de 2021). *Youtube*. Obtenido de Capas de la atmósfera terrestre. Meteorología.: <https://www.youtube.com/watch?v=ngOyLWZr8hM&t=620s>
- AIRBUS. (2014). *AIRBUS*. Obtenido de AIRBUS S.A.S. 2014 - Photo by master films: https://ccntservice.airbus.com/apps/cockpits/a380/?_ga=2.245922180.1697787185.1633938490-1881885065.1633679760
- AIRBUS. (2023). *AIRBUS*. Obtenido de A320 Family. Unbeatable fuel efficiency: <https://www.airbus.com/en/products-services/commercial-aircraft/passenger-aircraft/a320-family>
- AIRBUS. (2023). *AIRBUS*. Obtenido de A380. Unique passenger experience.: <https://www.airbus.com/en/products-services/commercial-aircraft/passenger-aircraft/a380>
- Al, A. M. (1950). *Patente n° 2.516.639*.
- Al, J. O. (1949). *Patente n° 2.458.022*.
- Álvarez, D. A. (2008). *Sistema GNSS (Global Navigation Satellite System). Proyecto fin de carrera*. Madrid.
- Angus, J. W. (1966). *Patente n° 3.257.849*.
- Aronáutico, M. (30 de Agosto de 2020). *Youtube*. Obtenido de ¿Cómo funciona un altímetro? Altimetría.: <https://www.youtube.com/watch?v=aBVI9DOc9GM&t=267s>
- Bayer, J. &. (2008). Altimeter static source errors due to aircraft structural vibration. *Journal of Aircraft*, 45(4), 415-419.
- BOEING. (2023). *BOEING*. Obtenido de BOEING 737 MAX: <https://www.boeing.com/commercial/737max/>
- BOEING. (2023). *BOEING*. Obtenido de BOEING 787 Dreamliner by design: <https://www.boeing.com/commercial/787/by-design/#/flight-deck>
- Broncesval. (s.f.). *Broncesval S.L*. Obtenido de B952 - Cobre Berilio: <https://www.broncesval.com/cobre/b952-cobre-berilio/>

- Carbonara, V. E. (1937). *Patente nº 2.099.466*.
- Castellar, N. V. (s.f.). *Nociones de altimetría aeronáutica. Guía complementaria para la comprensión de conceptos relativos a la altimetría aeronáutica*. IDEAM.
- Cessna. (s.f.). *Cessna*. Obtenido de Cessna Skyhawk: <https://cessna.txtav.com/en/piston/cessna-skyhawk>
- Components, M. (2023). *Mootio Components*. Obtenido de Engranajes de metal: <http://www.mootio-components.com/tienda-de-engranajes-de-metal-online>
- CUBCRAFTERS. (s.f.). *CUBCRAFTERS*. Obtenido de CARBON CUB SS: <https://cubcrafters.com/carboncub/ss>
- Cumulonimbo, T. d. (7 de Enero de 2015). *El vuelo de la Gran Avutarda*. Obtenido de El altímetro convencional y el ciclo de histéresis: <https://greatbustardsflight.blogspot.com/2015/01/el-altimetro-convencional-y-el-ciclo-de.html>
- Design, F. (s.f.). *FLIGHT DESIGN*. Obtenido de LIFT AIR: <https://www.flightdesign.es/ct-super-sport/>
- EASA. (2021). *Certificación de aeronaves de diseño y construcción normales. Parte 23*. .
- ED-14G, E. (2016). *Environmental conditions and test procedures*.
- Erik Oberg, F. D. (2016). *Machinery's Handbook*. Industrial Press Inc.
- Europea, L. C. (2013). *Reglamento (UE) Nº 800/2013*.
- FALGAYRAS. (s.f.). *FALGAYRAS*. Obtenido de <https://www.falgayras.com/products/capsule-anoide-et-soufflet/>
- Federau, H. (13 de Noviembre de 2020). *Youtube*. Obtenido de Taking apart an old altimeter (from a real airplane): <https://www.youtube.com/watch?v=uGUDMhJy9RI>
- Frank, H. J. (1954). *Patente nº 2.691,305*.
- Gato Gutiérrez, F. (2013). *Sistemas de aeronaves de turbina. Tomo I*. San Vicente (Alicante), España: ECU.
- Gouss, H. (2014). *AIRBUS*. Obtenido de AIRBUS S.A.S. 2014 - photo by master films: https://ccntservice.airbus.com/apps/cockpits/a320/?_ga=2.245922180.1697787185.1633938490-1881885065.1633679760
- Grefee. (2023). *Grefee*. Obtenido de Plastic Injection Molding Services: https://www.grefeemold.com/injection-mould?gad=1&gclid=Cj0KCQjwgLOiBhC7ARIsAJeetVB1VOvM3RLWwvbL-tBRInaEG3vGm4EqMCIHMWOmbpQj8jHwidjx4aAh2xEALw_wcB
- GUIDE, A. (s.f.). *AERNAUTICS GUIDE*. Obtenido de Aircraft pressure measuring instruments: <https://www.aircraftsystemstech.com/2017/06/pressure-measuring-instruments.html>
- Hornet, F.-1. S. (24 de Septiembre de 2021). *Amino*. Obtenido de 24 de septiembre de 1929. El primer vuelo instrumental de la historia: https://aminoapps.com/c/aviacion_civil-militar/page/blog/24-de-septiembre-de-1929-el-primer-vuelo-instrumental-de-la-historia/N41Q_oLYiMu4ddjkn4aNDaPOXYaorEag523
- Instruments, W. (s.f.). *WINTER Instruments*. Obtenido de Altimeter: <https://www.winter-instruments.de/hhenmesser>
- Jones, J. (1996). *Materials for engineering*. Butterworth-Heinemann.
- Leskanaris. (2023). *LESKANARIS*. Obtenido de La invención y la historia del altímetro: <https://es.leskanaris.com/5592-history-of-the-altimeter.html>
- Málaga, D. (s.f.). *Drones Málaga*. Obtenido de Qué es LiDAR y para qué se utiliza: <https://www.dronesmalaga.net/innovacion/que-es-lidar/>
- Navarro, M. Á. (s.f.). *Manual de Vuelo*. Obtenido de Instrumentación. Altímetro.: https://manualvuelo.es/2inst/23_altim.html
- Navigation, U. (15 de Febrero de 2018). *UAV Navigation*. Obtenido de Grupo Oesía: <https://www.uavnavigation.com/company/blog/altimeter-definition>

- OACI. (1993). *Manual de la atmósfera tipo. Doc 7488/3. Tercera edición.*
- OACI. (2007). *Procedimientos para los servicios de navegación aérea: gestión del tránsito aéreo. Doc 4444.*
- OACI. (2018). *Doc 8168. Procedimientos para los servicios de navegación aérea. Operaciones de aeronaves. Sexta edición.*
- OACI. (2018). *Operación de aeronaves. Parte I - Vuelo internacional - Aeroplanos. Anexo 6.*
- OACI. (2018). *Servicios de navegación aérea. Volumen I - Sistema de radioayuda a la navegación aérea. Anexo 10.*
- OACI. (2018). *Servicios de tránsito aéreo. Anexo 11 al convenio sobre aviación civil internacional.*
- OACI. (2019). *Manual de instrucción para la expedición de licencias de personal técnico aeronáutico.*
- Paccieri, R. (14 de Febrero de 2021). *Fénix Aeronáutica*. Obtenido de ¿Cómo funciona el altímetro del avión?: <https://www.fenixaeronautica.com/post/como-funcionan-los-altimetros>
- Reductores, C. L. (s.f.). *Cálculo de engranajes: cómo reducir vibraciones y mejorar la eficiencia en tus transmisiones.*
- Renom, M. (2011). *Principios básicos de las mediciones atmosféricas.*
- SINBANDA. (s.f.). *Pulsómetro SINBANDA. La web de los pulsómetros*. Obtenido de Altímetro barométrico. Qué es, para qué sirve y cómo funciona.: <https://www.pulsometrosinbanda.com/altimetro-barometrico-que-es-para-que-sirve-como-funciona/#:~:text=Los%20primeros%20alt%C3%ADmetros%20barom%C3%A9tricos%20son,ellos%20alrededor%20del%20a%C3%B1o%201880.>
- Specialty, A. S. (s.f.). *Aircraft Spruce & Specialty Co.* Obtenido de Avionics & Instruments: https://www.aircraftspruce.com/categories/avionics_instruments/av/menus/in/altimeters.html
- SpecialVFR, E. (1 de Agosto de 2017). *Youtube*. Obtenido de Pitot-Static Instruments: https://www.youtube.com/watch?v=kdFGbUouE_4
- Training, F. F. (14 de Octubre de 2016). *Youtube*. Obtenido de Ep. 59: How a turn coordinator works - Inner workings: https://www.youtube.com/watch?v=a4iLtZPp_-8
- UNITED INSTRUMENTS, I. (s.f.). *United Instruments, INC.* Obtenido de Altimeters: <https://www.unitedinst.com/Products/Altimeters/>
- Uruguay, I. (2017). *Altimetría*. Departamento de Entrenamiento.
- Webster, J. (1999). *Wiley Encyclopedia of Electrical and Electronics Engineering*. John Wiley & Sons, Inc.
- World, B. (2023). *Barometer World*. Obtenido de Barometers and other items for sale: http://www.barometerspareparts.co.uk/index.php?id_category=59&controller=category&id_lang=1

1 ALTIMETRÍA AERONÁUTICA

La altimetría es la rama de la topografía encargada de medir distancias verticales. En el campo de la aeronáutica, permite estudiar la relación existente entre la presión y la altitud con el objetivo de determinar esta última en función de la primera. Su estudio se vuelve vital en el ámbito de la navegación aérea, donde se precisa el conocimiento constante no solo de la altitud del avión, sino también de los diferentes accidentes del terreno ([Referencia \[1\]](#)).

En la medición de la presión, la atmósfera juega un papel fundamental, puesto que la aeronave se encontrará sumergida en ella a lo largo de sus fases de vuelo.

1.1 La atmósfera

Según el documento 7488 de la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI) ([Referencia \[3\]](#)), la atmósfera de la Tierra es una mezcla de gases, vapor de agua y cierta cantidad de aerosoles. En ciertas condiciones, pueden variar las cantidades de vapor de agua, anhídrido carbónico y ozono, así como otros ingredientes cuyo porcentaje en la atmósfera es poco significativo. Las variaciones más grandes corresponden al contenido de vapor de agua; la concentración de este último en la superficie de la tierra puede alcanzar el 4 % en condiciones de temperaturas elevadas y disminuye abruptamente cuando aumenta la altitud y disminuye la temperatura. La composición del aire seco y limpio hasta altitudes de 90 a 95 km se mantiene prácticamente constante y corresponde a la que aparece en la Tabla B del mismo documento ([Referencia \[2\]](#)).

1.1.1 Modelo de atmósfera estándar [ISA](#)

En los años 50, la [OACI](#) creó la “International Standard Atmosphere” (ISA) o atmósfera tipo, un modelo de condiciones atmosféricas adoptado como marco de referencia universal que se expone en el documento 7488 ([Referencia \[2\]](#)) y en el cual se especifican todos los parámetros que se usaron para su determinación.

Dicha norma internacional se elaboró para ser utilizada en los cálculos y el diseño de aeronaves, para presentar, en condiciones idénticas, los resultados de los ensayos de las aeronaves y de sus elementos y para permitir la unificación en el campo del desarrollo y la calibración de instrumentos ([Referencia \[5\]](#)), por lo que será el modelo de atmósfera que se empleará en el presente proyecto.

Las tablas de la atmósfera tipo de la [OACI](#) se han calculado basándose en la hipótesis de que el aire es un gas perfecto desprovisto de humedad y polvo y basándose en valores iniciales convencionales para la temperatura, la presión y la densidad del aire al nivel medio del mar ([Referencia \[6\]](#)).

Algunas de las constantes y características primarias adoptadas para el cálculo de la atmósfera tipo de la [OACI](#) son las mostradas en la siguiente tabla:

Símbolo	Valor	Unidad de medida
$*g_0$	9,80665	m/s^2
M_0	28,964420	kg/mol
P_0	$101,325 \times 10^3$	Pa
	1013,250	hPa
R^*	8314,32	$J/(K \cdot mol)$ ó $kg \cdot m^2/(s^2 \cdot K \cdot kmol)$
R (véase la Nota)	287,05287	$J/(K \cdot kg)$ ó $m^2/(K \cdot s^2)$
T_i	273,15	K

T_0	288,15	K
k	1,4	adimensional
ρ_0	1,225	kg/m^3

Nota 1. – No constituye una constante primaria en sí; se deriva de constantes primarias

Nota 2. – Las presentes constantes y características primarias y las restantes utilizadas por la [OACI](#) se pueden encontrar en la Tabla A del documento 7488 ([Referencia \[7\]](#))

Tabla 1 – Algunas de las constantes y características primarias adoptadas para el cálculo de la atmósfera tipo de la [OACI](#).

- **La ecuación hidrostática y la ley de los gases perfectos**

Como se expone en la sección 2.2 del documento 7488 de la [OACI](#) ([Referencia \[8\]](#)), las condiciones del equilibrio estático del aire quedan determinadas por la ecuación hidrostática en la que se relacionan entre sí la presión del aire p , la densidad ρ , la aceleración debida a la gravedad g y la altitud h , como se indica a continuación:

$$-dp = \rho g dh \quad (1)$$

La ley de los gases perfectos relaciona entre sí la presión del aire a la densidad y a la temperatura como se indica a continuación:

$$p = \frac{\rho R^* T}{M_0} \quad (2)$$

En las altitudes consideradas en la norma internacional ([Referencia \[2\]](#)):

$$\frac{R^*}{M_0} = \text{constante} = R$$

Luego,

$$p = \rho RT \quad (3)$$

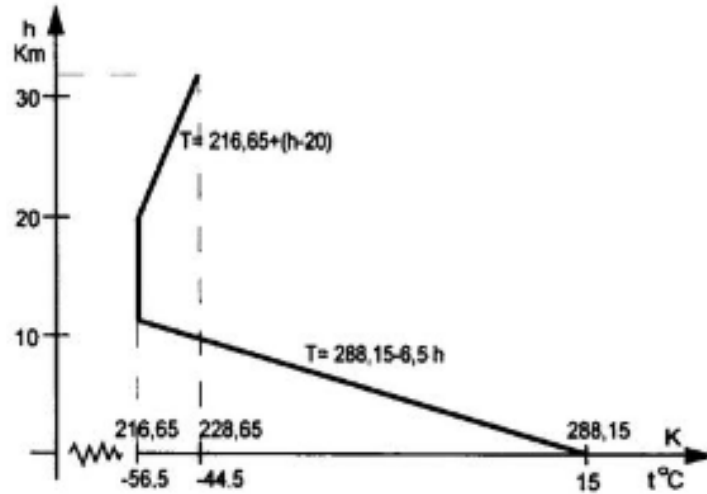
- **Temperatura y gradiente térmico vertical**

Como se expone en la sección 2.6 del documento 7488 de la [OACI](#) ([Referencia \[9\]](#)), se divide la temperatura en varias capas según las variaciones de la temperatura en función de la altitud. Las zonas de transición entre dichas capas se denominan tropopausa, estratopausa y mesopausa respectivamente. Para calcular una atmósfera tipo, la temperatura de cada capa se toma como una función lineal de la [altitud geopotencial](#), de modo que

$$T = T_b + \beta(H - H_b) \quad (4)$$

Donde T_b y H_b son, respectivamente, la temperatura y la altitud geopotencial del límite inferior de la capa en cuestión y β , el gradiente térmico vertical, dT/dH .

Los valores correspondientes a la temperatura y a sus gradientes verticales, adoptados para la atmósfera tipo de la [OACI](#), aparecen en la Tabla D del documento 7488 ([Referencia \[10\]](#)).



Gráfica 1 – Variación de la temperatura con la altitud suponiendo que la atmósfera es la [ISA](#). Gráfica obtenida de la [Referencia \[39\]](#)

- **Presión**

Siguiendo la sección 2.7 del documento 7488 de la [OACI \(Referencia \[11\]\)](#), adoptando la hipótesis de una variación lineal de la temperatura en función de la altitud geopotencial, la solución simultánea de la ecuación hidrostática ([ecuación \(1\)](#)) y de la ley de los gases perfectos ([ecuación \(2\)](#)) produce la siguiente expresión para la presión:

$$\ln(p) = \ln(p_b) - \frac{g_0}{\beta R} \ln\left(\frac{T_b + \beta(H - H_b)}{T_b}\right)$$

ó

$$p = p_b \left[1 + \frac{\beta}{T_b}(H - H_b)\right]^{-g_0/\beta R} \quad \text{para } \beta \neq 0 \quad (5)$$

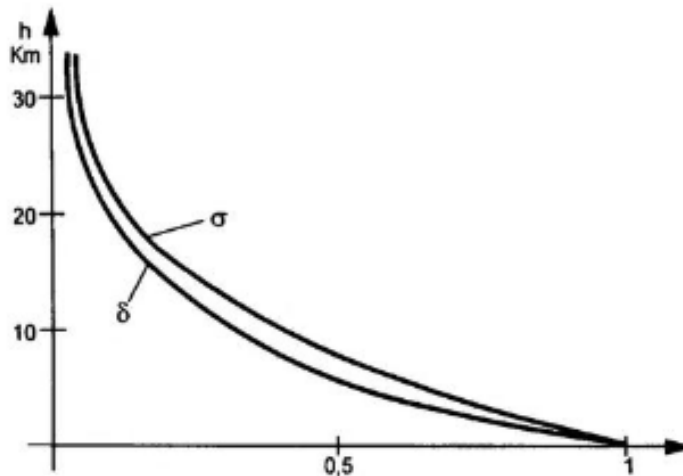
y

$$\ln(p) = \ln(p_b) - \frac{g_0}{RT} \ln(H - H_b)$$

ó

$$p = p_b \exp\left[-\frac{g_0}{RT}(H - H_b)\right] \quad \text{para } \beta = 0 \quad (6)$$

Aquí el subíndice *b* relaciona los valores de las características pertinentes con el límite inferior de la capa en cuestión.



Gráfica 2 – Variación de la presión relativa δ y de la densidad relativa σ , suponiendo que la atmósfera es la [ISA](#). Gráfica obtenida de la [Referencia \[39\]](#)

Los valores de la temperatura, presión, densidad y aceleración debida a la gravedad en función de la altitud geométrica (en un rango de 0 – 20000 ft) se encuentran en el [Anexo I: Valores en términos de altitud geométrica en un rango desde los 0 ft hasta los 20000 ft obtenidos de la Tabla 4 del documento 7488 de la OACI](#) de la presente memoria. Los valores en función tanto de la altitud geométrica como geopotencial para el rango de altitudes completo se encuentran en la Tabla 4 del documento 7488 de la [OACI](#) ([Referencia \[2\]](#))

1.2 El altímetro barométrico como instrumento de vuelo

Como se expone en la subparte F de la CS-23 de la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) ([Referencia \[20\]](#)), el altímetro barométrico, objeto del presente proyecto, es uno de los instrumentos de vuelo básicos con los que debe estar equipada una aeronave. Este instrumento, tal como se define en dicha norma, es un manómetro que mide la diferencia entre la presión barométrica a nivel del mar ajustada en el instrumento y la [presión estática](#), e indica en unidades de pies (ft).

1.2.1 Principio de funcionamiento del altímetro barométrico

Según se indica en el manual “Aviation Maintenance Technician Handbook – Volume 2” de la Administración de Aviación Federal (FAA) de los Estados Unidos ([Referencia \[33\]](#)), los altímetros que indican la altitud del avión midiendo la presión atmosférica se denominan altímetros barométricos. Un altímetro barométrico está diseñado para medir la presión del aire ambiente en cualquier localización y altitud. En las aeronaves, de forma convencional, se conecta con las toma(s) estática(s) mediante tubos en el [sistema pitot-estático](#) (actualmente no hay tubos, hay un captador de presión que genera una señal eléctrica). La relación entre la presión medida y la altitud se indica mediante una escala lineal en la cara o dial del instrumento y está calibrada en pies.

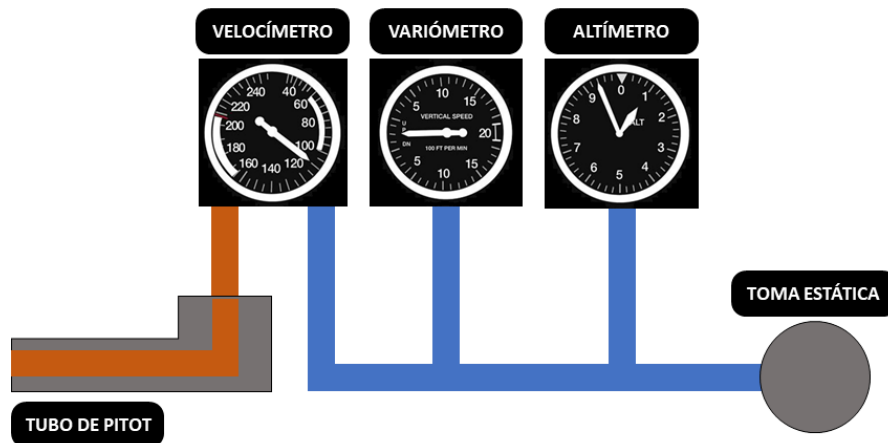


Figura 1 – Sistema pitot-estático

El principio de funcionamiento de un altímetro barométrico reside en el aneroide o fuelle aneroide (*Nota. – Se puede encontrar una descripción más detallada de los aneroides en el apartado “Altímetros barométricos aneroides” del punto Clasificación de los altímetros barométricos atendiendo al elemento utilizado para medir la presión*). Conectados a estos diafragmas sellados, se encuentran los mecanismos y engranajes que mueven las agujas. La presión estática del aire entra en la carcasa hermética del instrumento y rodea el aneroide. A nivel del mar, el altímetro indica cero cuando el aire ejerce esta presión sobre el aneroide. Conforme la aeronave (y, por consiguiente, el altímetro) asciende y la presión se reduce, el aneroide se expande y se muestra la altitud en el instrumento mediante el giro de las agujas. Según la aeronave desciende, la presión del aire que rodea el aneroide aumenta y las agujas se mueven en la dirección opuesta

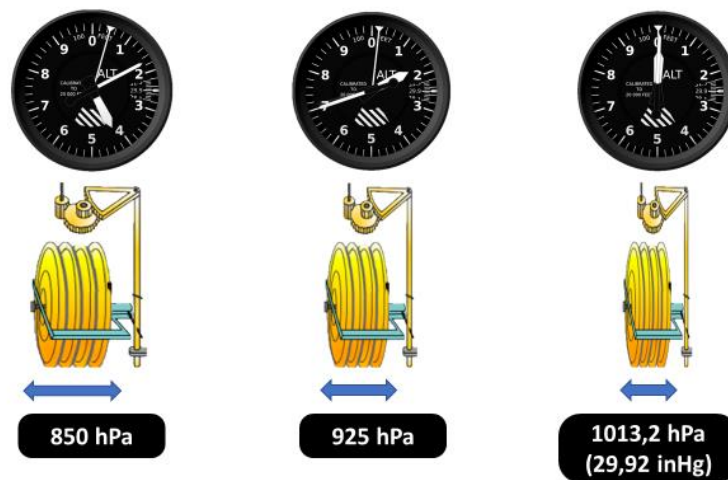


Figura 2 – Ilustración del movimiento del aneroide e indicación de las agujas en función de las variaciones de presión ([Referencia \[19\]](#)).

Nota 1. – El mecanismo de engranajes mostrado en esta figura no se corresponde con el mecanismo real de un altímetro aneroide, es una simplificación con objetivo meramente ilustrativo

Nota 2. – En la figura se puede apreciar que el frontal visible del altímetro consta de una esfera con un dial numerado, agujas indicadoras y una ventanilla de calibración entre los números 2 y 3 (ventanilla de Kollsman).

ATENCIÓN

Cabe destacar que, tal como se muestra en las ecuaciones [5](#) y [6](#), la relación entre la presión y la altitud no es lineal. Una de las claves de este proyecto será el análisis, cálculo y diseño de un mecanismo linealizador que permita transformar esta variación no lineal en un movimiento de los mecanismos que

sí lo sea.

1.2.2 Calibración del altímetro barométrico anerode mecánico

Según se ha visto, el altímetro presenta en unidades de altitud los cambios de presión de la atmósfera real respecto a la presión con que están calibradas las cápsulas aneroides. Bajo esta premisa, este instrumento solo mostraría la altitud correcta si los valores atmosféricos coincidieran con los de la atmósfera tipo. Como es lógico pensar, es bastante improbable que las condiciones reales coincidan con las estándar, además de que estas condiciones cambian continuamente y son distintas de un lugar a otro, por lo que el altímetro sería poco fiable y el vuelo sería peligroso si no fuera por la posibilidad de ajustarlo y compensarlo para situaciones no estándar.

Este ajuste se hace mediante la perilla de ajuste o reglaje altimétrico, que permite seleccionar una presión de referencia que se irá mostrando en la ventanilla de Kollsman a medida que se gira la perilla ([Referencia \[19\]](#)).

Cabe destacar que cuando se gira la perilla de ajuste, aunque aparentemente se mueven las agujas, lo que realmente se hace es desplazar la escala, la cápsula permanece invariable.

ATENCIÓN

El diseño de un mecanismo de engranajes que permita el reglaje altimétrico o ajuste de Kollsman es otra de las claves de este proyecto. Se tiene una descripción detallada en el apartado [Análisis de funcionamiento](#).

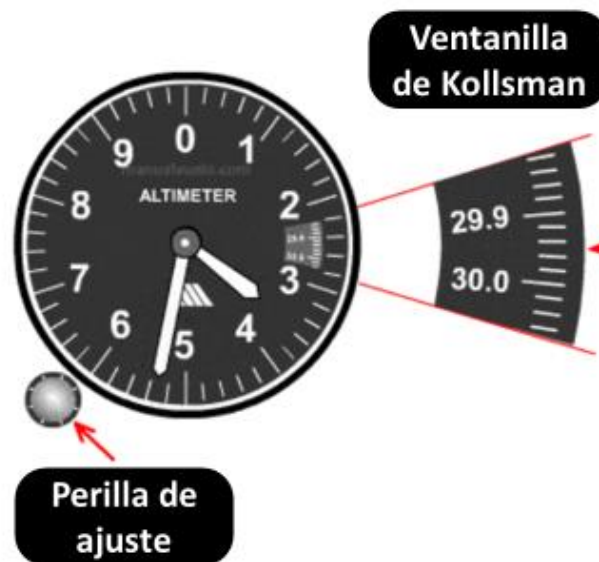


Figura 3 – Ajuste del altímetro a la presión referencial

1.3 Reglajes altimétricos

Como se expone en el libro “Aerodinámica y actuaciones del avión” de Isidoro Carmona ([Referencia \[39\]](#)), el término reglaje significa la actuación manual del piloto, por la cual, a través de un mando, fija una presión determinada de reglaje, que aparece en una subescala en una ventanilla del altímetro. Esa presión sirve para el altímetro como una presión de referencia, de modo que lo que mide el altímetro es la diferencia entre esa presión de referencia y la presión real, marcando el resultado de esa medida no en presión, sino en pies. Los pies que marca corresponden a los que significaría esa diferencia de presiones en la [ISA](#). *Con el reglaje lo que se hace es modificar el valor de la presión para la cual el altímetro indicaría cero. El valor de altitud cero es el que corresponde a esa presión de referencia que aparece en la ventanilla.* Por ejemplo, si se hace el reglaje con una presión de 1000 mb, este será el valor que aparecerá en la ventanilla, y cuando la presión real sea de 1000 mb el altímetro marcará cero.

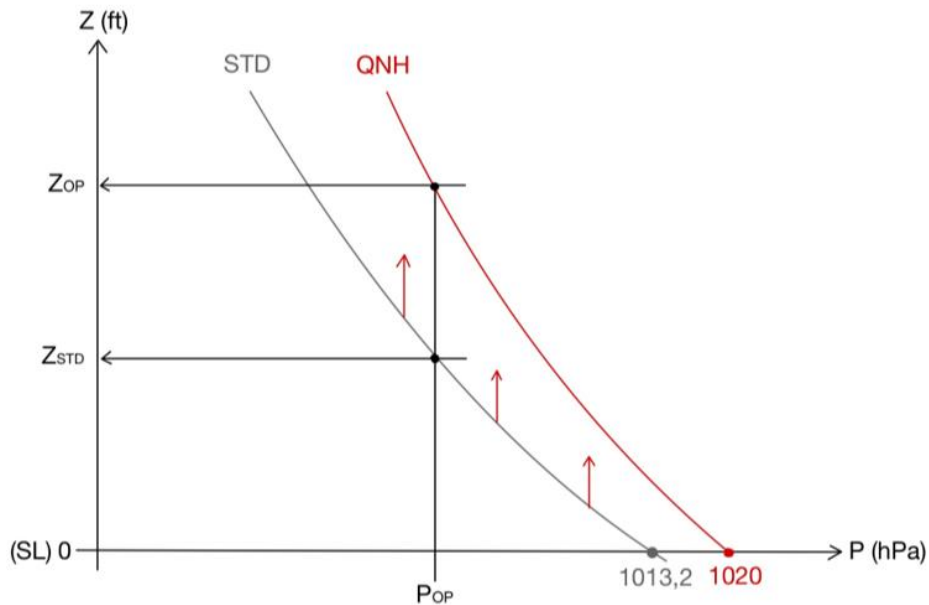
Nota. – en este párrafo extraído de la ([Referencia \[39\]](#)), el autor emplea los milibares (mb) como unidad de medida de la presión. Nótese que los milibares y los hectopascales (hPa) son equivalentes, es decir, 1 mb =

1 hPa.

En aviación, existen tres tipos de reglajes altimétricos (*QNH*, *QFE* y reglaje estándar (*QNE*)) que se relacionan con el ajuste del altímetro para tener en cuenta las variaciones en la presión atmosférica.

Como define Isidoro Carmona en el libro “Aerodinámica y actuaciones del avión” ([Referencia \[39\]](#)):

- **Reglaje QNH:** es la presión que debería haber a nivel del mar para que el altímetro marque la elevación del aeropuerto o la altura de reglaje correctamente. Suponiendo que se está situado en un aeródromo con una elevación determinada, en el reglaje QNH la presión de referencia que se fija en la subescala debe ser tal que la altitud que marca el altímetro coincide con la elevación del aeródromo.

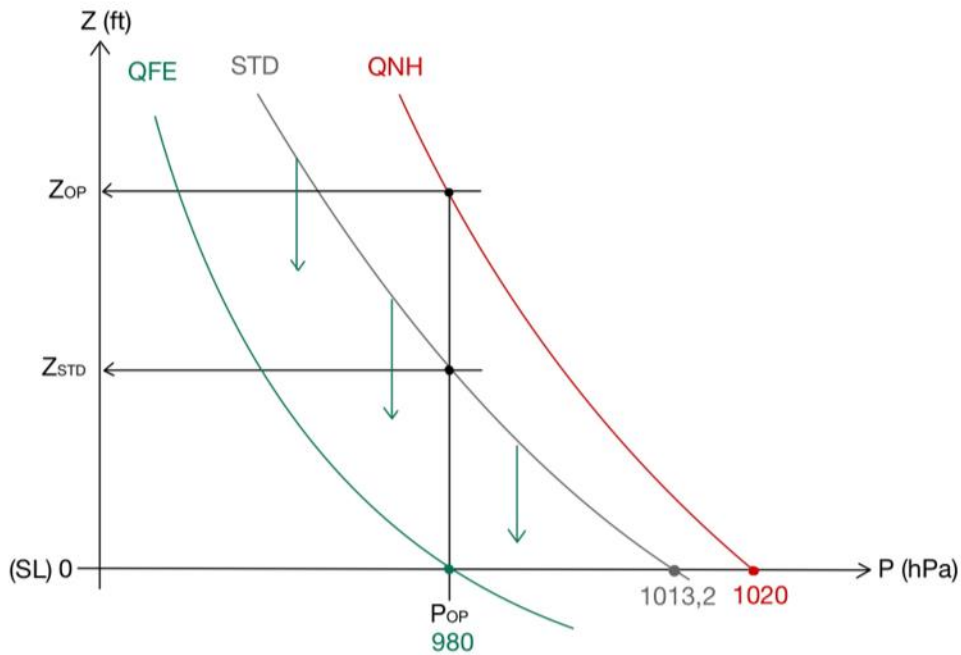


Gráfica 3 – Reglaje QNH (La representación de la relación altitud – presión no está a escala)

Nota 1. – En el reglaje altimétrico, mediante el giro de la perilla de ajuste, lo que se hace realmente es desplazar verticalmente la curva (véase las flechas representadas en la gráfica), es decir, mover la escala de altitud, manteniendo el eje horizontal (correspondiente a la presión ambiente)

Nota 2. – Z_{OP} y P_{OP} se refieren a la altitud de operación y presión de operación respectivamente.

- **Reglaje QFE:** el valor de la presión de referencia es el de la presión real en el punto considerado. Cuando existe esa presión real el altímetro marca cero.



Gráfica 4 – Reglaje QFE (La representación de la relación altitud – presión no está a escala)

- **Reglaje estándar:** el valor de la presión de referencia es el de la presión real en el punto considerado. Cuando existe esa presión real el altímetro marca cero.

Tal y como se define en el capítulo 1 del documento 4444 de la [OACI \(Referencia \[15\]\)](#), cuando un baroaltímetro calibrado de acuerdo con la atmósfera tipo:

- Se ajuste al QNH, indicará la *altitud*;
- Se ajuste al QFE, indicará la *altura* sobre la referencia QFE;
- Se ajuste a la presión de 1013,2 hPa (QNE), podrá usarse para indicar *niveles de vuelo*.

Nota. – Los términos “altura” y “altitud” indican alturas y altitudes altimétricas más bien que alturas y altitudes geométricas.



Figura 4 – Reglajes altimétricos

1.3.1 Procedimientos de reglaje de altímetro

1.3.1.1 Expresión de la posición vertical de las aeronaves

1.3.1.1.a) Según lo expuesto en la sección 4.10.1 del documento 4444 de la [OACI \(Referencia \[16\]\)](#), para vuelos en las proximidades de los aeródromos y dentro de las áreas de control de terminal, la posición de las aeronaves en el plano vertical se expresará, a excepción de lo que se dispone en 1.3.1.1.b), en altitudes, cuando estén a la [altitud de transición](#) o por debajo de ella, y en niveles de vuelo cuando estén al [nivel de transición](#) o por encima de este. Al atravesar la [capa de transición](#), la posición de la aeronave en el plano vertical se expresará en niveles de vuelo durante el ascenso y en altitudes durante el descenso.

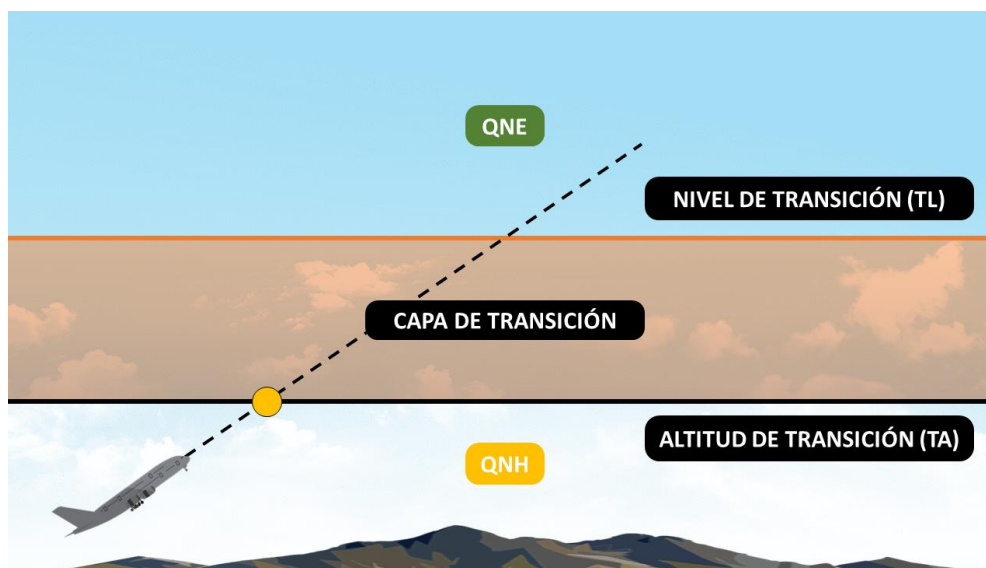


Figura 5 – Pautas para el cambio de reglaje altimétrico durante la fase de ascenso

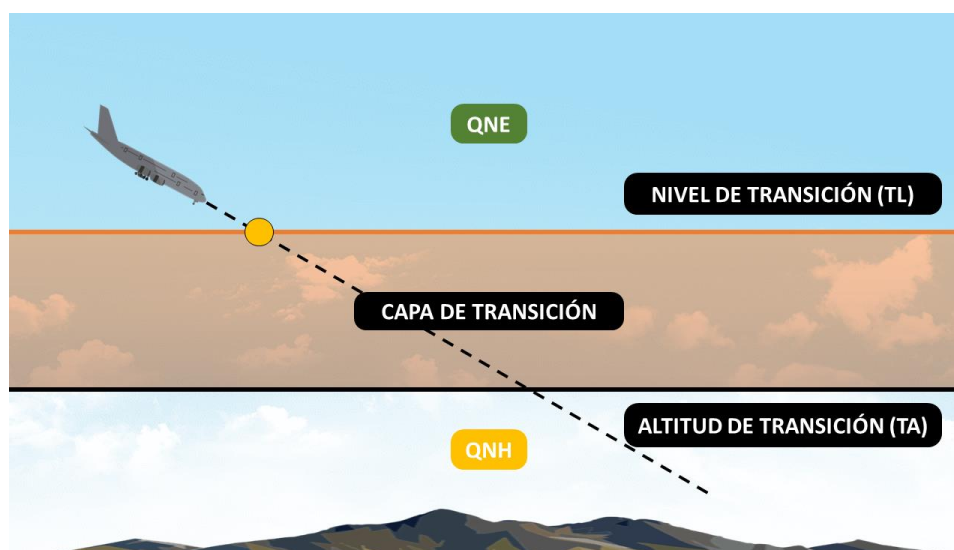


Figura 6 – Pautas para el cambio de reglaje altimétrico durante la fase de descenso

1.3.1.1.b) Cuando una aeronave, a la que se le ha dado autorización de aterrizar, esté concluyendo su aproximación empleando presión atmosférica a la [elevación](#) del aeródromo (QFE), su posición en el plano vertical se expresará en función de altura sobre la elevación del aeródromo durante la parte del vuelo en que puede usar QFE, si bien se expresará en función de altura sobre la elevación del umbral de pista en los casos siguientes:

- Para pistas de vuelo por instrumentos cuando el umbral está a 2 m (7 ft) o más por debajo de la elevación del aeródromo; y
- Para pistas de aproximación de precisión.

1.4 Tipos de altitud

Como se expone en el documento FAA-P-8740-2 de la [FAA \(Referencia \[17\]\)](#), existen diferentes conceptos de altitud en aviación dependiendo de las características y aplicaciones prácticas que tengan:

- **Altitud indicada:** es la altitud indicada en el altímetro.
- **Altitud calibrada:** es la altitud que se obtiene al corregir los errores de posición y/o instalación en la altitud indicada.
- **Altitud real:** es la altura sobre el nivel medio del mar.
- **Altitud absoluta:** es la altura sobre el nivel del terreno.
- **Altitud de presión:** tal y como se define en el documento “Principles of flight” de la [FAA \(Referencia \[18\]\)](#), es la altura por encima de un plano de referencia estándar (SDP), que es un nivel teórico donde la presión de la atmósfera es 1013,2 hPa (29,92 inHg) medida por un barómetro. Un altímetro es esencialmente un barómetro sensible calibrado para indicar la altitud en la atmósfera estándar. Si el altímetro está ajustado para 1013,2 hPa [SDP](#), la altitud indicada es la altitud de presión. Como la presión atmosférica cambia, el [SDP](#) puede estar por debajo, en o por encima del nivel del mar. La altitud de presión es importante como base para determinar el rendimiento del avión, así como para asignar niveles de vuelo a los aviones que operan a 18000 ft o más.

La altitud de presión puede determinarse por uno de los siguientes métodos:

- Ajustando la escala barométrica del altímetro a 1013,2 hPa y leyendo la altitud indicada;
 - Aplicando un factor de corrección a la altitud indicada según el ajuste del altímetro.
- **Altitud de densidad:** se define formalmente como “altitud de presión corregida para variaciones de temperatura no estándar”.

Como se explica en el documento “Principles of flight” de la [FAA \(Referencia \[18\]\)](#), la [SDP](#) es una altitud de presión teórica, pero los aviones operan en una atmósfera no estándar y el término altitud de densidad se utiliza para correlacionar el rendimiento aerodinámico en la atmósfera no estándar. La altitud de densidad es la distancia vertical sobre el nivel del mar en la atmósfera estándar a la que se encuentra una densidad determinada. La densidad del aire tiene efectos significativos en el rendimiento de la aeronave porque a medida que el aire se vuelve menos denso, se reduce:

- La potencia porque el motor aspira menos aire
- El empuje, porque una hélice es menos eficaz en aire poco denso.
- La sustentación, ya que el aire poco denso ejerce menos fuerza sobre los perfiles aerodinámicos.

Una disminución de la densidad del aire significa una altitud de alta densidad; un aumento de la densidad del aire significa una altitud de menor densidad. La altitud de densidad se utiliza para calcular el rendimiento de las aeronaves porque, en condiciones atmosféricas estándar, el aire en cada nivel de la atmósfera no sólo tiene una densidad específica, sino que su altitud de presión y su altitud de densidad identifican el mismo nivel.

El cálculo de la altitud de densidad implica la consideración de la presión (altitud de presión) y la temperatura. Dado que los datos de rendimiento de la aeronave a cualquier nivel se basan en la densidad del aire en condiciones diurnas estándar, dichos datos de rendimiento se aplican a niveles de densidad del aire que pueden no ser idénticos a las indicaciones del altímetro. En condiciones superiores o inferiores a las estándar, estos niveles no pueden determinarse directamente a partir del altímetro.

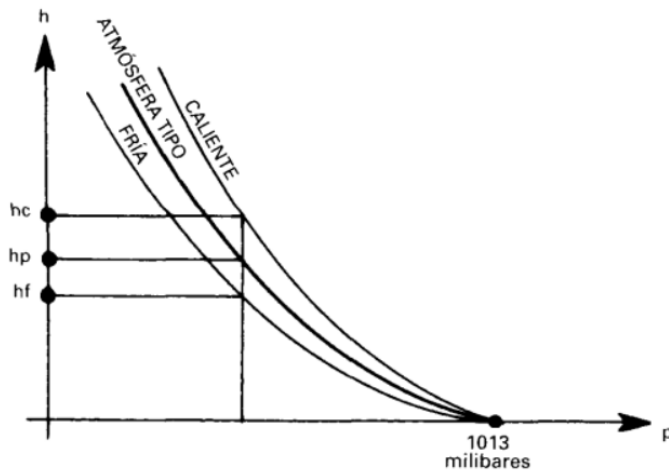
La altitud de densidad se determina encontrando primero la altitud de presión y corrigiendo después esta altitud para variaciones de temperatura no estándar. Dado que la densidad varía directamente con la presión e inversamente con la temperatura, una altitud de presión dada puede existir para una amplia gama de temperaturas permitiendo que la densidad varíe. Sin embargo, para cualquier temperatura y altitud de presión se da una densidad conocida. La densidad del aire tiene un efecto pronunciado en el rendimiento del avión y del motor. Independientemente de la altitud real de la aeronave, ésta funcionará como si estuviera operando a una altitud igual a la altitud de densidad

existente.

Por último, según se expone en el libro “Aerodinámica y actuaciones del avión” de Isidoro Carmona ([Referencia \[39\]](#)), si la temperatura es menor que la temperatura tipo (atmósfera fría), entonces por la ecuación [3](#) se tiene que la densidad del aire será superior a la que tendría la atmósfera tipo con esa presión, y por la ecuación fundamental de la fluidoestática,

$$\frac{dh}{dp} = -\frac{1}{\rho g}$$

la variación de la altitud con la presión será menor que la de la atmósfera tipo al tener ρ un valor mayor.



Gráfica 5 – Representación de la atmósfera fría y caliente respecto de la atmósfera tipo. Gráfica obtenida de la [Referencia \[39\]](#)

La curva que representa la atmósfera fría va por debajo de la atmósfera tipo, y el altímetro marca una altitud h_p superior a la real h_f , lo cual puede ser peligroso si no se tiene en consideración.

Razonando de forma análoga, veríamos que con temperatura superior a la tipo, la curva de la atmósfera caliente iría por encima y la indicación de altitud h_p sería inferior a la real h_c .

2 NORMATIVA APLICABLE

Este capítulo aborda la normativa aeronáutica aplicable, tanto de diseño como operacional, que permitirá determinar los posibles requisitos y limitaciones sujetos a esta normativa

2.1 Obligatoriedad de llevar a bordo un altímetro barométrico mecánico

- Como se expone en el **capítulo 6.4 del Anexo 6 de la OACI (Referencia [12])**, todos los aviones que realicen vuelos mediante reglas de vuelo visual (VFR) llevarán el siguiente equipo:

- Una brújula magnética;
- Un reloj de precisión que indique la hora en horas, minutos y segundos;
- Un baroaltímetro de precisión;
- Un indicador de velocidad aerodinámica; y
- Los demás instrumentos o equipo que prescriba la autoridad competente.

Tanto los vuelos VFR que se realicen como vuelos controlados como todos los aviones que vuelen con sujeción a las reglas de vuelo por instrumentos (IFR) deberán, cuando no puedan mantenerse en la actitud deseada sin referirse a uno o más instrumentos de vuelo, estar equipados según lo expuesto en el **capítulo 6.9 del Anexo 6 de la OACI (Referencia [13])**:

- Una brújula magnética;
- Un reloj de precisión que indique la hora en horas, minutos y segundos;
- Dos baroaltímetros de precisión con contador de tambor y agujas o presentación equivalente;

Nota. – Ni los altímetros de tres agujas ni los de tambor y agujas satisfacen la condición que figura en esta sección de la norma.

- Un sistema indicador de la velocidad aerodinámica con dispositivos que impidan su mal funcionamiento debido a condensación o a formación de hielo;
- Un indicador de viraje y de desplazamiento lateral;
- Un indicador de actitud de vuelo (horizonte artificial);
- Un indicador de rumbo (giróscopo direccional)

Nota. – Los tres requisitos anteriores pueden satisfacerse mediante combinaciones de instrumentos o por sistemas integrados directores de vuelo, con tal que se conserven las garantías contra la falla total inherentes a los tres instrumentos por separado.

- Medios para comprobar si es adecuada la energía que acciona los instrumentos giroscópicos;
- Un dispositivo que indique, en la cabina de la tripulación, la temperatura exterior;
- Un variómetro; y
- Los demás instrumentos o equipo que prescriba la autoridad competente.

- En adición, en la **subparte F de la CS-23 de la EASA (Referencia [20])**, en la **sección 23.1303 “Flight and navigation instruments”** se especifican los instrumentos de vuelo y navegación mínimos requeridos:

- Un indicador de velocidad aerodinámica.
- Un altímetro.
- Una brújula magnética no estabilizada.
- Para los aviones propulsados por motores alternativos de más de 2722 kg (6000 lb) de peso máximo y los aviones propulsados por motores de turbina, un indicador de temperatura del aire

- libre o un indicador de temperatura del aire que proporcione indicadores convertibles en aire libre.
- Un dispositivo de advertencia de velocidad para:
 - Aviones con motor de turbina; y
 - Otros aviones para los que V_{MO}/M_{MO} y V_D/M_D está establecido bajo la norma CS 23.335 (b) (4) y 23.1505 (c) si V_{MO}/M_{MO} está por encima de $0.8 V_D/M_D$.
 - Cuando se instale un indicador de actitud, el diseño del instrumento no debe proporcionar ningún medio, accesible a la tripulación de vuelo, de ajustar las posiciones relativas del símbolo de referencia de actitud y la línea del horizonte más allá de lo necesario para la conexión de paralaje.
 - Además, para aviones de transporte regional:
 - Si las limitaciones de velocidad aerodinámica varían con la altitud, el indicador de velocidad aerodinámica debe tener un indicador de velocidad aerodinámica máxima permitida que muestre la variación de V_{MO} con la altitud.
 - El altímetro debe ser de precisión.
 - Con una configuración de 10 o más asientos para pasajeros, excluyendo los asientos del piloto y que estén aprobados para operaciones [IFR](#), un tercer instrumento de actitud.
 - Por último, también en la **subparte F de la CS-23 de la EASA (Referencia [20])**, esta vez en la **sección 23.1311 “Electronic display instrument systems”**, se expone lo siguiente:
 - Los indicadores de visualización electrónica, incluidos aquellos con características que hagan impracticable el aislamiento y la independencia entre los sistemas de instrumentos del grupo motopropulsor, deben:
 - Tener una brújula magnética independiente y un altímetro mecánico secundario independiente, un indicador de velocidad aerodinámica, una brújula magnética y un instrumento de actitud, o indicadores electrónicos individuales para el altímetro, la velocidad aerodinámica y la actitud que sean independientes del sistema primario de energía eléctrica del avión.

Estos instrumentos secundarios pueden instalarse en posiciones del panel desplazados de las posiciones primarias especificadas en CS 23.1321 (d), pero deben situarse donde cumplan los requisitos de visibilidad del piloto de 23.1321 (a).

2.2 Requisitos y pruebas que debe cumplir un altímetro barométrico

Los altímetros barométricos mecánicos utilizados en aviación deben cumplir ciertos requisitos para ser considerados aptos y precisos. Estos requisitos se encuentran establecidos en las normativas y regulaciones de aviación de cada país.

- En el **apéndice E de la Parte 43 de la norma 14 CFR de la FAA (Referencia [22])**, se exponen las siguientes pruebas e inspecciones que debe satisfacer el altímetro:
 - **Error de escala:** con la escala de presión barométrica en 29,92 pulgadas de mercurio, el altímetro se someterá sucesivamente a las presiones correspondientes a la altitud especificada en la Tabla I hasta la máxima altitud normalmente esperada de operación del avión en el que se instalará el altímetro. La reducción de la presión se hará a una velocidad que no supere los 20000 pies por minuto hasta aproximadamente 2000 pies del punto de prueba. El punto de prueba se aproximará a una velocidad compatible con el equipo de prueba. El altímetro se mantendrá a la presión correspondiente a cada punto de prueba durante al menos 1 minuto, pero no más de 10 minutos, antes de tomar una lectura. El error en todos los puntos de prueba no debe exceder las tolerancias especificadas en la Tabla I.

Tabla I

Altitud	Presión equivalente (pulgadas de mercurio)	Tolerancia \pm (pies)
-1,000	31.018	20
0	29.921	20
500	29.385	20
1,000	28.856	20
1,500	28.335	25
2,000	27.821	30
3,000	26.817	30
4,000	25.842	35
6,000	23.978	40
8,000	22.225	60
10,000	20.577	80
12,000	19.029	90
14,000	17.577	100
16,000	16.216	110
18,000	14.942	120
20,000	13.750	130
22,000	12.636	140
25,000	11.104	155
30,000	8.885	180
35,000	7.041	205
40,000	5.538	230
45,000	4.355	255
50,000	3.425	280

Tabla 2 – *Tabla I* correspondiente al error de escala aceptable según el apéndice E de la Parte 43 de la norma 14 CFR de la [FAA](#) ([Referencia \[22\]](#))

- **Histéresis:** la prueba de histéresis comenzará no más de 15 minutos después de la exposición inicial del altímetro a la presión correspondiente al límite superior de la prueba de error de escala prescrita en el subpárrafo anterior; y mientras el altímetro se encuentre a esta presión, comenzará la prueba de histéresis. La presión se aumentará a un ritmo que simule un descenso de altitud a razón de 5000 a 20000 pies por minuto hasta que se encuentre a 3000 pies del primer punto de prueba (50 por ciento de la altitud máxima). A continuación, se aproximará al punto de prueba a una velocidad de aproximadamente 3000 pies por minuto. El altímetro se mantendrá a esta presión durante al menos 5 minutos, pero no más de 15 minutos, antes de tomar la lectura de prueba. Una vez tomada la lectura, se seguirá aumentando la presión, de la misma manera que antes, hasta alcanzar la presión correspondiente al segundo punto de prueba (40% de la altitud máxima). El altímetro se mantendrá a esta presión durante al menos 1 minuto, pero no más de 10 minutos, antes de tomar la lectura de prueba. Una vez tomada la lectura, se seguirá aumentando la presión, de la misma manera que antes, hasta alcanzar la presión atmosférica. La lectura del altímetro en cualquiera de los dos puntos de prueba no deberá diferir en más de la tolerancia especificada en la Tabla II de la lectura del altímetro para la altitud correspondiente registrada durante la prueba de error de escala prescrita en el párrafo anterior.

TABLA II—TOLERANCIAS DE PRUEBA

Prueba	Tolerancia (pies)
Prueba de fugas de caja	±100
Prueba de histéresis:	
Primer punto de prueba (50 por ciento de la altitud máxima)	75
Segundo punto de prueba (40 por ciento de la altitud máxima)	75
Prueba de efecto posterior	30

Tabla 3 – *Tabla II* correspondiente a la prueba de histéresis según el apéndice E de la Parte 43 de la norma 14 CFR de la [FAA \(Referencia \[22\]\)](#)

- **Prueba de efecto posterior:** no más de 5 minutos tras haber acabado la prueba de histéresis prescrita en el párrafo anterior, la lectura del altímetro (corregida por cualquier cambio en la presión atmosférica) no diferirá de la lectura original de la presión atmosférica en más de la tolerancia especificada en la Tabla II.
- **Fricción:** el altímetro estará sometido a una disminución constante de la presión de aproximadamente 750 pies por minuto. A cada altitud indicada en la Tabla III, el cambio en la lectura de las agujas después de la vibración no deberá exceder la tolerancia correspondiente indicada en la Tabla III.

TABLA III—FRICCIÓN

Altitud (pies)	Tolerancia (pies)
1,000	±70
2,000	70
3,000	70
5,000	70
10,000	80
15,000	90
20,000	100
25,000	120
30,000	140
35,000	160
40,000	180
50,000	250

Tabla 4 – *Tabla III* correspondiente al error de fricción aceptable según el apéndice E de la Parte 43 de la norma 14 CFR de la [FAA \(Referencia \[22\]\)](#)

- **Error de fuga:** la fuga de la caja del altímetro, cuando la presión en su interior corresponda a una altitud de 18000 pies, no cambiará la lectura del altímetro en más de la tolerancia indicada en la Tabla II durante un intervalo de 1 minuto.
- **Error de escala barométrica:** a presión atmosférica constante, la escala de presión barométrica se ajustará a cada una de las presiones (que estén dentro de su rango de ajuste) que se enumeran en la Tabla IV, y hará que el puntero indique la diferencia de altitud equivalente que se muestra en la Tabla IV con una tolerancia de 25 pies.

Tabla IV—DIFERENCIA DE PRESIÓN-ALTITUD

Presión (pulgadas de Hg)	Diferencia de altitud (pies)
28.10	-1,727
28.50	-1,340
29.00	-863
29.50	-392
29.92	0
30.50	+ 531
30.90	+ 893
30.99	+ 974

Tabla 5 – Tabla IV correspondiente al error de escala barométrica aceptable según el apéndice E de la Parte 43 de la norma 14 CFR de la [FAA \(Referencia \[22\]\)](#)

2.3 Procedimientos de reglaje altimétrico, métodos y mínimas de separación

Para la resolución de las cuestiones planteadas acerca de los procedimientos de reglaje altimétrico debe acudirse a la siguiente normativa de aplicación a las mismas:

- [OACI, Doc. 4444](#). “Procedimientos para los servicios de navegación aérea: Gestión del tránsito aéreo”, capítulo 4.10 ([Referencia.\[16\]](#)).

Para la resolución de las cuestiones planteadas acerca de los métodos y mínimas de separación debe acudirse a la siguiente normativa de aplicación a las mismas:

- [OACI, Doc. 4444](#). “Procedimientos para los servicios de navegación aérea: Gestión del tránsito aéreo”, capítulo 5.3 ([Referencia.\[21\]](#)).

2.4 Conclusiones

En este apartado se recogen los requisitos que debe cumplir el altímetro según la normativa especificada:

Requisitos de diseño sujetos a la normativa aplicable			
Forma de representar la indicación de altitud			
Tipo de altímetro	Vuelos VFR	Vuelos IFR	Normativa
Baroaltímetro de precisión de tres agujas	✓	X	Capítulo 6 del Anexo 6 de la OACI (Referencia [12]) (Referencia [13])
Baroaltímetro de precisión con contador de tambor y agujas	✓	✓	
Error de escala			
Altitud (ft)	Tolerancia \pm (ft)	Normativa	
0 – 1000	20	Apéndice E de la Parte 43 de la norma 14 CFR de la FAA	
1500	25		

2000 – 3000	30	(Referencia [22])
4000	35	
6000	40	
8000	60	
10000	80	
12000	90	
14000	100	
16000	110	
18000	120	
20000	130	
Error de histéresis		
Prueba	Tolerancia (ft)	Normativa
Primer punto de prueba (50 % de la altitud máxima)	75	Apéndice E de la Parte 43 de la norma 14 CFR de la FAA (Referencia [22])
Segundo punto de prueba (40 % de la altitud máxima)	75	
Prueba de efecto posterior	30	
Error de fugas		
Tolerancia (ft)	Normativa	
±100	Apéndice E de la Parte 43 de la norma 14 CFR de la FAA (Referencia [22])	
Error de fricción		
Altitud (ft)	Tolerancia (ft)	Normativa
1000	±70	Apéndice E de la Parte 43 de la norma 14 CFR de la FAA (Referencia [22])
2000 – 5000	70	
10000	80	
15000	90	
20000	100	

Tabla 6 – Requisitos de diseño sujetos a la normativa aplicable para un altímetro barométrico

3 TIPOS DE ALTÍMETROS Y ESTADO DEL ARTE

El presente capítulo trata de exponer, analizar y comparar los distintos altímetros existentes, su origen, evolución con el tiempo y el estado del arte actual.

3.1 Altimetro barométrico

3.1.1 Origen del altímetro barométrico

Los primeros altímetros barométricos se relacionan con el físico francés Louis Paul Cailletet, quien experimentó con ellos alrededor del año 1880. Este instrumento era usado para medir las variaciones en la altura de objetos situados a gran altitud que no pudieran ser medidos con otros métodos tradicionales.

Los altímetros con cápsulas barométricas calibradas a nivel del mar se empezaron a utilizar en aviación desde aproximadamente 1913, sin embargo; las lecturas de estos primeros altímetros no eran del todo precisas ya que no tenían posibilidad de efectuar correcciones. Es por esto por lo que, en 1929, el ingeniero alemán Paul Kollsman introdujo algunas modificaciones que mejoraron la precisión.

Jimmy Doolittle encargó a Kollsman un altímetro barométrico que fuera mucho más preciso que los existentes y que permitiera ajustarlo a las condiciones de presión reales que existiesen en la atmósfera ([Referencia \[23\]](#)).

El 24 de septiembre de 1929 se efectuó el primer vuelo completamente instrumental, llevado a cabo por Doolittle, que llevaba a bordo el primer altímetro regulable en presión ([Referencia \[24\]](#))

A partir de entonces, y dado el éxito de la prueba, los altímetros empezaron a incorporar la famosa “ventanilla de Kollsman” donde se puede introducir el reglaje altimétrico.

3.1.2 Tipos de altímetros barométricos y estado del arte

3.1.2.1 Clasificación de los altímetros barométricos atendiendo a la forma de representar la indicación de altitud

Como cabe esperar, desde su origen hace más de un siglo hasta día de hoy, el diseño e interfaz de altímetros barométricos empleados en aviación ha ido evolucionando.

- **Altimetro barométrico analógico de agujas**

Las aeronaves más antiguas utilizaban un simple altímetro barométrico de una sola aguja. Este diseño evolucionó hasta llegar a los altímetros de tres agujas:



Figura 7 – Evolución de los altímetros barométricos de una aguja a tres agujas

La lectura de este tipo de altímetros se especifica en el manual “Aviation Maintenance Technician Handbook – Volume 2” de la [FAA \(Referencia \[33\]\)](#), tal y como se detalla a continuación:

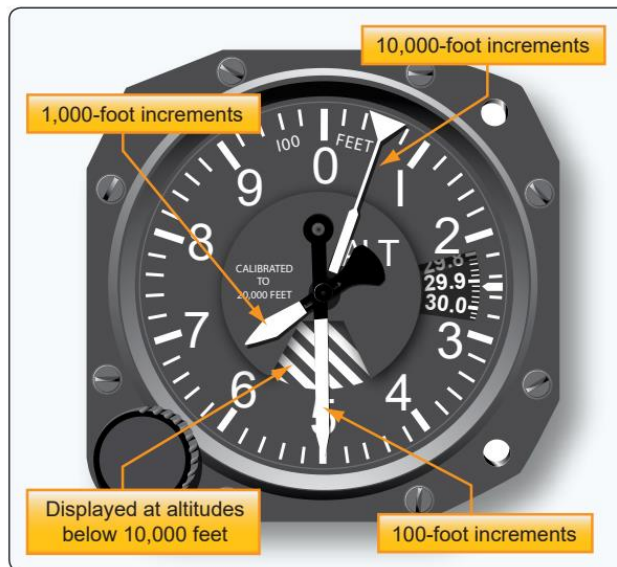


Figura 8 – Altimetro sensible con tres agujas y una zona rayada que se muestra durante la operación por debajo de los 10000 ft. Imagen y título obtenidos del manual de la [FAA \(Referencia \[33\]\)](#)

La esfera de un altímetro analógico de agujas se lee de forma similar a la de un reloj. A medida que la aguja más larga se mueve alrededor de la esfera, está registrando la altitud en cientos de pies. Una vuelta completa de esta aguja indica 1000 ft de altitud.

La segunda aguja más larga se mueve más lentamente. Cada vez que alcanza un número, indica 1000 ft de altitud. Una vuelta completa del dial para este puntero equivale a 10000 ft. Cuando la aguja más larga da una vuelta completa al cuadrante, la segunda aguja más larga se mueve sólo la distancia entre dos números, indicando que se han alcanzado 1000 ft de altitud. Si así está equipado, una tercera aguja, la más corta o la más fina, registra la altitud en incrementos de 10000 ft. Cuando esta aguja alcanza un número, se han alcanzado los 10000 ft de altitud. A veces se muestra un área con rayas cruzadas en blanco y negro o rojo y blanco en la cara del instrumento, que es visible hasta que se alcanza el nivel de 10000 ft.

Este tipo de altímetro, como se expone en los capítulos 6.4 del Anexo 6 de la [OACI \(Referencia \[12\]\)](#) y 6.9 del Anexo 6 de la [OACI \(Referencia \[13\]\)](#), solo es válido para vuelos [VFR](#) ya que, para vuelos [IFR](#), estos altímetros dejan de ser válidos y se requieren altímetros con contador de tambor y agujas.

- **Altimetro barométrico analógico con contador de tambor y agujas**

Debido al riesgo de lectura errónea, el altímetro analógico de agujas ha caído en desuso, por lo que se empezó a sustituir por altímetros con contador de tambor y agujas. De hecho, según el capítulo 6.9 del Anexo 6 de la [OACI \(Referencia \[13\]\)](#), para vuelos [IFR](#) es obligatorio llevar a bordo un altímetro con contador de tambor y agujas, no siendo válido el formato de tres agujas.



Figura 9 – Altímetro con contador de tambor y agujas

- **Altímetros barométrico con interfaz digital**

En los últimos años, con el avance de la tecnología; cada vez es más común encontrar aeronaves que incorporan un sistema electrónico de instrumentos de vuelo con pantallas digitales integradas.

Tal y como se explica en el manual “Aviation Maintenance Technician Handbook – Volume 2” de la [FAA \(Referencia \[33\]\)](#), lo más habitual es utilizar una pantalla numérica en lugar de una reproducción de la esfera tipo reloj. A menudo se da una visualización numérica digital de la altitud en la pantalla electrónica de vuelo primaria cerca de la representación del horizonte artificial. Un ejemplo de este tipo de visualización de la indicación de altitud se muestra en la siguiente figura:

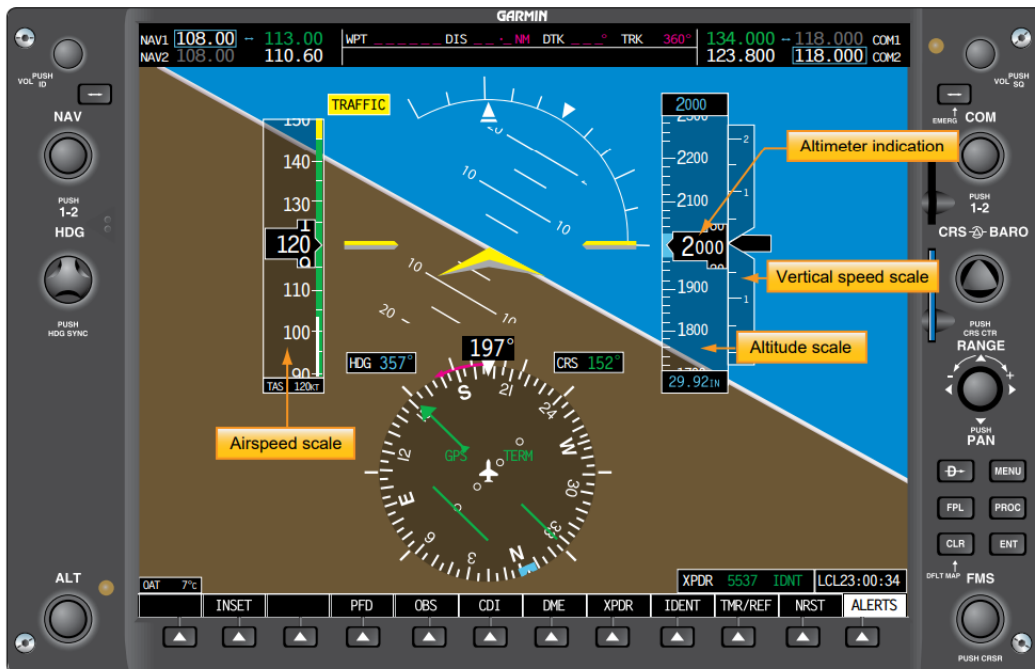


Figura 10 – Unidad de visualización de vuelo primaria de un paquete de instrumentación de cabina de cristal Garmin serie 1000 para aeronaves ligeras que indica altitud mediante una escala lineal vertical y un contador numérico. A medida que la aeronave asciende o desciende, la escala detrás del contador numérico negro cambia. Imagen y descripción obtenidas del manual de la [FAA \(Referencia \[33\]\)](#)

Nota.- Por si resultara de interés, se ha hecho un análisis más detallado de los diferentes diseños de altímetros barométricos empleados en la aviación civil actual en el [Anexo II: Diseño e interfaz de los altímetros barométricos actuales empleados en la aviación civil](#).

ATENCIÓN

Cabe destacar que, aunque cada vez más aeronaves incorporen instrumentos con interfaz digital, tal y como se detalla en la subparte F de la CS-23 de la [EASA \(Referencia \[20\]\)](#), todas las aeronaves que cuenten con indicadores de visualización electrónica deben estar equipados con un altímetro secundario mecánico independiente.

3.1.2.2 Clasificación de los altímetros barométricos atendiendo al elemento utilizado para medir la presión

Existen varios tipos de altímetros barométricos en función del elemento utilizado para medir la presión. A continuación, se exponen los diferentes tipos y una breve descripción de su funcionamiento.

- **Altímetros barométricos aneroides**

A continuación, se describen las cápsulas aneroides tal y como se definen en el manual “Aviation Maintenance Technician Handbook – Volume 2” de la [FAA \(Referencia \[33\]\)](#).

Las cápsulas aneroides, compuestas por diafragmas o fuelles, son mecanismos de detección básicos empleados en los instrumentos aeronáuticos para medir la presión. El diafragma es un disco metálico hueco de paredes finas, normalmente ondulado o corrugado. Cuando se introduce presión a través de una abertura en un lado del disco, todo el disco se expande. Colocando un mecanismo en contacto contra el otro lado del disco, se puede transferir el movimiento del diafragma a una aguja que indique la altitud en una escala en la cara del instrumento.

Los diafragmas también pueden sellarse. Si el diafragma se ha sellado tras practicarle el vacío, se denomina aneroid. Un diafragma también puede llenarse con un gas a la presión atmosférica estándar y sellarse a continuación. El factor común en todos es que la expansión y contracción de la pared lateral del diafragma es el movimiento que se correlaciona con el aumento y la disminución de la presión.

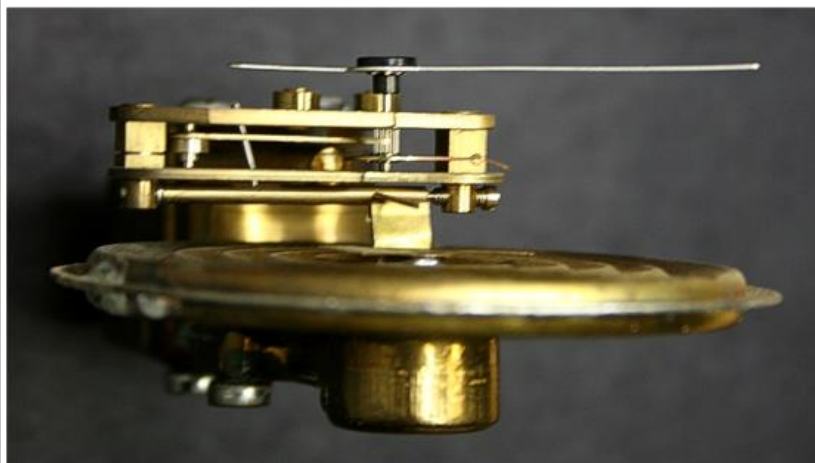
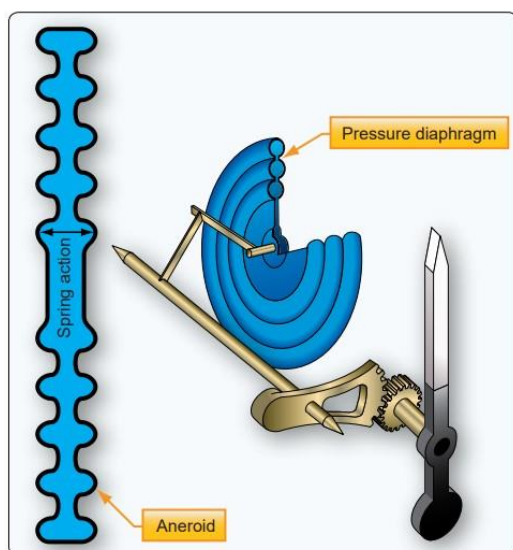


Figura 11 – A la izquierda, ilustración obtenida del manual de la [FAA \(Referencia \[33\]\)](#) que muestra un diafragma usado para medir la presión. A la derecha, fotografía real de un diafragma obtenida de la página web [\(Referencia \[34\]\)](#)

Cuando varias cámaras de diafragma están conectadas entre sí, el dispositivo se denomina fuelle. Este conjunto de diafragmas en forma de acordeón resulta muy útil para medir la diferencia de presión entre dos gases, lo que se denomina presión diferencial. Al igual que en el caso de un solo diafragma, es el movimiento de las paredes laterales del conjunto de fuelles el que se correlaciona con los cambios de presión y al que se acopla un mecanismo de engranajes y agujas para indicar la altitud e informar al piloto.

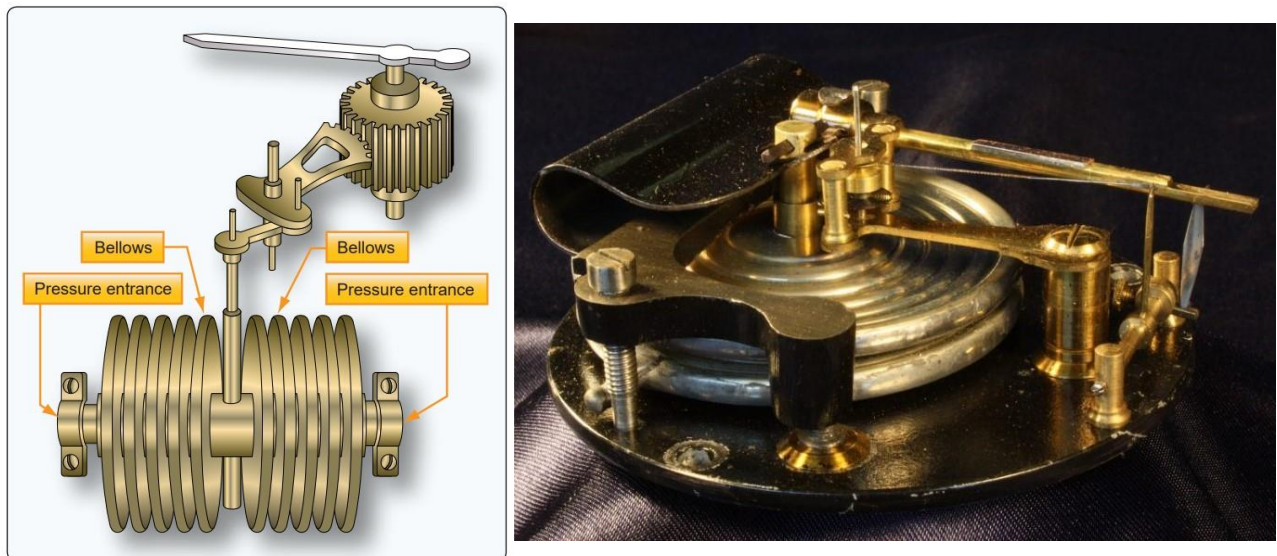


Figura 12 – A la izquierda, ilustración obtenida del manual de la [FAA \(Referencia \[33\]\)](#) que muestra un conjunto de fuelles acoplado al mecanismo de engranajes y agujas. A la derecha, fotografía real de un fuelle compuesto por dos diafragmas acoplado a un mecanismo de engranajes y aguja obtenido de la página web [\(Referencia \[35\]\)](#)

Los diafragmas, aneroides y fuelles suelen estar situados dentro de la carcasa del instrumento. De esta forma, los instrumentos que utilizan estos mecanismos sensibles y fiables son en esencia manómetros de lectura directa. Sin embargo, muchos sistemas de instrumentos de teledetección también utilizan el diafragma y el fuelle. En este caso, el dispositivo de detección que contiene el diafragma sensible a la presión o el fuelle se encuentra en el motor o el fuselaje. Forma parte de un transductor que convierte la presión en una señal eléctrica. El transductor, o transmisor, envía la señal al manómetro de la cabina, o a un ordenador, para su procesamiento y posterior visualización del estado detectado.

- **Altímetros barométricos con microtecnología de estado sólido**

Siguiendo la descripción realizada en el manual “Aviation Maintenance Technician Handbook – Volume 2” de la [FAA \(Referencia \[33\]\)](#), los sensores de presión con microtecnología de estado sólido se utilizan en los aviones modernos para determinar las presiones críticas necesarias para un funcionamiento seguro. Muchos de ellos tienen salida digital que es procesada por ordenadores de instrumentos electrónicos de vuelo y otros ordenadores de a bordo. Algunos sensores envían señales microeléctricas que se convierten a formato digital para su uso por los ordenadores. Al igual que en el caso de los sensores analógicos descritos anteriormente, la clave del funcionamiento de los sensores de estado sólido radica en los cambios constantes de sus propiedades a medida que cambia la presión.

Los sensores de estado sólido utilizados en la mayoría de las aplicaciones de aviación presentan una salida eléctrica variable o cambios de resistencia cuando se producen cambios de presión. Los sensores piezoeléctricos cristalinos, piezoresistores y de chip semiconductor son los más comunes. En un sensor tipo, hay pequeños cables incrustados en el cristal o en el chip semiconductor sensible a la presión. Cuando la presión desvía el cristal o cristales, se genera una pequeña cantidad de electricidad o, en el caso de un chip semiconductor y algunos cristales, cambia la resistencia. Dado que la corriente y la resistencia cambian muy directamente con la cantidad de desviación, las salidas pueden calibrarse y utilizarse para mostrar valores de presión.

Casi toda la información de presión necesaria para el motor, la llama de aire y los instrumentos de vuelo se puede capturar y/o calcular mediante el uso de sensores de presión de estado sólido en combinación con un sensor de temperatura.

3.2 Otros tipos de altímetros (no barométricos)

Aunque no son instrumentos de vuelo básicos, existen otros tipos de instrumentos que también proporcionan indicación de altitud y que pueden ser útiles en ciertas prácticas o momentos concretos de la aviación. En ese

apartado se mencionan y describen brevemente las más utilizadas.

- **Radio altímetro**

Como se define en el manual “Aviation Maintenance Technician Handbook – Volume 2” de la [FAA \(Referencia \[33\]\)](#), el radio altímetro, o radar altímetro, se usa para medir distancias desde la aeronave al terreno inmediatamente debajo de la misma, es decir, indica la Altura sobre el Nivel del Terreno (en inglés: Above Ground Level [AGL]).

Se usa principalmente durante aproximaciones por instrumentos o vuelos nocturnos por debajo de los 2500 ft. El radio altímetro proporciona información de altitud primaria proporcionando la [altitud de decisión](#) en el aterrizaje. Además, proporciona un sistema de aviso por micrófono que crea una advertencia visual o auditiva para que el piloto sepa que se ha alcanzado esta altitud de decisión. Normalmente, el piloto abortará el aterrizaje si se alcanza la altitud de decisión y la pista no es visible.

El radio altímetro es más preciso y sensible que un altímetro barométrico para la información [AGL](#) a bajas altitudes. Las aeronaves de mayor tamaño suelen incorporar la información dada por el radio altímetro en los Sistemas de Aviso de Proximidad al Terreno (en inglés: Ground Proximity Warning System [GPWS]), los cuales emiten alertas a la tripulación para avisar de que la aeronave se encuentra a distancias potencialmente peligrosas del terreno.

- **Global Navigation Satellite System**

GNSS es el término que se refiere al conjunto de tecnologías de sistemas de navegación por satélite que dotan de posicionamiento geoespacial con cobertura global de manera autónoma. Este conjunto de sistemas engloba, entre otros, al GPS, Global Navigation Satellite System (GLONASS) y Galileo ([Referencia \[36\]](#)).

- **Altímetro láser**

Este tipo de altímetros funciona utilizando ondas electromagnéticas dentro del rango visible del espectro en lugar de ondas de radio. La altimetría láser existe en tres formas: Levantamiento Aéreo de Detección y Alcance de Luz (en inglés: Light Detection and Ranging [LiDAR]), altimetría láser satelital y levantamiento [LiDAR](#) terrestre.

[LiDAR](#) es una técnica de teledetección óptica que se utiliza para la creación de mapas tridimensionales mediante la recopilación de mediciones a través de la emisión de pulsos láser que miden las distancias y los ángulos desde el punto desde el que se emite ese láser hasta el objeto o superficie sobre el que rebota, calculando la distancia entre ellos ([Referencia \[37\]](#)).

4 ALTÍMETRO OBJETIVO DEL PROYECTO

Tal y como se ha mencionado anteriormente, el objetivo de este proyecto es un altímetro barométrico mecánico, con sensor de presión de tipo cápsula aneroide, selector de reglaje altimétrico e indicador de agujas, para su uso en aviación y acorde a la normativa aeronáutica. En base a esto, este capítulo trata de concretar y justificar racionalmente el resto de los parámetros de diseño, como pueden ser la geometría y tamaño, masa, rango, sensibilidad y precisión.

4.1 Mercado objetivo del altímetro del proyecto

Uno de los factores a tener en cuenta para poder concretar los parámetros necesarios a la hora de diseñar el altímetro es el uso que se le dará, ya que no es lo mismo un altímetro que esté pensado para, por ejemplo, aviación comercial, que uno diseñado para aeronaves ligeras dado que, en el primer caso, entre otras cosas, el aparato debe tener una sensibilidad y precisión mucho mayores que en el segundo.

Para el caso del altímetro barométrico de este proyecto, se ha decidido que estará orientado para su uso en la aviación ultraligera por las siguientes razones:

- Tal y como se expone en el [Anexo II: Diseño e interfaz de los altímetros barométricos actuales empleados en la aviación civil](#), son las aeronaves ligeras las que a día de hoy siguen utilizando altímetros barométricos mecánicos como instrumentos de vuelo primarios, por lo que es el mercado en el cual este tipo de instrumento tendría una mayor acogida y aceptación.
- Como el altímetro objetivo del proyecto tiene indicador de agujas, según el capítulo 6.9 del Anexo 6 de la [OACI \(Referencia \[13\]\)](#), solo se permite su uso en vuelos [VFR](#), no siendo válido para los vuelos [IFR](#); y, de nuevo, son las aeronaves ligeras las que en su mayoría realizan vuelos [VFR](#).

4.2 Geometría

A pesar de la gran diversidad de aeronaves existentes, la mayoría de altímetros que se emplean en aviación comparten una geometría similar: un dial circular enmarcado en una carcasa cuadrangular, tal y como se puede apreciar en la *Figura 13 – Geometría de un altímetro barométrico aneroide mecánico tipo*.



Figura 13 – Geometría de un altímetro barométrico aneroide mecánico tipo

Por homogeneidad, el altímetro objetivo del proyecto contará con una geometría similar a la descrita.

4.3 Tamaño

En cuanto al tamaño, se ha hecho una comparativa (la cual se puede consultar en el [Anexo III: Comparación de los parámetros de distintos modelos de altímetros de los fabricantes “Winter Instruments” y “United Instruments”](#)) de las dimensiones de distintos modelos de altímetros de dos fabricantes: Winter Instruments y United Instruments. El primero de ellos está certificado según la [EASA Form One](#) y, el otro, por la [FAA Export 8130-3](#).

Estos dos fabricantes se han elegido como objeto de estudio porque, además de ser conocidos, se podía encontrar información de utilidad y detallada de sus productos en sus respectivas páginas webs (([Referencia \[40\]](#)) y ([Referencia \[41\]](#))).

En base a lo observado en los modelos expuestos, se puede determinar que existen dos categorías diferenciadoras en cuanto al tamaño del altímetro se refiere: la que engloba a aquellos cuyo diámetro ronda los 80 mm y la que agrupa a los que tienen un diámetro de aproximadamente 57 mm.

Según la sección 23.1321 de la CS-23 de la [EASA \(Referencia \[20\]\)](#), los instrumentos de vuelo deben estar situados de tal forma que puedan visualizarse con un movimiento mínimo de la cabeza y de los ojos, por lo que, para facilitar la lectura y hacer esta más cómoda y sencilla para el piloto, se ha optado por elegir un diámetro de 80 mm.

El resto de los parámetros han sido determinado en base a lo que usualmente se tiene para altímetros similares siguiendo los modelos anteriormente detallados.

Dimensiones			
	Elemento	Valor	Unidades
Dial	Diámetro interno	80	mm
	Diámetro externo	89	mm
Marco de la carcasa exterior	Anchura	83	mm
	Altura	83	mm
	Diámetro del protector del dial	79.6	mm
	Espesor del protector del dial	2	mm
	Diámetro de los orificios de los tornillos	4,5	mm
Carcasa exterior	Longitud	100	mm
Toma de conexión	Longitud	20	mm
Perilla de ajuste	Longitud	20	mm

Tabla 7 – Dimensiones del altímetro objetivo del proyecto



Figura 14 – Modelo tridimensional de la geometría y tamaño del altímetro objetivo realizado mediante el software de modelado 3D “CATIAV5”

4.4 Rango

De nuevo, para determinar el rango del altímetro objetivo, se han analizado los parámetros que se tienen para los mismos modelos estudiados en el apartado anterior, los cuales se pueden encontrar en el [Anexo III: Comparación de los parámetros de distintos modelos de altímetros de los fabricantes “Winter Instruments” y “United Instruments”](#)

Observando los datos expuestos para dichos modelos, queda claro que los altímetros estudiados coinciden en cuanto al rango de temperaturas en los que pueden operar, desde -30 °C hasta los 50 °C. Por homogeneidad y por seguir el mismo patrón para ser competitivos, el altímetro objetivo del proyecto cubrirá el mismo rango de temperaturas.

Por otro lado, en cuanto al rango de altitud, se tienen dos formatos: aquellos modelos que indican hasta un máximo de 20000 ft y los que indican 10000 m (32808,4 ft).

A la hora de seleccionar el rango del altímetro objetivo, se debe tener en cuenta el mercado al que estará orientado que, como se ha mencionado en el apartado [Mercado objetivo del altímetro del proyecto](#), es el de la aviación ultraligera. Este tipo de aeronaves, al no operar normalmente a altitudes mayores a los 10000 ft, suelen tener cabinas no presurizadas; sin embargo, que no suelen operar a altitudes mayores de los 10000 ft no quiere decir que dichas aeronaves no puedan superar dicha altitud, ya que eso dependerá del techo de vuelo con el que cuente cada modelo. Si se tiene una cabina no presurizada, es de vital importancia conocer a qué altitud se encuentra la aeronave ya que, a partir de los 10000 ft, los síntomas de la hipoxia empiezan a ser notables, empeorando a medida que se aumenta la altitud.

Para el caso del altímetro objetivo, se ha optado por cubrir un rango de altitud desde los 0 hasta los 20000 ft. De esta forma, el piloto, en caso de tener una cabina no presurizada, contará con la información de altitud necesaria para garantizar su seguridad si se encuentra en una operación por encima de los 10000 ft.

Modelo	Rango (Altitud)	Rango (Temperatura)
Altímetro objetivo	0 – 20000 ft	-30 °C – 50 °C

Tabla 8 – Rango de altitud y temperatura teórica del altímetro objetivo

Nota. 1 – Una vez se ha tenido claro que se diseñaría un altímetro que cubriese altitudes por encima de los 10000 ft, el hecho de haber elegido el límite de los 20000 ft y no otro valor de altitud se ha debido a una cuestión de homogeneidad teniendo en cuenta otros modelos de altímetros del mercado.

Nota. 2 – No se ha considerado un rango desde los -1000 ft hasta los 20000 ft porque solo existen zonas geográficas muy concretas en las que se pueden tener altitudes por debajo del nivel del mar, por lo que es muy inusual sobrevolarlas y, al no ser un requisito impuesto por la normativa, no se ha visto necesario. Sin embargo; que en el dial no se indiquen valores negativos de altitud no quiere decir que mecánicamente las agujas no puedan desplazarse en el sentido contrario a las agujas del reloj. En caso de tener un QNH por debajo de 29,92 inHg a nivel del mar, el altímetro no ofrecería la indicación de altitud negativa en el dial, pero mecánicamente las agujas sí se desplazarían hacia la izquierda del 0 representado en la escala.

4.5 Sensibilidad y precisión

Tras observar los valores estudiados para los distintos modelos ([Anexo III: Comparación de los parámetros de distintos modelos de altímetros de los fabricantes “Winter Instruments” y “United Instruments”](#)), se puede apreciar que los altímetros del fabricante United Instruments son más sensibles y precisos y, al estar certificados por la [FAA](#) Export 8130-3, cumplen con los requisitos expuestos en el apéndice E de la Parte 43 de la norma 14 CFR de la [FAA](#) ([Referencia \[22\]](#)). Por otro lado, los fabricados por Winter Instruments, al estar certificados por la [EASA](#) Form One, no se ajustan a los valores requeridos por dicha norma; en concreto, los altímetros 4 FGH 10 – 411 y 4 FGH 20 – 422 son los más imprecisos, llegando a tener errores de ± 492 ft a altitudes de 20000 ft.

Para el altímetro objetivo del proyecto, dado que los requisitos establecidos por el apéndice E de la Parte 43 de la norma 14 CFR de la [FAA](#) ([Referencia \[22\]](#)) son más restrictivos que los que los aceptados en Europa, se ha optado por cumplir la normativa de la [FAA](#) de cara a que el instrumento pudiese tener la opción de ser certificado o bien por la [EASA](#) o por la [FAA](#).

Modelo	Sensibilidad	Precisión	
		Rango	Temperatura
			+ 20°C
Altímetro objetivo	20 ft	0 - 1000 ft	± 20 ft
		bis 1500 ft	± 25 ft
		bis 3000 ft	± 30 ft
		bis 4000 ft	± 35 ft
		bis 6000 ft	± 40 ft
		bis 8000 ft	± 60 ft
		bis 10000 ft	± 80 ft
		bis 12000 ft	± 90 ft
		bis 14000 ft	± 100 ft
		bis 16000 ft	± 110 ft
		bis 18000 ft	± 120 ft
bis 20000 ft	± 130 ft		

Tabla 9 – Sensibilidad y precisión teóricas del altímetro objetivo

4.6 Dial

En cuanto al dial del altímetro objetivo y la forma en la que se va a representar la altitud, se ha optado por lo siguiente:

- **Indicador de tres agujas** para poder cubrir el rango de altitudes establecido y garantizar una mayor precisión y fiabilidad en la lectura.
- **Una ventanilla de Kollsman** para la indicación del reglaje en pulgadas de mercurio (entre los números 2 y 3).
- **Un área con franjas negras y blancas** (ubicada encima del número 5) que solamente es visible para altitudes inferiores a los 10000 ft para que el piloto sepa con tan solo un vistazo si ha superado dicha altitud.



Figura 15 – Dial con indicador de tres agujas, una ventanilla de Kollsman y un área con franjas negras y blancas visible para altitudes inferiores a 10000 ft

4.7 Masa y materiales

Por último, a raíz de la comparación de las masas de los distintos altímetros analizados en el [Anexo III: Comparación de los parámetros de distintos modelos de altímetros de los fabricantes “Winter Instruments” y “United Instruments”](#), se tratará de que el altímetro objetivo tenga una masa comprendida entre los 0,300 kg y los 0,400 kg para poder ser competitivos.

Modelo	Masa
Altímetro objetivo	0,300 kg – 0,400 kg

Tabla 10 – Masa de varios modelos de altímetros

Los materiales que se van a emplear en la fabricación serán latón para los mecanismos de engranajes y agujas, y policarbonato para la carcasa, marco, perilla de ajuste, etc.

- **Latón**

El latón es una aleación de cobre y zinc usada usualmente en la fabricación de engranajes debido a su buena resistencia al desgaste y a la corrosión, así como a su facilidad de mecanizado. Sin embargo, la elección del material adecuado para los engranajes depende de varios factores, como la carga de trabajo, la velocidad de rotación y la precisión requerida.

En el caso de los altímetros barométricos mecánicos, los engranajes suelen ser de bronce fosforado o acero. El bronce fosforado es una carbonilla de cobre y fósforo que tiene una buena resistencia a la corrosión y a la fatiga, lo que lo hace adecuado para aplicaciones en las que los engranajes están sujetos a cargas cíclicas. El acero es un material muy resistente y duro, que se utiliza en aplicaciones de alta carga y velocidad.

Sin embargo; dado que el altímetro objetivo del proyecto está orientado al mercado de avionetas de uso recreativo que suelen volar a altitudes bajas, el latón es un material adecuado ya que no se someterá a esfuerzos excesivos y la frecuencia de mantenimiento y uso del altímetro no será tan alta como en aplicaciones más críticas, por lo que el desgaste y la fatiga serán menores. Además, es un material fácilmente maquinable, lo que hace que su procesamiento y fabricación sea más económico.

Material	Composición (% en peso)		Propiedades mecánicas		
	Cu	Zn	Resistencia a la tracción [$psi \times 10^3 (MPa)$]	Límite elástico [$psi \times 10^3 (MPa)$]	Ductilidad (% EL en 2 pulg.)
Latón	70	30	44 (303)	11 (76)	66

Tabla 11 – Composición y propiedades mecánicas del latón. Datos obtenidos del libro “Ciencia e ingeniería de materiales” de William D. Callister Jr. y David G. Rethwisch ([Referencia \[42\]](#))

- **Policarbonato**

Para la carcasa exterior de un altímetro barométrico mecánico de uso en aviación ligera, se suele hacer uso de plásticos de ingeniería resistente al impacto, a la abrasión y a la intemperie, como el policarbonato. Este material es dimensionalmente estable, tiene baja absorción del agua, transparencia, gran resistencia al impacto y ductilidad y una extraordinaria resistencia química.

Material	Densidad	Modulo elástico [$psi \times 10^5 (MPa \times 10^2)$]	Resistencia a la tracción [$psi \times 10^3 (MPa)$]	Alargamiento a la rotura (%)	Resistencia al impacto* ($ft - lb_f/in.$)
Policarbonato	1,20	3,5 (24,0)	9,5 (60)	110	16

* Espesor de la probeta: 3,2 mm = 1/8 pulgada.

Tabla 12 – Características mecánicas a temperatura ambiente del policarbonato. Datos obtenidos del libro “Ciencia e ingeniería de materiales” de William D. Callister Jr. y David G. Rethwisch ([Referencia \[42\]](#))

5 ANÁLISIS DE FUNCIONAMIENTO

Una vez determinadas las características objetivo del altímetro del proyecto, se procede a analizar detalladamente los distintos componentes y subsistemas del mismo, así como la influencia de los parámetros de diseño.

Previo al análisis, se van a destacar dos aspectos clave del proyecto: la solución del problema de la no linealidad entre la presión y la altitud mediante un mecanismo linealizador y el mecanismo de engranajes empleado para conseguir realizar el ajuste de Kollsman.

- **Mecanismo linealizador**

Como ya se anticipó en el primer capítulo de la memoria, la relación entre la presión y la altitud no es lineal (véase ecuaciones [5](#) y [6](#)), por lo que es necesario hacer uso de un mecanismo linealizador que permita transformar dicha variación no lineal en un movimiento que sí lo sea, de tal forma que la lectura de la altitud en el dial se pueda hacer mediante una escala lineal.

Existen distintos métodos para conseguir este efecto, como emplear un mecanismo de tipo biela-manivela o hacer uso de levas y correderas. Cabe destacar que con un mecanismo de tipo biela – manivela es cinemáticamente imposible obtener una linealización exacta por lo que lo que se tendría sería una aproximación de la linealización, mientras que con levas y correderas sí se podría conseguir una linealización exacta, pero es más complejo de fabricar.

Para el caso del altímetro objetivo se ha optado por analizar y calcular un mecanismo de tipo biela – manivela. Aunque con este tipo de mecanismo se tenga una aproximación y no una linealización exacta, en el apartado [Análisis de la validez del mecanismo de tipo biela – manivela como mecanismo linealizador](#) se demostrará que esta aproximación de la linealización cumple con las tolerancias admisibles y ofrece muy buenos resultados.

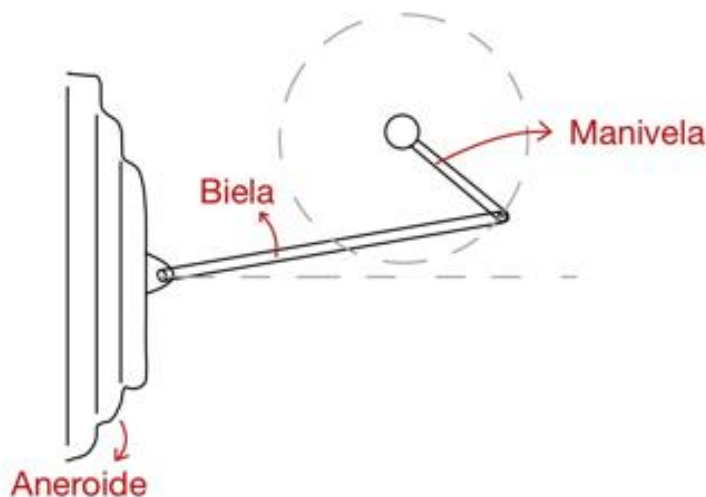


Figura 16 – Mecanismo linealizado tipo biela – manivela

Con este mecanismo se pretende conseguir que, mediante el desplazamiento de la cápsula aneroide, que es no lineal puesto que varía en función de la presión exterior, se obtengan giros de la manivela que sean aproximadamente lineales. De esta forma, como la manivela a su vez está conectada al mecanismo de engranajes, se podría transmitir el movimiento mediante relaciones lineales hasta las agujas.

- **Mecanismo de engranajes que permite el ajuste de Kollsman**

Otra de las claves de este proyecto es diseñar un mecanismo que permita realizar el reglaje del altímetro o ajuste de Kollsman. Este mecanismo debe permitir el movimiento de las agujas sin que

este afecte a la cápsula aneroide, es decir, debe desacoplar los movimientos. De esta forma, el desplazamiento de la cápsula aneroide sí producirá un giro de las agujas, pero el movimiento de las agujas no se transformará en un desplazamiento de la cápsula aneroide.

A continuación, se representa de forma simplificada y esquemática el mecanismo de engranajes que se emplea habitualmente para realizar el ajuste alimétrico:

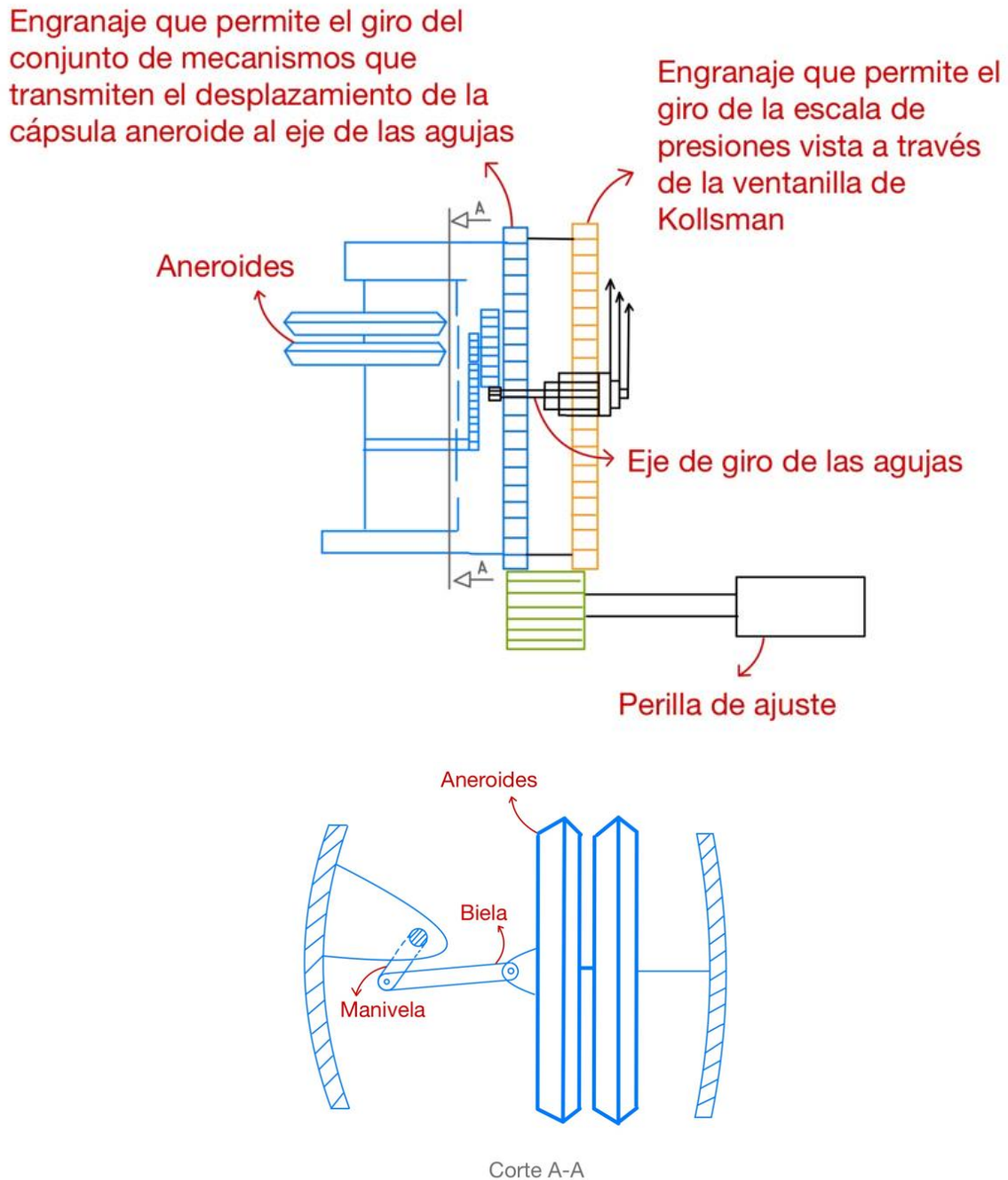


Figura 17 – Representación simplificada y esquemática de la solución que se emplea habitualmente para realizar el ajuste de Kollsman

Como se puede apreciar en el esquema, mediante el giro de la perilla de ajuste, se produce el giro de dos engranajes:

- El primero de ellos (representado en naranja), produce el giro de la escala de presiones que se puede ver a través de la ventanilla de Kollsman, es decir, permite modificar el valor de la presión de referencia a la que se quiere ajustar el altímetro.
- Por otro lado, mediante el giro del segundo engranaje (representado en azul) lo que se consigue es la rotación de todos los mecanismos que unen la cápsula aneroide con el eje de giro de las agujas

alrededor de dicho eje. Es decir, todos los mecanismos representados en azul orbitan de manera conjunta alrededor del eje de las agujas. Como se puede razonar a través de la figura, cuando este conjunto de mecanismos gire entorno al eje, como hay un engranaje que está unido a dicho eje, también se producirá la rotación del propio eje, lo que permitirá, a su vez, el giro de las agujas. Gracias a que todos los mecanismos giran como un único conjunto, sin alterar sus posiciones entre ellos, se consigue desacoplar el giro de las agujas del desplazamiento de la cápsula aneroide.

Es decir, el eje de las agujas se puede mover mediante el mecanismo de tipo biela – manivela (medida de presión) o bien fijando este mecanismo y haciendo girar todo el conjunto alrededor del eje de las agujas (ajuste de Kollsman).

Una última cuestión por resolver sería el hecho de poder desacoplar el movimiento del conjunto de mecanismos que permiten el giro de las agujas (a través el engranaje representado en azul) del movimiento de la escala indicadora de presiones (a través del engranaje representado en naranja), puesto que también debe ser posible mover las agujas hasta una posición requerida sin alterar la indicación de la presión de referencia vista a través de la ventanilla de Kollsman. Esto se consigue desplazando el eje de la perilla de ajuste hasta una posición tal que el engranaje unido a dicho eje (representado en verde) mueva únicamente al engranaje que permite el giro del conjunto de mecanismos que transmiten el desplazamiento de la cápsula aneroide al eje de las agujas (representados en azul). Cabe destacar que este ajuste no lo realiza el piloto, sino un operario durante la fase de mantenimiento y puesta a punto del instrumento.

Por último, se muestra a continuación una serie de fotogramas (obtenidos a partir de la [Referencia \[44\]](#)) en la cual se puede apreciar cómo mediante el giro de la perilla de ajuste se consigue el giro del conjunto de mecanismos alrededor del eje de giro de las agujas, a la vez que dichas agujas también giran:



Figura 18 – Secuencia de fotogramas obtenidos a partir de la [Referencia \[44\]](#) en la que se muestra el funcionamiento del ajuste de Kollsman en un altímetro barométrico real

o **Innovación en el diseño del mecanismo de engranajes que permite el ajuste de Kollsman**

Como se ha mencionado, el mecanismo de engranajes descrito en el punto anterior es el comúnmente empleado en los altímetros barométricos para realizar el reglaje altimétrico; sin embargo, para el altímetro objetivo de este proyecto se va a optar por el diseño de un mecanismo de engranajes diferente (este diseño está basado en la patente 2,516,639 de A. Menzer y W.E. Naylor ([Referencia \[47\]](#))) en el cual se utiliza un conjunto de engranajes planetarios que son los encargados de desacoplar el movimiento de las agujas del desplazamiento de la cápsula aneroide, evitando de esta forma el hecho de tener que girar el conjunto completo. El empleo de este nuevo tren de engranajes planetarios permite tener un mayor arco de rotación para el ajuste barométrico.

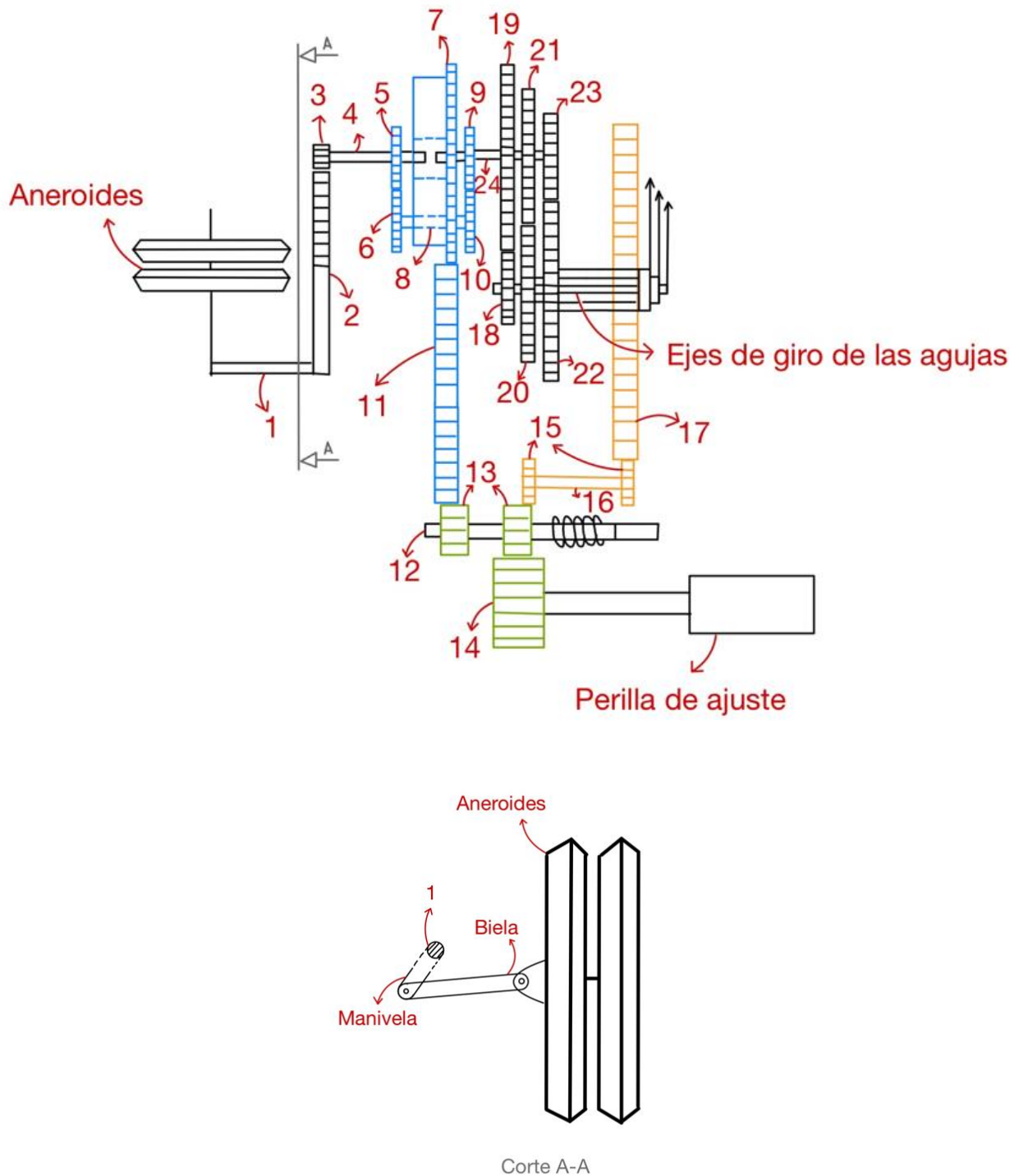


Figura 19 – Representación esquemática del mecanismo de engranajes utilizado en el altímetro del proyecto

El funcionamiento de este mecanismo es el siguiente:

- **Movimiento de las agujas al variar la presión exterior:** cuando se dan variaciones de la presión atmosférica, se produce la expansión o compresión de las cápsulas aneroides. Este desplazamiento provoca el movimiento del mecanismo de tipo biela – manivela descrito anteriormente. Mediante el giro de la manivela, se hace rotar a la barra (1) que, a su vez, hace girar a un engranaje sectorial (2). Con el movimiento de este engranaje sectorial (2), se consigue la rotación del engranaje (3) y el eje (4) al que está unido, por lo que también rota el engranaje (5) unido a ese mismo eje (4). Con la rotación del engranaje (5), se hace rotar al engranaje (6) y su eje (8), transmitiendo el giro hasta el engranaje (10) que, a su vez, se lo transmitirá al engranaje (9). Este engranaje (9) está sujeto al eje (24) que también está unido a los engranajes (19), (21) y (23). Con la rotación de los engranajes (19), (21) y (23) se hace girar a los engranajes (18), (20) y (22) respectivamente. Por

último, cada uno de estos engranajes (18), (20) y (22) está unido a un eje que hace girar cada una de las agujas de forma independiente.

NOTA 1.: el tren de engranajes y ejes (5), (6), (7), (8), (9) y (10) conforman lo anteriormente llamado conjunto de engranajes planetarios.

NOTA 2.: véase que los ejes (4) y (24) no están unidos entre sí ni acoplados al engranaje (7), por lo que el giro del engranaje (4) cuando gira el engranaje (3) únicamente se transmite al eje (24) a través de los engranajes (5) y (6) y (10) y (9).

- **Reglaje altimétrico:** para realizar el reglaje altimétrico habrá que hacer uso de la perilla de ajuste. Con el giro de dicha perilla, se hace girar a los engranajes (14) y (13). Con el giro de los engranajes (13) se obtienen dos movimientos independientes:
 - Por un lado, al hacer girar a los engranajes (15), se obtiene la rotación del engranaje (17), que es el que permite el giro de la escala de presiones del dial vista a través de la ventanilla de Kollsman.
 - Por otro lado, se tiene el giro del engranaje (11) que están unidos al engranaje (7) del conjunto de engranajes planetarios. Es a partir de este momento cuando se da lugar al desacoplamiento del movimiento de las agujas del desplazamiento de la cápsula aneroide y es gracias a este conjunto de engranajes planetarios: cuando el engranaje (7) gira, el eje (8) gira con el y, por consiguiente, los engranajes (6) y (10) también lo hacen a través de un movimiento orbital alrededor del centro del engranaje (7) o lo que es lo mismo, alrededor de los ejes (4) y (24). Como el eje (24) está libre, el movimiento del engranaje (10) hará que el engranaje (9) también rote y, con este, el eje (24) que transmitirá el movimiento a los engranajes encargados del giro de las agujas. Sin embargo; como el eje (4) está fijo, el giro del engranaje (6) no hará rotar al engranaje (5) ni al eje (4), por lo que no se transmitirá el movimiento al engranaje (3), desacoplando el movimiento y no afectando a la cápsula aneroide.

Por último, para poder desacoplar el movimiento del conjunto de mecanismos que permiten el giro de las agujas del movimiento de la escala indicadora de presiones, se ha de desplazar al eje (12). Se puede apreciar en la figura que cuando este desplazamiento ocurre, el engranaje (13) que estaba engranado con el engranaje (15) dejaría de estarlo, mientras que el otro engranaje (13) seguiría transmitiendo el giro al engranaje (11). De esta forma, cuando ahora se girase la perilla de ajuste, únicamente se estaría modificando la posición de las agujas, pero no de la escala de presiones del dial vista a través de la ventanilla de Kollsman. Para conseguir este desplazamiento, se aplica presión al eje a través de un botón exterior en la carcasa.

NOTA 4.: véase que alrededor del eje (12) se ha representado un muelle. Para poder desplazar el eje, se ha de presionar un botón situado en la carcasa externa del altímetro. Cuando se ejerce dicha presión, el muelle se comprimirá para después, una vez se suelte el botón, expandirse y devolver al eje a su posición original.

5.1 Análisis cinemático

5.1.1 Mecanismo linealizador de tipo biela – manivela

A continuación, se muestra de forma esquemática el mecanismo linealizador de tipo biela – manivela y se representan las variables y criterio de signos que se emplearán en el análisis.

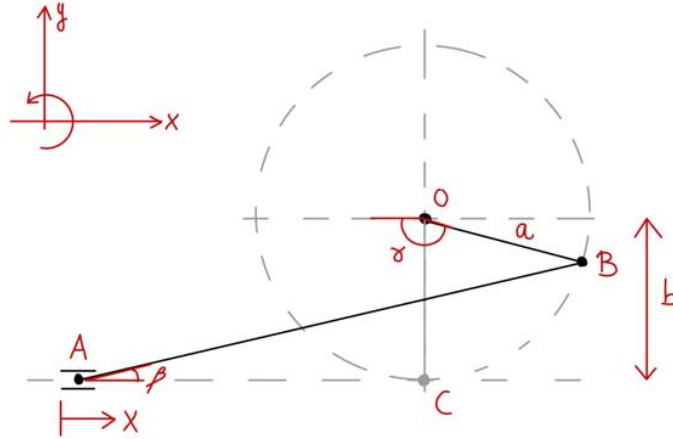


Figura 20 – Representación esquemática del mecanismo linealizado de tipo biela – manivela
 Como se puede observar, γ , β y x son las variables del problema y b , L y a los parámetros de diseño a definir.

- **Relación de posición**

Partiendo de la siguiente expresión vectorial

$$\vec{r}_{(A|C)} + \vec{r}_{(C|O)} = \vec{r}_{(A|B)} + \vec{r}_{(B|O)} \quad (7)$$

y teniendo en cuenta las condiciones de contorno empleadas

$$\gamma = 90^\circ; \beta = 0^\circ; x = 0,$$

a partir de los desarrollos expuestos en el [Anexo IV: Desarrollos matemáticos](#), se llega a la siguiente relación:

$$\begin{cases} x: L - x = L \cdot \cos \beta + a \cdot \cos \gamma \\ y: b = L \cdot \sin \beta + a \cdot \sin \gamma \end{cases} \quad (8)$$

Definiendo ahora las siguientes variables adimensionales:

$$\mu = \frac{b}{a}; \lambda = \frac{L}{a}; \eta = \frac{x}{a}$$

Se puede obtener la relación adimensionalizada:

$$\begin{cases} x: \lambda - \eta = \lambda \cdot \cos \beta + \cos \gamma \\ y: \mu = \lambda \cdot \sin \beta + \sin \gamma \end{cases} \quad (9)$$

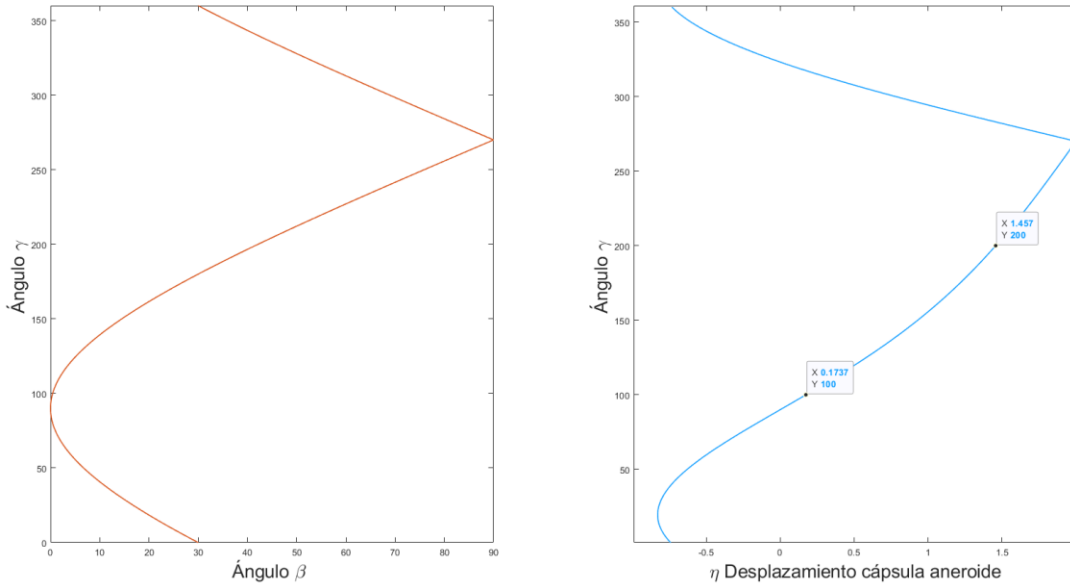
Este mecanismo presenta un único grado de libertad, por lo que imponiendo una de las variables se pueden obtener las otras dos en función de esta.

En este caso, la variable conocida será el ángulo γ , por lo que, a partir de la expresión 9, se tiene:

$$\beta = \text{asin}\left(\frac{\mu - \sin \gamma}{\lambda}\right) \quad (10)$$

$$\eta = \lambda - \lambda \cdot \cos \beta - \cos \gamma \quad (11)$$

A continuación, haciendo uso de las ecuaciones [10](#) y [11](#), se representan los valores del ángulo β y del desplazamiento de la cápsula aneroide, η , en función del ángulo γ .



Gráfica 6 – Representación del ángulo β y el desplazamiento de la cápsula aneroide η frente al ángulo γ .

Gráficas obtenidas de MATLAB (véase [Anexo V: Códigos implementados en MATLAB](#))

Observando la gráfica de la derecha en la que se representa el desplazamiento de la cápsula aneroide en función del ángulo que gira la manivela, se puede ver que existe un tramo de la curva (se han marcado los valores aproximados de los extremos de dicho tramo en la curva representada en azul en la gráfica) en el que la variación del ángulo γ con el desplazamiento de la cápsula aneroide se asemeja al comportamiento de la presión atmosférica frente a la altitud (véase la [Gráfica 2](#)). En el siguiente punto ([Análisis de la validez del mecanismo de tipo biela – manivela como mecanismo linealizador](#)) se realizará un análisis en MATLAB para determinar si existe un rango de valores para el ángulo γ que permitan que el mecanismo de tipo biela-manivela linealice de forma efectiva la relación altitud – presión.

- **Relación de velocidades**

Partiendo ahora de la siguiente expresión vectorial

$$\vec{V}_{(A|C)} + \vec{V}_{(C|O)} = \vec{V}_{(A|B)} + \vec{V}_{(B|O)} \quad (12)$$

y a partir del cálculo desarrollado en el [Anexo IV: Desarrollos matemáticos](#), se obtiene la siguiente relación:

$$\begin{cases} x: V_A = \omega_1 \cdot L \cdot \sin \beta + \omega_2 \cdot a \cdot \sin \gamma \\ y: 0 = \omega_1 \cdot L \cdot \cos \beta + \omega_2 \cdot a \cdot \cos \gamma \end{cases} \quad (13)$$

- **Relación de aceleraciones**

Partiendo ahora de la siguiente expresión vectorial

$$\vec{a}_{(A|C)} + \vec{a}_{(C|O)} = \vec{a}_{(A|B)} + \vec{a}_{(B|O)} \quad (14)$$

y a partir del cálculo desarrollado en el [Anexo IV: Desarrollos matemáticos](#), se obtiene la siguiente relación:

$$\begin{cases} x: a_A = \alpha_1 \cdot L \cdot \sin \beta + \omega_1^2 \cdot L \cdot \cos \beta + \alpha_2 \cdot a \cdot \sin \gamma + \omega_2^2 \cdot a \cdot \cos \gamma \\ y: 0 = \alpha_1 \cdot L \cdot \cos \beta - \omega_1^2 \cdot L \cdot \sin \beta + \alpha_2 \cdot a \cdot \cos \gamma - \omega_2^2 \cdot a \cdot \sin \gamma \end{cases} \quad (15)$$

5.1.1.1 Análisis de la validez del mecanismo de tipo biela – manivela como mecanismo linealizador

En este apartado se pretende analizar la viabilidad del mecanismo de tipo biela – manivela como mecanismo linealizador del altímetro. Para que pueda considerarse válido, se debe conseguir una precisión para cada altitud acorde a lo especificado en el apartado [Sensibilidad y precisión](#).

Este estudio se ha llevado a cabo implementando un código en MATLAB (véase [Anexo V: Códigos implementados en MATLAB](#)) que permite obtener el error máximo que se tendría en el altímetro a través de la comparación del valor de la altitud indicado en el aparato con la altitud real a la que se encontraría la aeronave.

Para ello, primero se han seleccionado unos valores de entrada para los parámetros adimensionales de diseño λ y μ . Además, se han determinado dos valores (inicial y final) del ángulo γ que conforman el rango de giro empleado para cubrir el rango de altitudes del altímetro objetivo del proyecto (véase el apartado [Rango](#)).

Con estas premisas, se han obtenido mediante la ecuación [11](#) los valores correspondientes al desplazamiento adimensionalizado de la cápsula aneroide, η , relativos a dicho rango de giro γ que cubre el rango de altitudes cubiertos por el altímetro.

Por otro lado, como la cápsula aneroide se comporta como un muelle, el desplazamiento de esta se relaciona de forma lineal con la presión, es decir, se tiene:

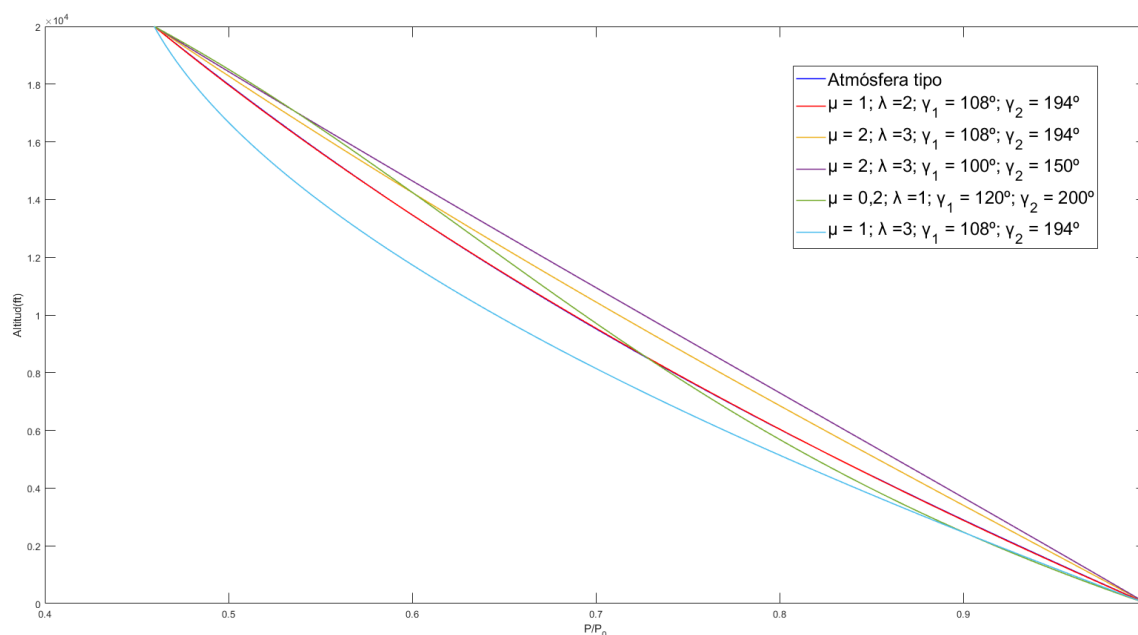
$$P = P_1 + \frac{P_2 - P_1}{\eta_2 - \eta_1} \cdot (\eta - \eta_1) \quad (16)$$

Donde se ha de tener en cuenta que P es la presión adimensionalizada, $P = p/p_0$, siendo $p_0 = 1013,25 \text{ hPa}$. Además, el subíndice “2” indica el punto final, es decir, el que se tiene cuando $h = 20000 \text{ ft}$, y el subíndice “1” el punto inicial, correspondiente a $h = 0 \text{ ft}$.

Por último, como en la troposfera la presión se relaciona con la altitud mediante la ecuación [5](#), se pueden obtener los valores de la altitud real a la que se encontraría la aeronave, siendo posible compararlos con los valores de la altitud medida por el altímetro.

RESULTADOS

Para poder encontrar los valores de los parámetros de entrada que mejor aproximasen la curva a la de la atmósfera tipo, se han ido variando dichos valores en el código de MATLAB implementado para ver la influencia de cada uno de ellos en la gráfica que se obtenía. A continuación, se muestran algunos de los resultados obtenidos para varios conjuntos de valores de los parámetros de entrada:



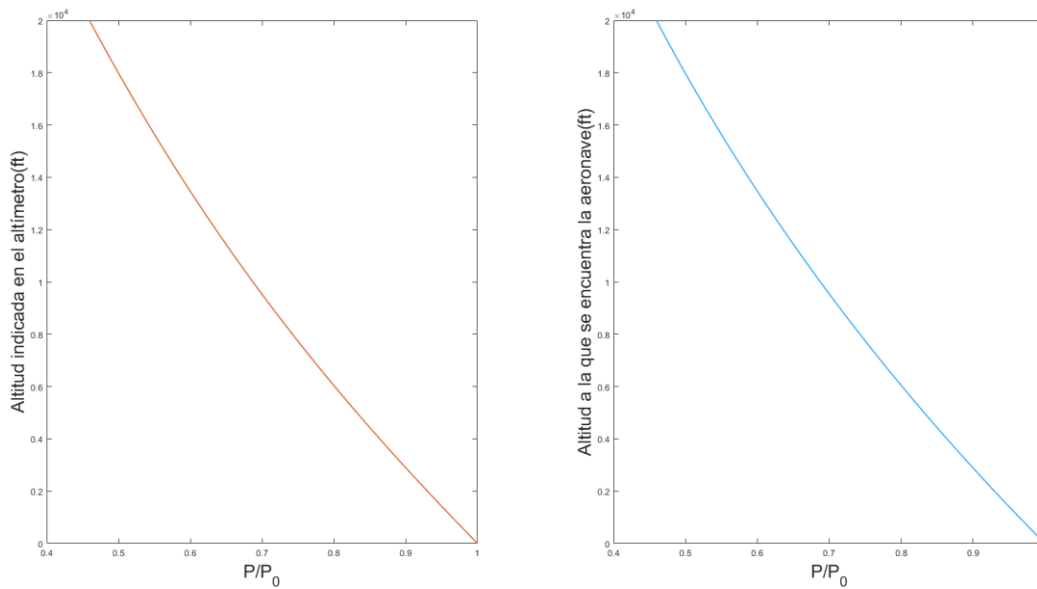
Gráfica 7 – Superposición de las curvas altitud – presión obtenidas para varios valores de los parámetros de entrada del altímetro objetivo y correspondiente a la atmósfera tipo

Como puede verse en la gráfica, la curva obtenida responde muy sensiblemente al cambio de los valores de los parámetros de entrada, por lo que encontrar el conjunto de valores que mejor se ajusta a la curva real de la atmósfera tipo no es trivial.

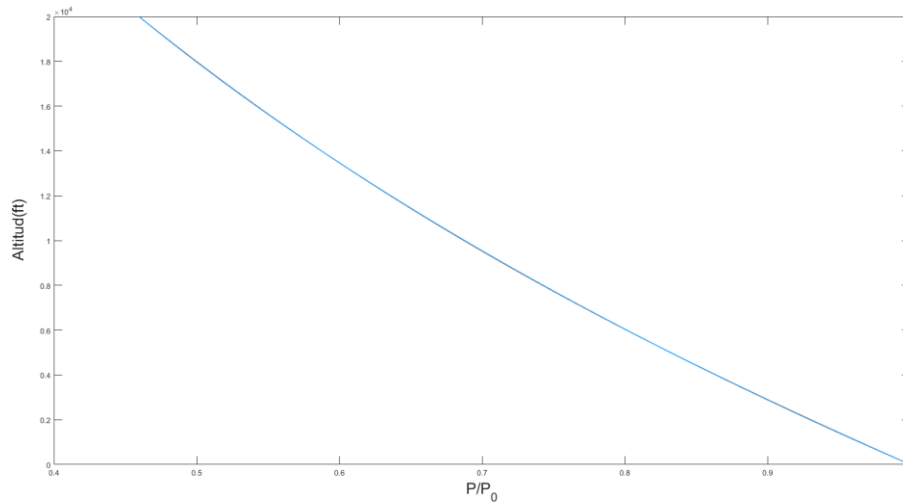
Finalmente, tras haber realizado el análisis, se ha conseguido llegar a un buen resultado, puesto que, como puede verse en la gráfica, la curva representada en rojo se ajusta perfectamente a la curva de la atmósfera tipo, por lo que se usarán dichos valores de los parámetros de entrada a la hora de diseñar el altímetro.

Parámetro	Valor
μ	1
λ	2
γ_1	108°
γ_2	194°
Error máximo	+ 17,1832 ft - 17,1735 ft

Tabla 13 – Parámetros de diseño del mecanismo biela – manivela y error máximo obtenido



Gráfica 8 – Relación altitud – presión obtenida con el altímetro objetivo y correspondiente a la atmósfera tipo



Gráfica 9 – Superposición de las curvas altitud – presión obtenida con el altímetro objetivo y correspondiente a la atmósfera tipo

Como puede observarse en las gráficas, las curvas que se obtienen de la relación altitud – presión que se consigue con el altímetro objetivo del proyecto y la correspondiente a la atmósfera tipo son prácticamente idénticas. Esto se corrobora con el valor obtenido para el error máximo (que se corresponde con el valor intrínseco del mecanismo) que se puede ver en la [Tabla 13](#), el cual es incluso menor que el valor más restrictivo de la tolerancia admisible para el error de escala del altímetro (véase [Tabla 6](#)).

CONCLUSIONES

- Queda comprobado que el mecanismo de tipo biela – manivela es perfectamente válido para cumplir con su función de mecanismo linealizador del instrumento, garantizando la precisión requerida para todo el rango del altímetro.
- La excentricidad del centro de giro de la manivela con respecto a la línea en la que se desplaza la cápsula aneroide debe ser igual al radio de giro de la manivela, $b = a$.
- La longitud de la biela debe ser el doble de la longitud de la manivela, $L = 2a$.
- La posición inicial de la manivela se corresponde con un ángulo $\gamma = 108^\circ$ y la posición final se tendrá para $\gamma = 194^\circ$.
- Con estos parámetros se obtiene un error máximo de aproximadamente $\pm 17,2 \text{ ft}$.

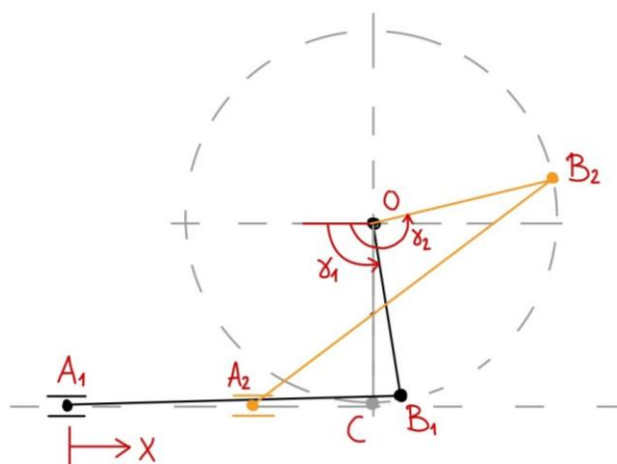


Figura 21 – Representación esquemática del mecanismo linealizador de tipo biela – manivela en sus posiciones inicial y final acorde a los parámetros de diseño seleccionados

5.1.2 Trenes de engranajes

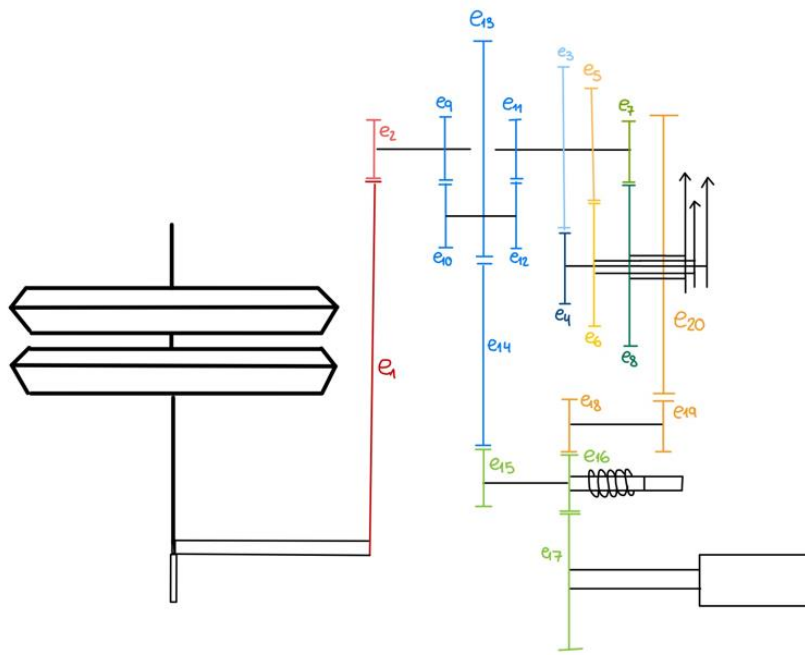


Figura 22 – Representación esquemática de los trenes de engranajes del altímetro objetivo del proyecto

- **Tren de engranajes principal (permite el movimiento de las agujas)**

A continuación, se muestra de forma esquemática el tren de engranajes principal y se representan las variables que se emplearán en el análisis.

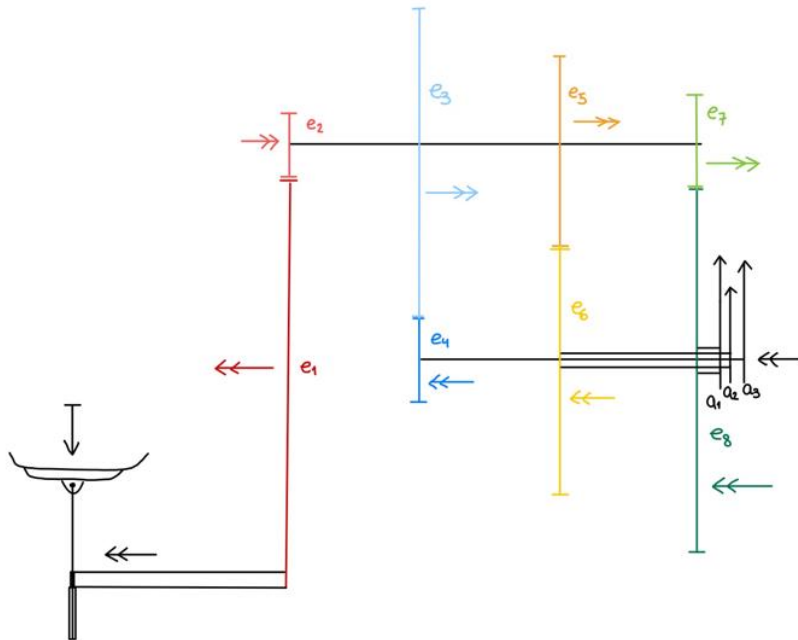


Figura 23 – Representación esquemática del tren de engranajes principal

Partiendo de que en cada pareja de engranajes la velocidad lineal en el punto de contacto debe ser la misma:

$$\vec{V}_{e_e} = \vec{V}_{e_s} \quad (17)$$

y de las siguientes relaciones:

$$\vec{V}_e = 2 \cdot \vec{\omega}_e \cdot \vec{r}_e \quad (18)$$

$$\omega_e = \frac{d\theta}{dt} \quad (19)$$

a partir del cálculo desarrollado en el [Anexo IV: Desarrollos matemáticos](#), se obtiene:

$$\theta_{e_e} \cdot r_{e_e} = \theta_{e_s} \cdot r_{e_s} \quad (20)$$

Donde θ_{e_e} y θ_{e_s} son los ángulos de entrada y salida respectivamente y r_{e_e} y r_{e_s} los radios de los engranajes de entrada y salida respectivamente.

Con esto se tendría el siguiente conjunto de ecuaciones que definen el tamaño de cada uno de los engranajes, así como su ángulo de giro:

$$\begin{aligned} \theta_{e_1} \cdot r_{e_1} &= \theta_{e_2} \cdot r_{e_2} \\ \theta_{e_3} \cdot r_{e_3} &= \theta_{e_2} \cdot r_{e_3} = \theta_{e_4} \cdot r_{e_4} \\ \theta_{e_5} \cdot r_{e_5} &= \theta_{e_2} \cdot r_{e_5} = \theta_{e_6} \cdot r_{e_6} \\ \theta_{e_7} \cdot r_{e_7} &= \theta_{e_2} \cdot r_{e_7} = \theta_{e_8} \cdot r_{e_8} \\ r_{e_3} + r_{e_4} &\equiv r_{e_5} + r_{e_6} \equiv r_{e_7} + r_{e_8} \\ \theta_{a_1} &= \theta_{e_8} \\ \theta_{a_2} &= \theta_{e_6} \\ \theta_{a_3} &= \theta_{e_4} \end{aligned} \quad (21)$$

Además, en el cálculo se deberá tener en cuenta que cada uno de estos sistemas de engranajes deberá tener una relación tal que, para una expansión de la cápsula correspondiente a 100 ft, la aguja de los 100 ft gire $\frac{1}{5} \pi \text{ rad}$, la de los 1000 ft, $\frac{1}{50} \pi \text{ rad}$, y la de los 10000 ft, $\frac{1}{500} \pi \text{ rad}$.

Una vez determinados los tamaños y ángulos de salida de cada una de las ruedas que conformarían el sistema de engranajes que mueven las agujas, quedaría por calcular un aspecto importante de los mismos: el número de dientes y el tamaño de estos para cada una de las ruedas.

Para calcular el número de dientes se debe tener en cuenta la siguiente ecuación ([Referencia \[43\]](#)):

$$m_e = 2 \cdot \frac{r_e}{z_e} \quad (22)$$

Donde m es un parámetro llamado módulo, r es el radio de la rueda y z el número de dientes.

La condición que se debe cumplir es que, en ruedas que engranan, el módulo debe ser el mismo. Partiendo de esta premisa, se tendría lo siguiente:

$$\begin{aligned} m_{e_1} = m_{e_2} &\equiv \frac{r_{e_1}}{z_{e_1}} = \frac{r_{e_2}}{z_{e_2}} \\ m_{e_3} = m_{e_4} &\equiv \frac{r_{e_3}}{z_{e_3}} = \frac{r_{e_4}}{z_{e_4}} \\ m_{e_5} = m_{e_6} &\equiv \frac{r_{e_5}}{z_{e_5}} = \frac{r_{e_6}}{z_{e_6}} \\ m_{e_7} = m_{e_8} &\equiv \frac{r_{e_7}}{z_{e_7}} = \frac{r_{e_8}}{z_{e_8}} \end{aligned} \quad (23)$$

Por otro lado, para calcular el tamaño de los dientes de cada rueda, se debe tener en cuenta una serie de definiciones que representan la geometría del diente (obtenidas a partir de la [Referencia \[43\]](#)):

$$\text{Ancho del diente en su base} \equiv t = \frac{\pi r}{z}$$

$$\text{Altura del diente hasta la base} \equiv a = 0,75 \cdot m$$

$$\text{Altura del diente desde la base hasta la cabeza} \equiv b = 1,25 \cdot m$$

- **Tren de engranajes que permite el ajuste de Kollsman**

Para el tren de engranajes que permite realizar el reglaje altimétrico, se tiene la siguiente representación esquemática:

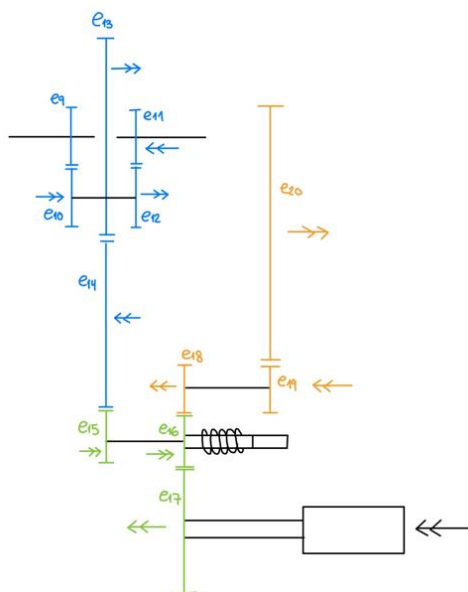


Figura 24 – Representación esquemática del tren de engranajes que permite el reglaje altimétrico

Al igual que en el punto anterior, la ecuación [20](#) es la que define el análisis cinemático de este conjunto de engranajes.

Como restricción adicional, se va a considerar que los engranajes e_9 , e_{10} , e_{11} y e_{12} son del mismo tamaño. Esto es así para que, en la práctica, aunque los engranajes e_9 y e_{11} estén en distintos ejes, estos actúen como si fuesen un único eje, es decir, tengan el mismo ángulo de giro.

Con esto, se tiene:

$$\begin{aligned} \theta_{perilla} &= \theta_{e_{17}} \\ \theta_{e_{17}} \cdot r_{e_{17}} &= \theta_{perilla} \cdot r_{e_{17}} = \theta_{e_{16}} \cdot r_{e_{16}} \\ \theta_{e_{16}} \cdot r_{e_{16}} &= \theta_{e_{18}} \cdot r_{e_{18}} \\ \theta_{e_{19}} &= \theta_{e_{18}} \\ \theta_{e_{19}} \cdot r_{e_{19}} &= \theta_{e_{18}} \cdot r_{e_{19}} = \theta_{e_{20}} \cdot r_{e_{20}} \\ \theta_{e_{15}} &= \theta_{e_{16}} \\ \theta_{e_{15}} \cdot r_{e_{15}} &= \theta_{e_{16}} \cdot r_{e_{15}} = \theta_{e_{14}} \cdot r_{e_{14}} \\ \theta_{e_{14}} \cdot r_{e_{14}} &= \theta_{e_{13}} \cdot r_{e_{13}} \\ r_{e_9} &= r_{e_{10}} = r_{e_{11}} = r_{e_{12}} \\ \theta_{e_{12}} \cdot r_{e_{12}} &= \theta_{e_{11}} \cdot r_{e_{11}} \\ \theta_{e_9} &= 0 \end{aligned} \tag{24}$$

5.2 Análisis estructural

5.2.1 Mecanismo linealizador de tipo biela – manivela

- Biela

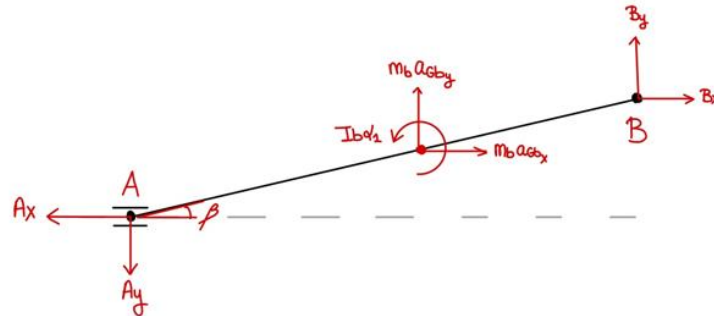


Figura 25 – Representación esquemática de las fuerzas y momentos que actúan sobre la biela
A partir del balance de fuerzas

$$\begin{cases} \sum F_x = m_b \cdot a_{Gb_x} \\ \sum F_y = m_b \cdot a_{Gb_y} \\ \sum M_b = I_b \cdot \alpha_1 \end{cases} \quad (25)$$

y a partir del cálculo desarrollado en el [Anexo IV: Desarrollos matemáticos](#), se obtiene:

$$\begin{cases} B_x - A_x = m_b \cdot (a_A - \alpha_1 \cdot \frac{L}{2} \cdot \sin \beta - \omega_1^2 \cdot \frac{L}{2} \cdot \cos \beta) \\ B_y = m_b \cdot (\alpha_1 \cdot \frac{L}{2} \cdot \cos \beta - \omega_1^2 \cdot \frac{L}{2} \cdot \sin \beta) \\ \frac{L}{2} \cdot \cos \beta \cdot B_y - \frac{L}{2} \cdot \sin \beta \cdot B_x - \frac{L}{2} \cdot \sin \beta \cdot A_x = m_b \cdot \frac{L^2}{12} \cdot \alpha_1 \end{cases} \quad (26)$$

- Manivela

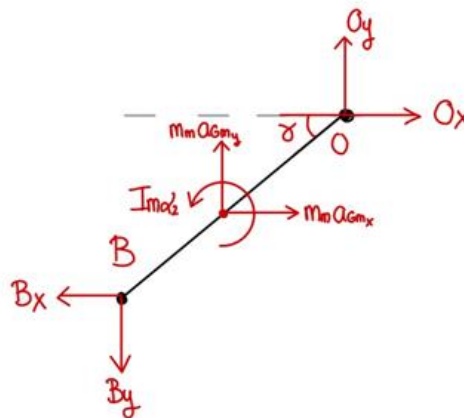


Figura 26 – Representación esquemática de las fuerzas y momentos que actúan sobre la manivela

De nuevo, a partir del balance de fuerzas

$$\begin{cases} \sum F_x = m_m \cdot a_{Gm_x} \\ \sum F_y = m_m \cdot a_{Gm_y} \\ \sum M_m = I_m \cdot \alpha_2 \end{cases} \quad (27)$$

y a partir del cálculo desarrollado en el [Anexo IV: Desarrollos matemáticos](#), se obtiene:

$$\begin{cases} O_x - B_x = m_m \cdot \left(-\alpha_2 \cdot \frac{a}{2} \cdot \sin \gamma - \omega_2^2 \cdot \frac{a}{2} \cdot \cos \gamma \right) \\ O_y - B_y = m_m \cdot \left(\alpha_2 \cdot \frac{a}{2} \cdot \cos \gamma - \omega_2^2 \cdot \frac{a}{2} \cdot \sin \gamma \right) \\ \frac{a}{2} \cdot \cos \gamma \cdot O_y - \frac{a}{2} \cdot \sin \gamma \cdot O_x + \frac{a}{2} \cdot \cos \gamma \cdot B_y - \frac{a}{2} \cdot \sin \gamma \cdot B_x = m_m \cdot \frac{a^2}{12} \cdot \alpha_2 \end{cases} \quad (28)$$

RESULTADOS

Haciendo una estimación de órdenes de magnitud para determinar si las fuerzas que se generan debidas al desplazamiento de la cápsula aneroide son significativas, se tiene lo siguiente:

Órdenes de magnitud de los parámetros de entrada:

Parámetro	Orden de magnitud
L	$10^{-2} [m]$
a	$10^{-2} [m]$
V_A	$10^{-6} [m/s]$
m_b	$10^{-4} [kg]$
m_m	$10^{-4} [kg]$

Tabla 14 – Orden de magnitud de los parámetros de entrada del mecanismo tipo biela – manivela

Haciendo uso de las ecuaciones [13](#) y [15](#) del análisis cinemático:

Parámetro	Orden de magnitud
ω_1	$10^{-3} [rad/s]$
ω_2	$10^{-3} [rad/s]$
α_1	$10^{-12} [rad/s^2]$
α_2	$10^{-12} [rad/s^2]$
a_A	$10^{-15} [m/s^2]$

Tabla 15 – Orden de magnitud de las velocidades angulares y aceleraciones del mecanismo linealizador

Haciendo uso ahora de las ecuaciones [26](#) y [28](#):

Parámetro	Orden de magnitud
A_x	$10^{-19} [N]$
B_x	$10^{-20} [N]$
B_y	$10^{-23} [N]$
O_x	$10^{-20} [N]$
O_y	$10^{-24} [N]$

Tabla 16 – Orden de magnitud de las fuerzas que se tendrían en el mecanismo tipo biela – manivela

CONCLUSIONES

Como puede apreciarse, los órdenes de magnitud de las fuerzas que se generan en el mecanismo de tipo biela – manivela son ínfimas y, por tanto, despreciables. Esto quiere decir que este mecanismo no impone ninguna restricción adicional en cuando a sus dimensiones, masa y materiales se refiere, es decir, por ahora sigue siendo válido considerar que estas piezas estarán fabricadas con latón.

5.2.1.1 Análisis estructural del mecanismo de tipo biela – manivela

Por último, se ha hecho un análisis estructural en CATIA V5 para conocer cuál es la fuerza máxima que se puede aplicar al mecanismo de tipo biela – manivela:

- **Biela**

Parámetro	Valor
L	$2 \cdot 10^{-2} [m]$
m_b	$2,3 \cdot 10^{-4} [kg]$
A_x	$5 \cdot 10^1 [N]$
$E_{Latón}$	$76 [MPa]$

Tabla 17 – Valor de los parámetros empleados en el análisis estructural de la biela

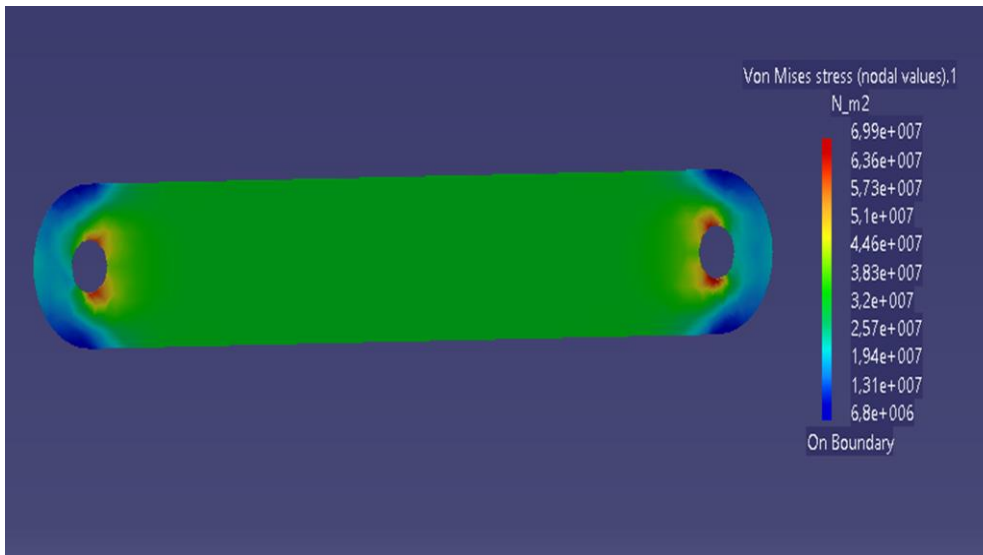


Figura 27 – Tensiones obtenidas en la biela al aplicar una fuerza de orden de magnitud 10^1 [N]

Como puede apreciarse en la figura, si se aplica una fuerza A_x de orden de magnitud 10^1 [N] en una biela con una longitud 10^{-2} [m] y masa 10^{-4} [kg], se obtienen unas tensiones máximas de aproximadamente 70 MPa.

Teniendo en cuenta que el orden de magnitud de la fuerza que se le aplica a la biela cuando la cápsula aneroide se desplaza es de 10^{-19} [N], se puede asegurar que la biela no se romperá cuando se le someta al funcionamiento para el cual está diseñada.

- **Manivela**

Parámetro	Valor
a	$1 \cdot 10^{-2}$ [m]
m_m	$1 \cdot 10^{-4}$ [kg]
B_x	$5,5 \cdot 10^0$ [N]
B_y	$5,5 \cdot 10^0$ [N]
$E_{Latón}$	76 [MPa]

Tabla 18 - Valor de los parámetros empleados en el análisis estructural de la manivela

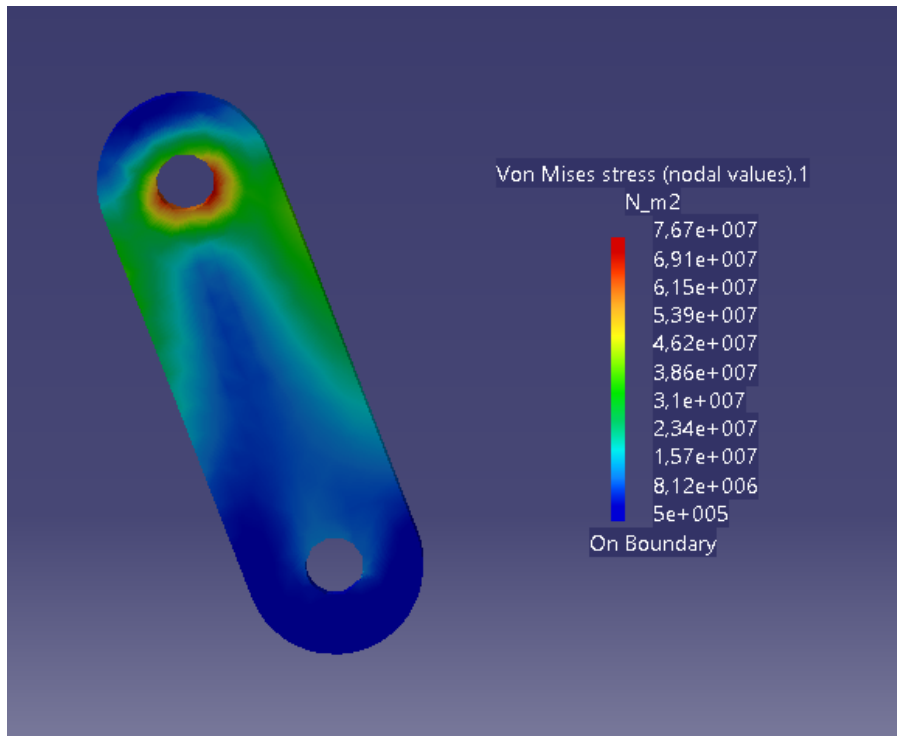


Figura 28 – Tensiones obtenidas en la manivela al aplicar una fuerza de orden de magnitud 10^0 [N]

En este caso, cuando se tiene una manivela con una longitud de orden 10^{-2} [m] y masa de orden 10^{-4} [kg] a la que se le aplica unas fuerzas B_x y B_y de orden unidad, se obtienen unas tensiones máximas de aproximadamente 77 MPa.

De nuevo, teniendo en cuenta que el orden de magnitud de la fuerza que se le aplica a la manivela cuando la cápsula aneroide se desplaza es de 10^{-20} [N] – 10^{-23} [N], se puede asegurar que la manivela no se romperá cuando se le someta al funcionamiento para el cual está diseñada.

5.2.2 Trenes de engranajes

Al igual que ocurría para el mecanismo linealizador de tipo biela – manivela, debido a los órdenes de magnitud de las velocidades, aceleraciones y masas, las fuerzas que se generan en el tren de engranajes son despreciables. Se procede ahora a realizar el análisis estructural en CATIA V5 para hallar el valor máximo de la fuerza que es capaz de soportar un par de engranajes cuando el mecanismo está en funcionamiento.

Parámetro	Valor
$r_{engranajes}$	$5 \cdot 10^{-3}$ [m]
$m_{engranajes}$	$3 \cdot 10^{-4}$ [kg]
M	$3,5 \cdot 10^{-2}$ [Nm]
$E_{Latón}$	76 [MPa]

Tabla 19 - Valor de los parámetros empleados en el análisis estructural de un par de engranajes

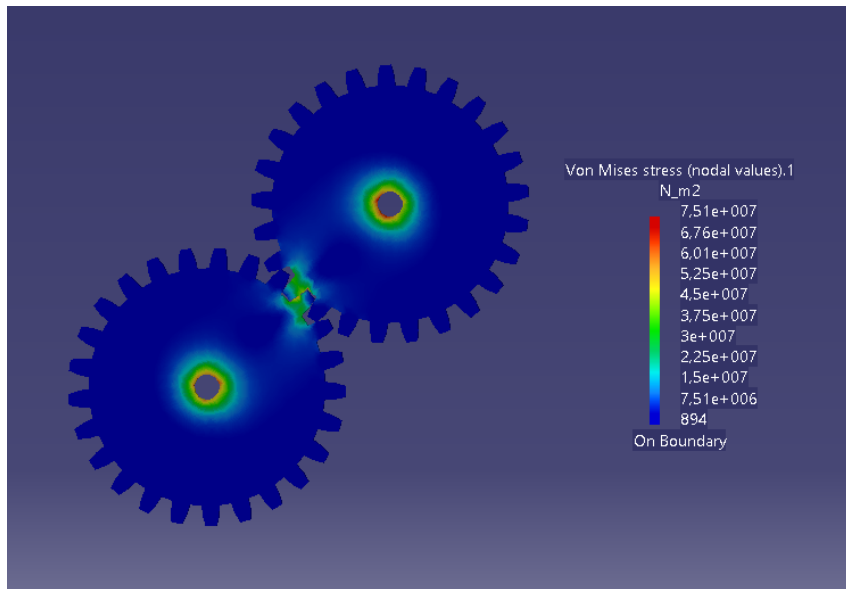
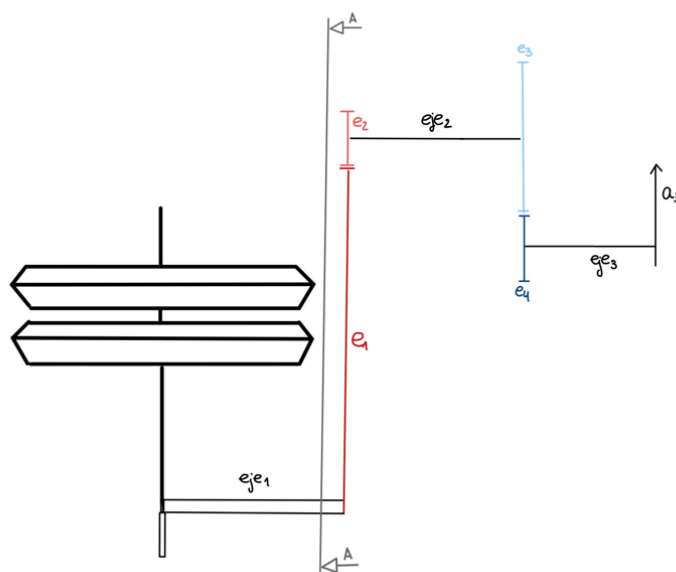


Figura 29 - Tensiones obtenidas en la manivela al aplicar un momento de orden de magnitud 10^{-2} [Nm]

Ahora, para obtener las tensiones máximas o de rotura, se ha de aplicar un momento de orden de magnitud 10^{-2} [Nm] al engranaje transmisor de un par de engranajes con radios de orden 10^{-3} [m] y masas de orden 10^{-4} [kg]. Como los momentos que se generan en el mecanismo están por debajo de ese valor límite, los engranajes no se romperán cuando se les someta al funcionamiento para el cual están diseñados.

5.3 Respuesta dinámica del sistema

En este apartado se va a realizar un análisis de la respuesta dinámica del sistema cuando este se somete a una entrada de presión en rampa (simula un ascenso o descenso de la aeronave) y un impulso (simula una ráfaga o discontinuidad atmosférica). Para realizar el análisis, se tendrán en cuenta todos los mecanismos implicados en el giro de la aguja de los 100 ft (por ser la que alcanza mayores velocidades ante las entradas en presión que se van a simular y, por tanto, la más expuesta a sufrir mayores vibraciones) cuando se tiene una variación de la presión atmosférica.



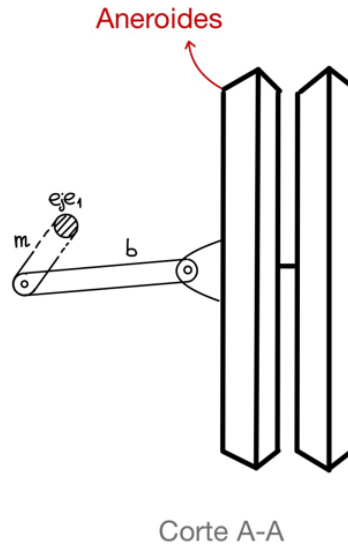


Figura 30 – Mecanismos implicados en el giro de la aguja de los 100 ft

Dado que la ecuación de movimiento del sistema se va a obtener mediante la ecuación de Lagrange (véase ecuación **XX** del [Anexo IV: Desarrollos matemáticos](#)), se debe definir una coordenada generalizada. Es decir, se deben relacionar las ecuaciones del análisis cinemático de tal forma que queden definidas en función de la misma variable. Tras aplicar la ecuación de Lagrange, se obtendrá una ecuación diferencial de segundo orden que será la que defina la ecuación de movimiento del sistema.

Debido a la cinemática del mecanismo de tipo biela – manivela (véase ecuación **8**) en la que se tiene que la relación entre el desplazamiento de la cápsula y los giros de la biela y manivela es no lineal, la ecuación diferencial de segundo orden resultante sería de coeficientes variables:

$$A(q) \cdot \ddot{q} + B(q) \cdot \dot{q} + C \cdot q = Q$$

Aunque existen métodos de resolución para este tipo de ecuaciones, en el caso concreto que nos ocupa la resolución numérica se vuelve especialmente complicada debido a la relación existente entre el desplazamiento y el giro de la manivela (y su derivada) y el giro de la biela y el de la manivela (y su derivada) ya que se tienen funciones trigonométricas complejas:

$$\beta = a \sin\left(\frac{b - a \cdot \sin \gamma}{L}\right) \rightarrow \dot{\beta} = -\frac{\frac{a}{L} \cos \gamma}{\sqrt{1 - \left(\frac{b - a \cdot \sin \gamma}{L}\right)^2}} \cdot \dot{\gamma}$$

$$x = L - L \cdot \cos\left[a \sin\left(\frac{b - a \cdot \sin \gamma}{L}\right) \right] - a \cdot \cos \gamma$$

$$\rightarrow \dot{x} = \frac{\frac{a}{L} \cos \gamma}{\sqrt{1 - \left(\frac{b - a \cdot \sin \gamma}{L}\right)^2}} \cdot \dot{\gamma} \cdot L \cdot \left(\frac{b - a \cdot \sin \gamma}{L}\right) + \dot{\gamma} \cdot a \cdot \sin \gamma$$

Para poder simplificar el problema y obtener una ecuación diferencial de segundo orden de coeficientes constantes, se ha optado por sustituir el sistema aneroide (que hace las veces de muelle) – biela – manivela por un muelle espiral unido al primer eje del sistema de engranajes:

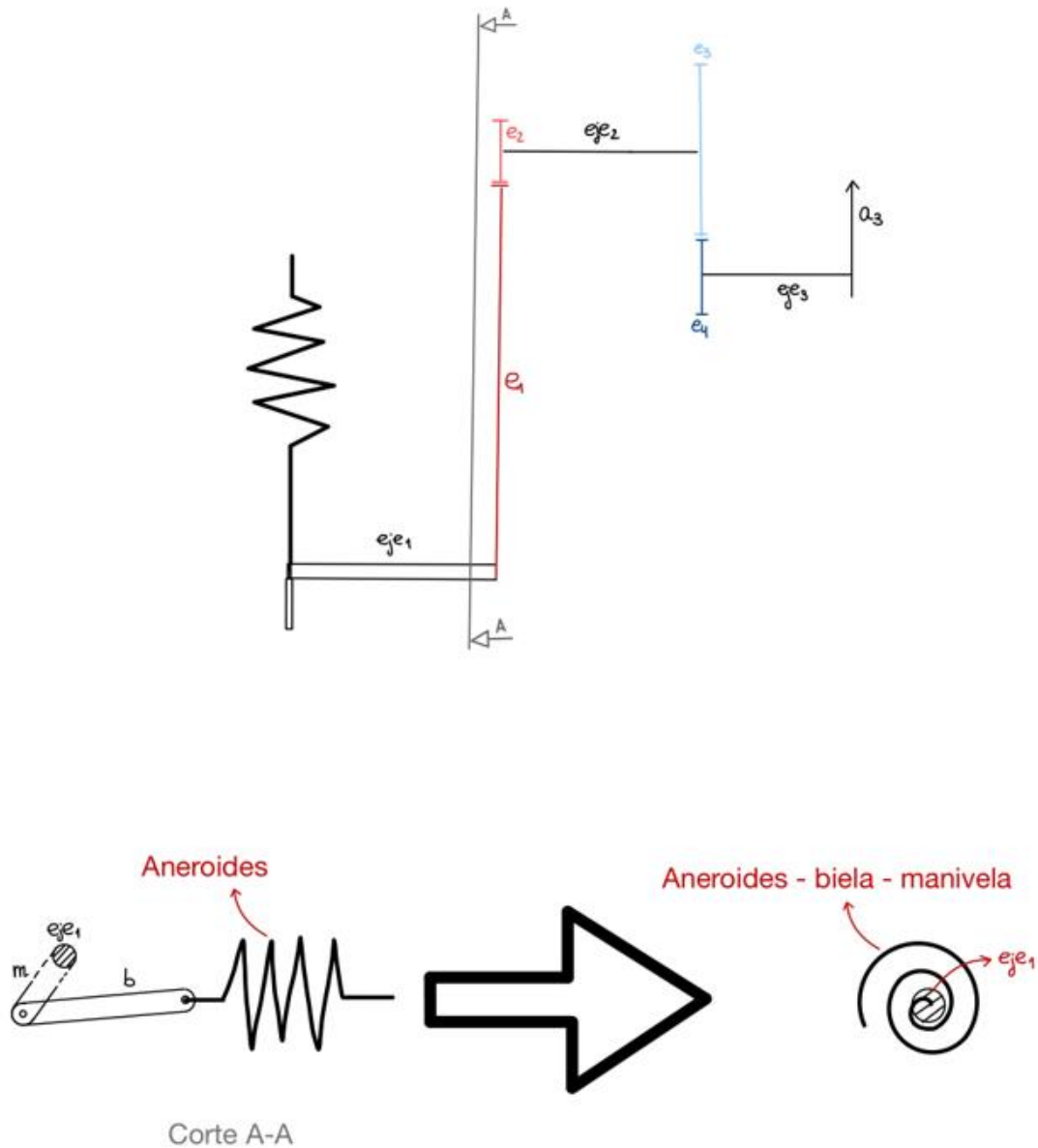


Figura 31 – Simplificación realizada en el conjunto aneroide – biela – manivela

La razón de esta decisión es que el sistema muelle – biela – manivela tiene como función principal oponerse al giro del primer eje del sistema de engranajes, pero al transmitirse esa oposición a través del conjunto biela – manivela se dificulta el cálculo tal y como se acaba de exponer. El hecho de sustituir ese sistema por un muelle espiral hace que se tenga un elemento con un comportamiento muy similar pero que simplifica enormemente las ecuaciones, resultando en una ecuación de movimiento que tiene la siguiente forma:

$$m_{eq} \cdot \ddot{q} + c_{eq} \cdot \dot{q} + k_{eq} \cdot q = Q$$

Donde m_{eq} es la masa equivalente del sistema, c_{eq} es el amortiguamiento equivalente, k_{eq} la constante elástica equivalente, \ddot{q} y \dot{q} las derivadas de la coordenada generalizada, representada como q , y Q es la fuerza generalizada.

Es decir, se tiene el siguiente sistema equivalente de masa, muelle y amortiguador:

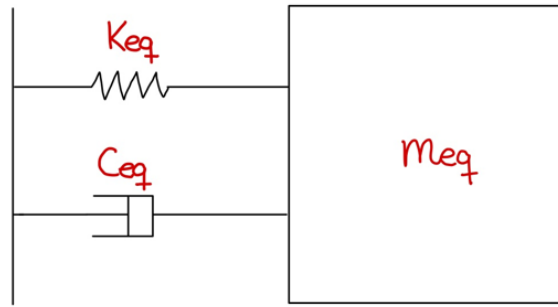


Figura 32 – Sistema equivalente de masa, muelle y amortiguador

En este sistema, la masa equivalente vendrá dada a partir de las energías cinética y rotacional de los diferentes mecanismos y engranajes; y la constante elástica equivalente, a partir de la energía potencial elástica de la cápsula aneroide. Como puede verse, no hay amortiguadores en el sistema, por lo que el coeficiente de amortiguamiento equivalente se obtendrá a partir de la suposición de ciertas pérdidas en la energía cinética debidas al rozamiento viscoso del sistema. Estas pérdidas se modelan a partir de la relación de amortiguamiento, ξ . Lo deseable es tener un sistema subamortiguado, es decir, $0 < \xi < 1$. En este modelo, teniendo en cuenta los valores empleados usualmente en los problemas realizados en la asignatura “*Mecánica de máquinas y vibraciones*” del grado en Ingeniería Aeroespacial para mecanismos similares, se ha optado por una relación de amortiguamiento $\xi = 0,05$.

Con esto, a partir de los cálculos desarrollados en el [Anexo IV: Desarrollos matemáticos](#), se tienen los siguiente parámetros que definen el sistema equivalente:

Parámetro	Valor	Unidad
Masa equivalente, m_{eq}	5,0952	$[kg \cdot m^2/s^2]$
Coefficiente de amortiguamiento equivalente, c_{eq}	4,98	$[N \cdot s \cdot m]$
Constante elástica equivalente, k_{eq}	486	$[N \cdot m/rad]$
Frecuencia natural, ω_n	9,77	$[rad/s]$
Frecuencia natural amortiguada, ω_d	9,75	$[rad/s]$

Tabla 20 – Parámetros que definen el sistema equivalente

Una vez definido el sistema, se estudiará el comportamiento de este ante una entrada de presión en rampa y un impulso.

5.3.1 Respuesta dinámica del sistema ante una entrada de presión en rampa

Como se ha anticipado, una entrada de presión en rampa simula un ascenso o descenso de la aeronave. Para elegir los valores de dicha entrada en rampa, se hará uso de lo especificado en el apartado [Requisitos y pruebas que debe cumplir un altímetro barométrico](#), en el cual se describe la prueba de fricción que se le debe realizar al altímetro: según el apéndice E de la Parte 43 de la norma 14 CFR de la [FAA \(Referencia \[22\]\)](#), el altímetro estará sometido a una disminución constante de la presión de aproximadamente 750 pies por minuto. A cada altitud indicada en la [Tabla 4](#), el cambio en la lectura de las agujas después de la vibración no deberá exceder la tolerancia correspondiente indicada en la [Tabla 4](#).

Teniendo esto en cuenta, se tiene una entrada de presión en rampa que adquiere la siguiente forma:

$$Q = D \cdot t = 0,5 \cdot t [N \cdot m]$$

A partir de los cálculos del [Anexo IV: Desarrollos matemáticos](#) y el código de MATLAB implementado a partir de ellos en el [Anexo V: Códigos implementados en MATLAB](#), se han obtenido los siguientes

resultados:

Altitud [ft]	θ_{e_1} [rad]	θ_{a_3} [rad]	Tolerancia [ft]
1000	0,0741	0,034	5
2000	0,1646	0,0756	12
3000	0,2469	0,1134	18
5000	0,4115	0,1889	30
10000	0,8230	0,3779	60
15000	1,2346	0,5669	90
20000	1,8518	0,8503	135

Tabla 21 – Respuesta dinámica ante una entrada de presión en rampa

CONCLUSIONES

Como puede apreciarse, todas las tolerancias obtenidas (excepto la que se tiene para 20000 ft) están dentro del rango admisible dictado en la prueba de fricción (véase la [Tabla 4](#)). Teniendo en cuenta que se han hecho ciertas suposiciones para poder obtener el sistema equivalente, estos valores podrían mejorarse si se hiciese un análisis de la respuesta dinámica teniendo en cuenta la relación cinemática real entre el aneroide, biela y manivela. Dado que el único valor que está fuera de tolerancia solo se excede en + 35 ft (teniendo en cuenta además que se está en 20000 ft de altitud, rango máximo del altímetro), se puede concluir que el altímetro objetivo tiene una muy buena respuesta a las vibraciones cuando se le somete a un ascenso o descenso normal de la aeronave.

Nota. – Cabe mencionar que, a partir del código de MATLAB implementado (véase [Anexo V: Códigos implementados en MATLAB](#)), se ha hecho el estudio de la respuesta dinámica teniendo en cuenta varios valores de la relación de amortiguamiento comprendidos entre $0,02 < \xi < 0,15$ para comprobar la influencia de dicho factor en la respuesta. En todos los casos, la tolerancia variaba a partir del cuarto decimal. Como en la tabla solo se refleja la tolerancia como un entero, el valor de la tolerancia obtenido en todos los casos era idéntico, por lo que no se ha visto necesario reflejar dicho estudio en la memoria.

5.3.2 Respuesta dinámica del sistema ante una entrada de presión de tipo impulso

Por último, se estudia a continuación la respuesta dinámica del sistema ante una entrada de presión de tipo impulso, lo que equivaldría a una ráfaga o discontinuidad atmosférica.

Para elegir el valor del impulso, se han tenido en cuenta variaciones de la presión de 5, 10, 15, 20 y 25 mbar:

$$Q = R \cdot \delta(t) = [6,65; 13,3; 20; 26,6; 33,25] [N \cdot m]$$

A partir de los cálculos del [Anexo IV: Desarrollos matemáticos](#) y el código de MATLAB implementado a partir de ellos en el [Anexo V: Códigos implementados en MATLAB](#), se han obtenido los siguientes resultados:

Variación de presión [mbar]	θ_{e_1} [rad]	θ_{a_3} [rad]	Tolerancia [ft]
5	0,1048	0,04814	8
10	0,2096	0,0963	15
15	0,3152	0,1447	23

20	0,4193	0,1925	31
25	0,5241	0,2406	38

Tabla 22 – Respuesta dinámica ante una entrada de presión de tipo impulso

CONCLUSIONES

Como puede apreciarse, a pesar de tener discontinuidades en presión considerables, las tolerancias obtenidas son razonables, por lo que, de nuevo, se puede concluir que el altímetro objetivo tiene una muy buena respuesta a las vibraciones cuando se le somete a una ráfaga o discontinuidad atmosférica.

5.3.3 Análisis de las vibraciones debidas a la deformación de la aguja

Por último, aunque resulte intuitivo, se va a demostrar que las vibraciones debidas a la deformación de la aguja son despreciables y de menor orden que las vibraciones obtenidas en la respuesta dinámica del sistema, lo que se traduce en que las posibles oscilaciones de la aguja se producen porque oscila todo el sistema y no porque esta se deforme.

En este análisis, se supondrá que la aguja se comporta como una barra empotrada que sufre una vibración transitoria debido a una excitación externa de tipo impulso: $F(t) = R \cdot \delta(t)$. Este impulso simula la excitación externa que sufre la aguja cuando se desplaza al girar el eje del tren de engranajes.

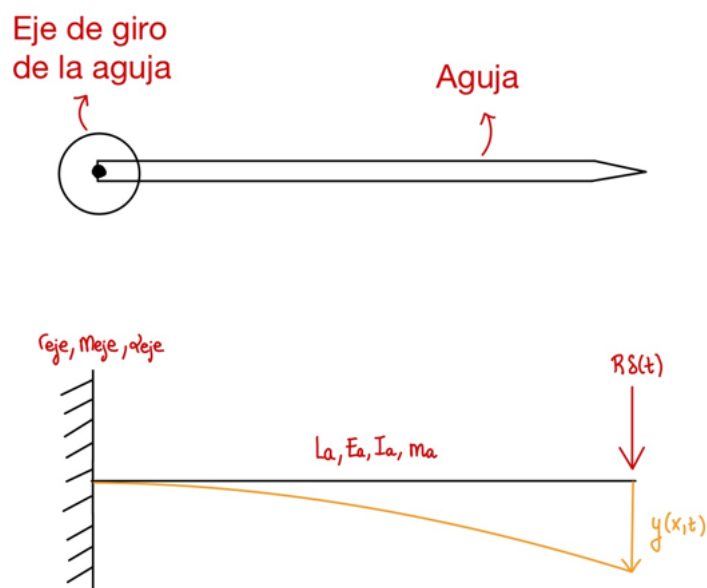


Figura 33 – Representación del modelo de barra empotrada para el comportamiento de la aguja ante una vibración transitoria de tipo impulso

Partiendo de la ecuación de Lagrange

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}} \right) - \frac{\partial L}{\partial q} + \frac{\partial F}{\partial \dot{q}} = Q \quad (29)$$

y sabiendo que la masa y rigidez equivalentes en el modelo de barra empotrada son las siguientes:

$$m_{eq} = \frac{33}{140} \cdot M \quad (30)$$

$$k_{eq} = \frac{3EI}{L^3} \quad (31)$$

A partir de los cálculos desarrollados en el [Anexo IV: Desarrollos matemáticos](#) (todos las ecuaciones y desarrollos utilizados en este punto se han obtenido de [la Referencia \[45\]](#)), se obtiene la ecuación del movimiento del sistema de 1 grado de libertad sometido a impulso R y las condiciones iniciales:

$$\frac{33}{140} m_a \cdot \ddot{y} + \frac{3E_a I_a}{L_a^3} \cdot y = R \delta(t) \quad (32)$$

$$y(0) = 0$$

$$\dot{y}(0) = \frac{R}{m_a}$$

Respuesta del sistema:

$$y(t) = \frac{R}{m_a} \cdot \frac{1}{\omega} \cdot \sin(\omega t) \quad (33)$$

$$\omega = \sqrt{\frac{k_{eq}}{m_{eq}}}$$

Donde la amplitud de la vibración queda determinada por:

$$A = \frac{R}{m_a} \sqrt{\frac{m_{eq}}{k_{eq}}} \quad (34)$$

Además, a partir de la condición de ángulo pequeño, se tiene que el ángulo que se desplazaría la aguja cuando se da la amplitud máxima de vibración es el siguiente:

$$\theta_{max} = \frac{A}{L_a} = \frac{R}{L_a m_a} \sqrt{\frac{m_{eq}}{k_{eq}}} = \frac{m_{eje} r_{eje} \alpha_{eje}}{L_a^2 m_a} \sqrt{\frac{11}{140} \cdot \frac{m_a L_a^3}{E_a I_a}} \quad (35)$$

RESULTADOS

Haciendo una estimación de órdenes de magnitud para determinar si el ángulo que gira la aguja cuando se tiene una vibración transitoria es significativo, se tiene lo siguiente:

Órdenes de magnitud de los parámetros que definen la amplitud de la vibración de la aguja:

Parámetro	Orden de magnitud	
m_{eje}	Masa del eje de la aguja	$10^{-3} [kg]$
m_a	Masa de la aguja	$10^{-4} [kg]$
r_{eje}	Radio del eje de la aguja	$10^{-3} [m]$
α_{eje}	Aceleración angular del eje de la aguja	$10^{-10} [rad/s^2]$
L_a	Longitud de la aguja	$10^{-2} [m]$
E_a	Módulo de elasticidad del latón	$10^6 [kg/s^2m]$
I_a	Segundo momento de inercia de la aguja	$10^{-13} [m]$

Tabla 23 – Orden de magnitud de los parámetros que definen la amplitud de la vibración de la aguja

Haciendo uso de la ecuación 35:

Parámetro	Orden de magnitud
θ_{max}	10^{-11} [rad]

Tabla 24 – Orden de magnitud del ángulo que gira la aguja cuando se tiene la máxima amplitud de vibración

CONCLUSIONES

Como puede apreciarse, el orden de magnitud del ángulo que gira la aguja que indica los 100 ft cuando se tiene la mayor amplitud de vibración es despreciable. Esto quiere decir que el error intrínseco del altímetro debido a las vibraciones propias del funcionamiento del mecanismo está dentro del rango de tolerancias admisibles (véase la Tabla 4) y deja margen para los posibles errores derivados de otras fuentes de vibración a las que está expuesto el avión, como pueden ser el motor, las hélices, el tren de aterrizaje o las turbulencias, entre otras.

5.4 Conclusiones

A partir de los análisis realizados, se tienen los siguientes resultados que sirven como punto de partida para poder realizar el cálculo y diseño básico de componentes y del conjunto:

Nota. – Conviene aclarar que el parámetro que realmente dimensiona el conjunto es la deflexión de la cápsula aneroide. Se ha intentado, sin éxito, contactar con proveedores para conocer valores típicos de mercado; sin embargo, aunque no se ha obtenido respuesta por parte de ninguno de ellos, como se puede ver en la página web de la empresa Lattice Tech (Referencia [49]), algunos proveedores ofrecen la posibilidad de diseñar y producir cápsulas aneroideas según los requisitos del cliente, por lo que se ha optado por dimensionar el mecanismo (lo que implica una condición sobre la cápsula) y pedir al proveedor una cápsula aneroide que se ajuste a los requerido.

Parámetro	Valor u orden de magnitud	
γ_1	Ángulo de la manivela en su posición inicial	108°
γ_2	Ángulo de la manivela en su posición final	194°
$L^{(*)}$	Longitud de la biela	10^{-2} [m]
a	Longitud de la manivela	10^{-2} [m]
m_b	Masa de la biela	10^{-4} [kg]
m_m	Masa de la manivela	10^{-4} [kg]
L_a	Longitud de las agujas	10^{-2} [m]
m_a	Masa de las agujas	10^{-4} [kg] – 10^{-5} [kg]
r_{ejes}	Radio de los ejes	10^{-3} [m] – 10^{-4} [m]
r_e	Radio de los engranajes	10^{-2} [m] – 10^{-3} [m]

*Nota **. – La longitud de la biela debe ser el doble de la longitud de la manivela $L = 2a$.

*Nota ***. – La excentricidad del centro de giro de la manivela respecto a la línea en la que se desplaza la cápsula aneroide debe ser igual al radio de giro de la manivela, $b = a$.

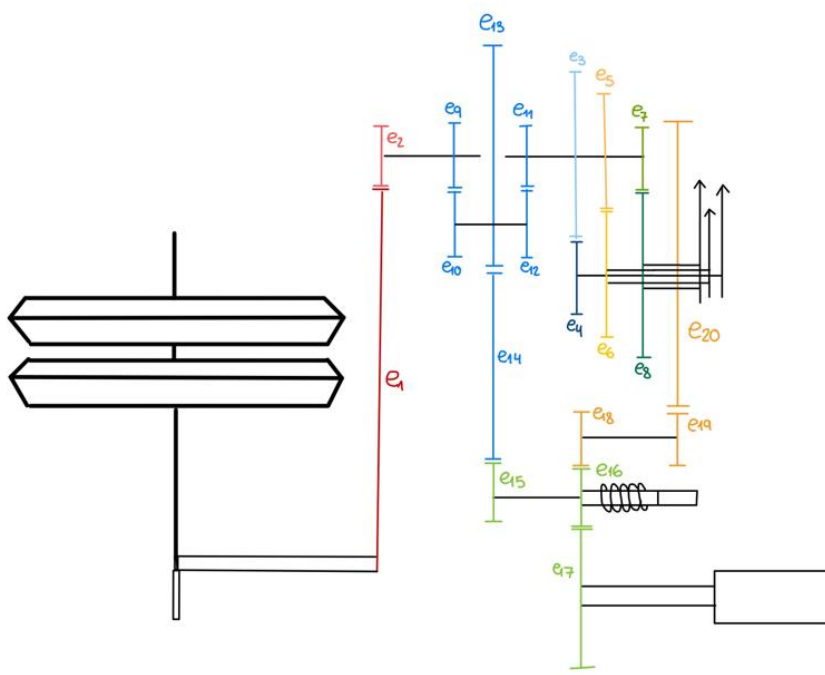
Tabla 25 – Resultados obtenidos a partir de los análisis realizados para los parámetros de los distintos mecanismos del altímetro objetivo

6 CÁLCULO Y DISEÑO BÁSICO DE COMPONENTES Y DEL CONJUNTO

En este apartado se calcularán y diseñarán los componentes esenciales del altímetro, así como del instrumento completo.

6.1 Dimensiones de los parámetros que definen el mecanismo

Teniendo en cuenta los resultados obtenidos en el apartado [Análisis de funcionamiento](#) y de lo definido en el punto [Tamaño](#), se tienen las siguientes dimensiones de los parámetros que definen los distintos mecanismos del altímetro objetivo del proyecto:

Biela		
Parámetro		Valor
L	Longitud de la biela	$2 \cdot 10^{-2} [m]$
m_b	Masa de la biela	$2,321 \cdot 10^{-4} [kg]$
Manivela		
Parámetro		Valor
a	Longitud de la manivela	$1 \cdot 10^{-2} [m]$
m_m	Masa de la manivela	$1,089 \cdot 10^{-4} [kg]$
Engranajes		
		

Parámetro		Valor
r_{e_1}	Radio del engranaje sectorial* o cuña e_1	$3,835 \cdot 10^{-2} [m]$
r_{e_2}	Radio del engranaje e_2	$3 \cdot 10^{-3} [m]$
r_{e_3}	Radio del engranaje e_3	$1,62 \cdot 10^{-2} [m]$
r_{e_4}	Radio del engranaje e_4	$2,76 \cdot 10^{-3} [m]$
r_{e_5}	Radio del engranaje e_5	$7 \cdot 10^{-3} [m]$
r_{e_6}	Radio del engranaje e_6	$1,197 \cdot 10^{-2} [m]$
r_{e_7}	Radio del engranaje e_7	$1,05 \cdot 10^{-3} [m]$
r_{e_8}	Radio del engranaje e_8	$1,795 \cdot 10^{-2} [m]$
r_{e_9}	Radio del engranaje e_9	$5 \cdot 10^{-3} [m]$
$r_{e_{10}}$	Radio del engranaje planetario e_{10}	$5 \cdot 10^{-3} [m]$
$r_{e_{11}}$	Radio del engranaje e_{11}	$5 \cdot 10^{-3} [m]$
$r_{e_{12}}$	Radio del engranaje planetario e_{12}	$5 \cdot 10^{-3} [m]$
$r_{e_{13}}$	Radio del engranaje planetario e_{13}	$1,5 \cdot 10^{-2} [m]$
$r_{e_{14}}$	Radio del engranaje e_{14}	$1,4 \cdot 10^{-2} [m]$
$r_{e_{15}}$	Radio del engranaje e_{15}	$3 \cdot 10^{-3} [m]$
$r_{e_{16}}$	Radio del engranaje e_{16}	$3 \cdot 10^{-3} [m]$
$r_{e_{17}}$	Radio del engranaje e_{17}	$7,5 \cdot 10^{-3} [m]$
$r_{e_{18}}$	Radio del engranaje e_{18}	$3 \cdot 10^{-3} [m]$
$r_{e_{19}}$	Radio del engranaje e_{19}	$2 \cdot 10^{-3} [m]$
$r_{e_{20}}$	Radio del engranaje del dial e_{20}	$3,6 \cdot 10^{-2} [m]$
m_e	Masa del conjunto de los engranajes	$8,7 \cdot 10^{-2} [kg]$
Agujas		
Parámetro		Valor
$L_{a_{100ft}}$	Longitud de la aguja que marca las centenas de pies	$4,5 \cdot 10^{-2} [m]$
$m_{a_{100ft}}$	Masa de la aguja que marca las centenas de pies	$7,249 \cdot 10^{-5} [kg]$
$L_{a_{1000ft}}$	Longitud de la aguja que marca los miles de pies	$3,15 \cdot 10^{-2} [m]$

$m_{a_{1000ft}}$	Masa de la aguja que marca los miles de pies	$1,088 \cdot 10^{-4} [kg]$
$L_{a_{10000ft}}$	Longitud de la aguja que marca las decenas de miles de pies	$4,5 \cdot 10^{-2} [m]$
$m_{a_{10000ft}}$	Masa de la aguja que marca las decenas de miles de pies	$7,072 \cdot 10^{-5} [kg]$
γ_1	Ángulo de la manivela en su posición inicial	108°
γ_2	Ángulo de la manivela en su posición final	194°

Nota *. – El engranaje sectorial o cuña es un engranaje que cubre un sector de circunferencia. En este caso, el sector de circunferencia cubierto está relacionado con el rango de giro de la manivela, 86° , por lo que el ángulo del engranaje sectorial es de 92° .

Nota **. – Véase el [Anexo VI: Pliego de planos](#) para el resto de las dimensiones que definen los mecanismos, así como para el despiece de estos.

Tabla 26 – Dimensiones de los parámetros que definen los mecanismos del altímetro objetivo del proyecto

6.2 Diseño del altímetro objetivo del proyecto

A continuación, se muestra el diseño del altímetro objetivo del proyecto realizado en el programa CATIA V5 a partir de los cálculos teóricos expuestos a lo largo de esta memoria y a partir del cual se han obtenido los planos que se recogen en el [Anexo VI: Pliego de planos](#).

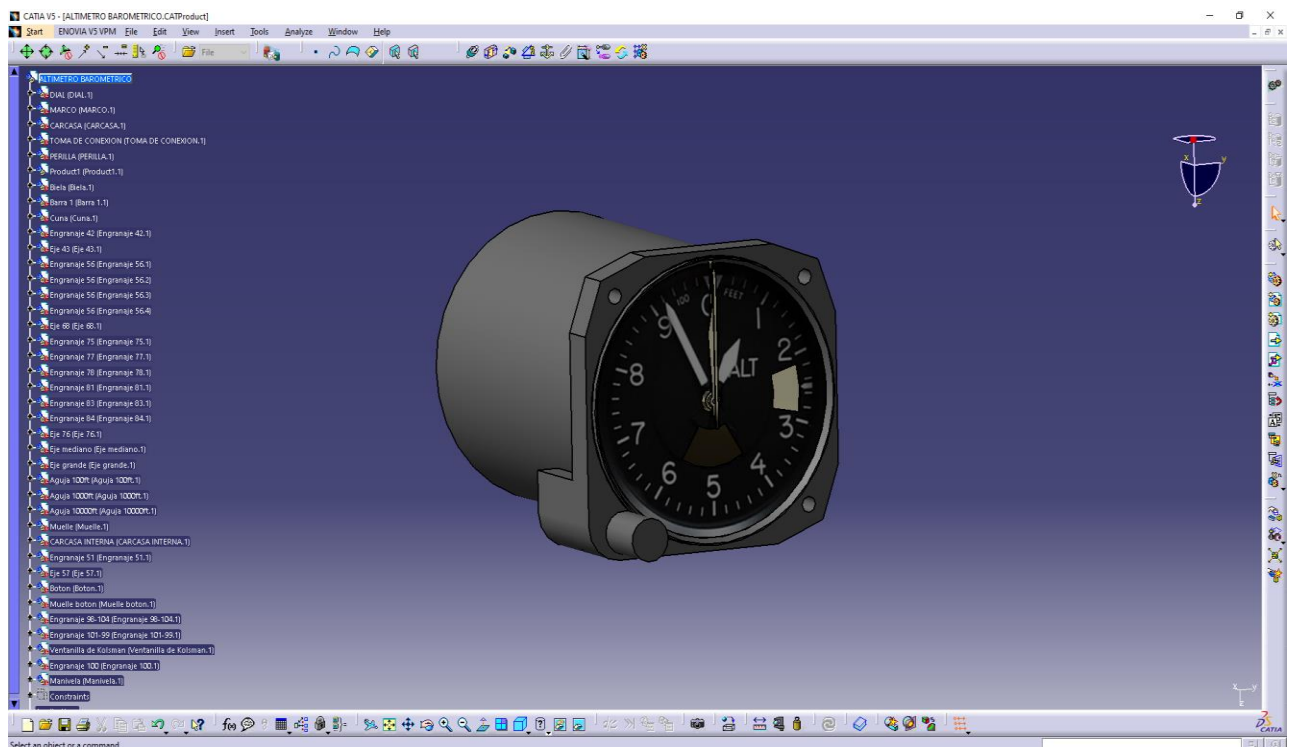


Figura 34 – Estructura de árbol de CATIA V5 del altímetro objetivo diseñado

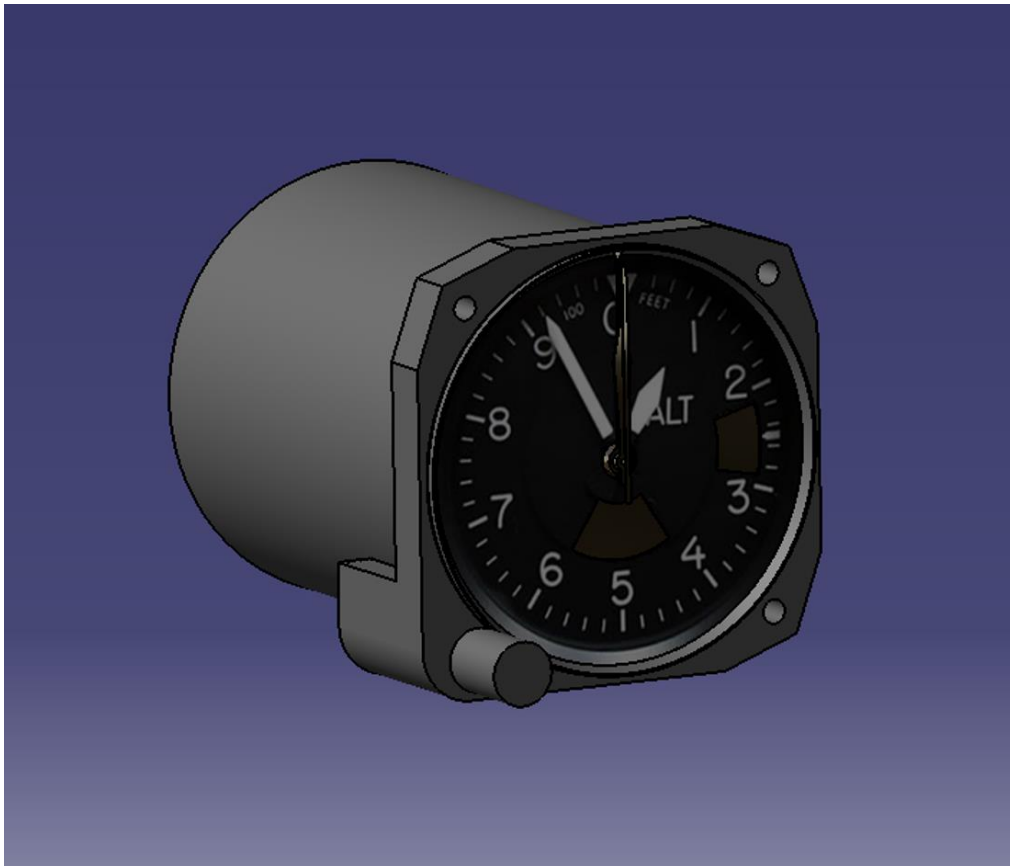


Figura 35 – Vista isométrica del altímetro barométrico del proyecto

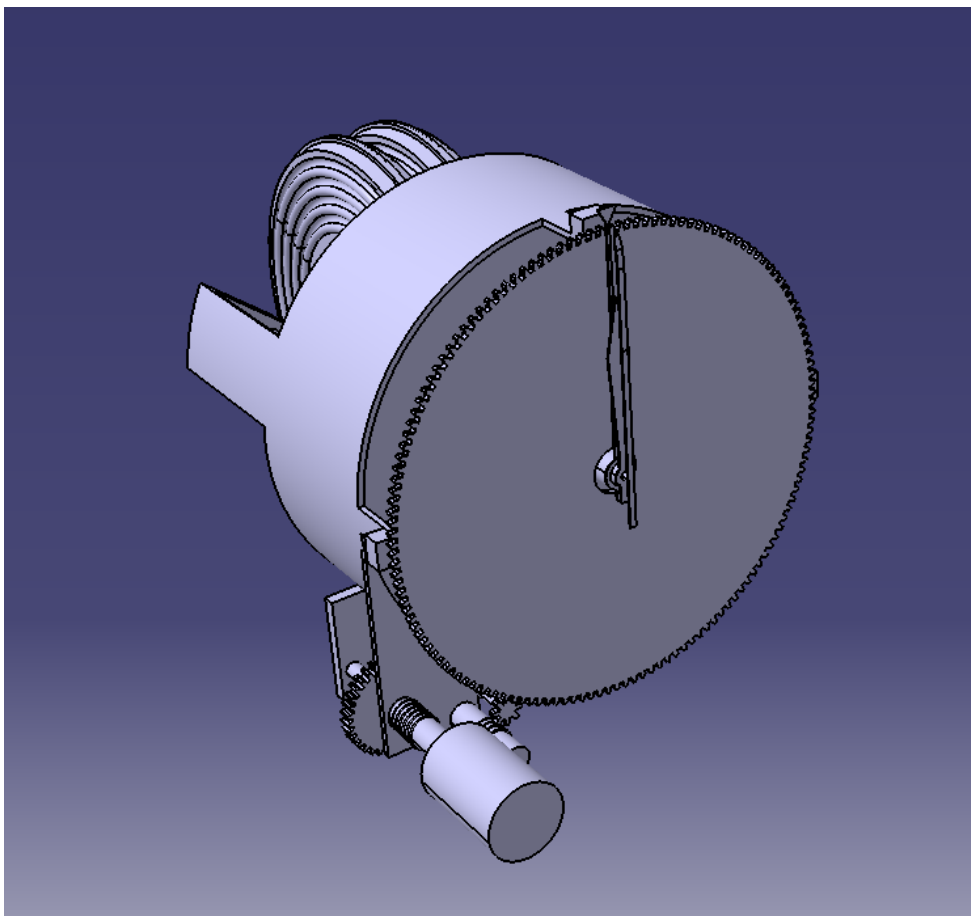


Figura 36 – Vista isométrica del altímetro barométrico del proyecto sin la carcasa exterior

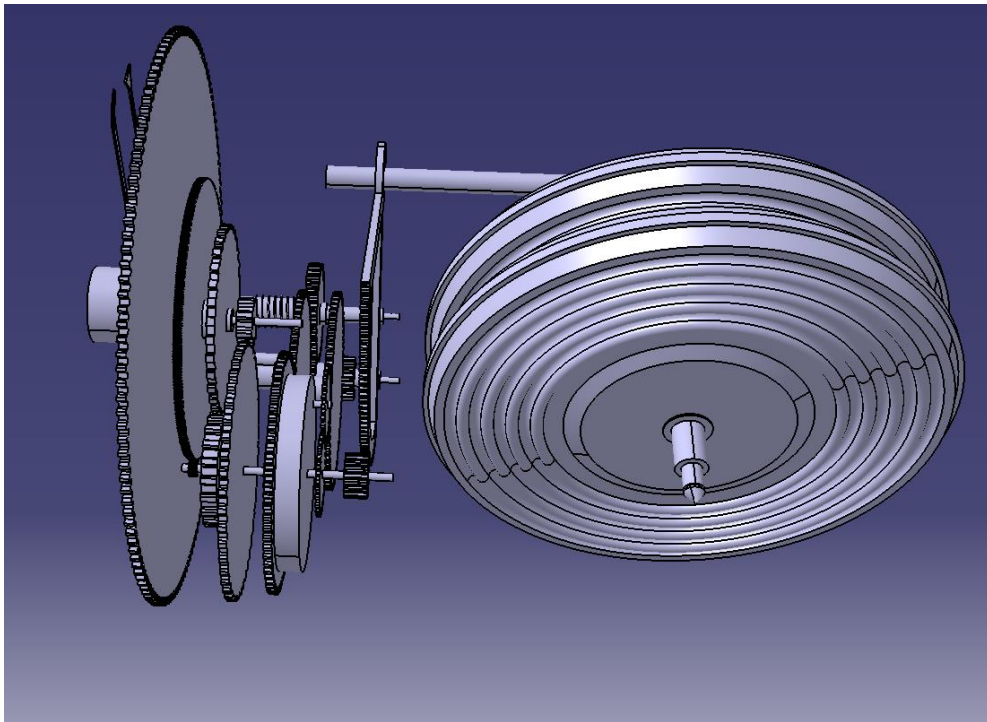


Figura 37 – Detalle del mecanismo de engranajes del altímetro barométrico del proyecto

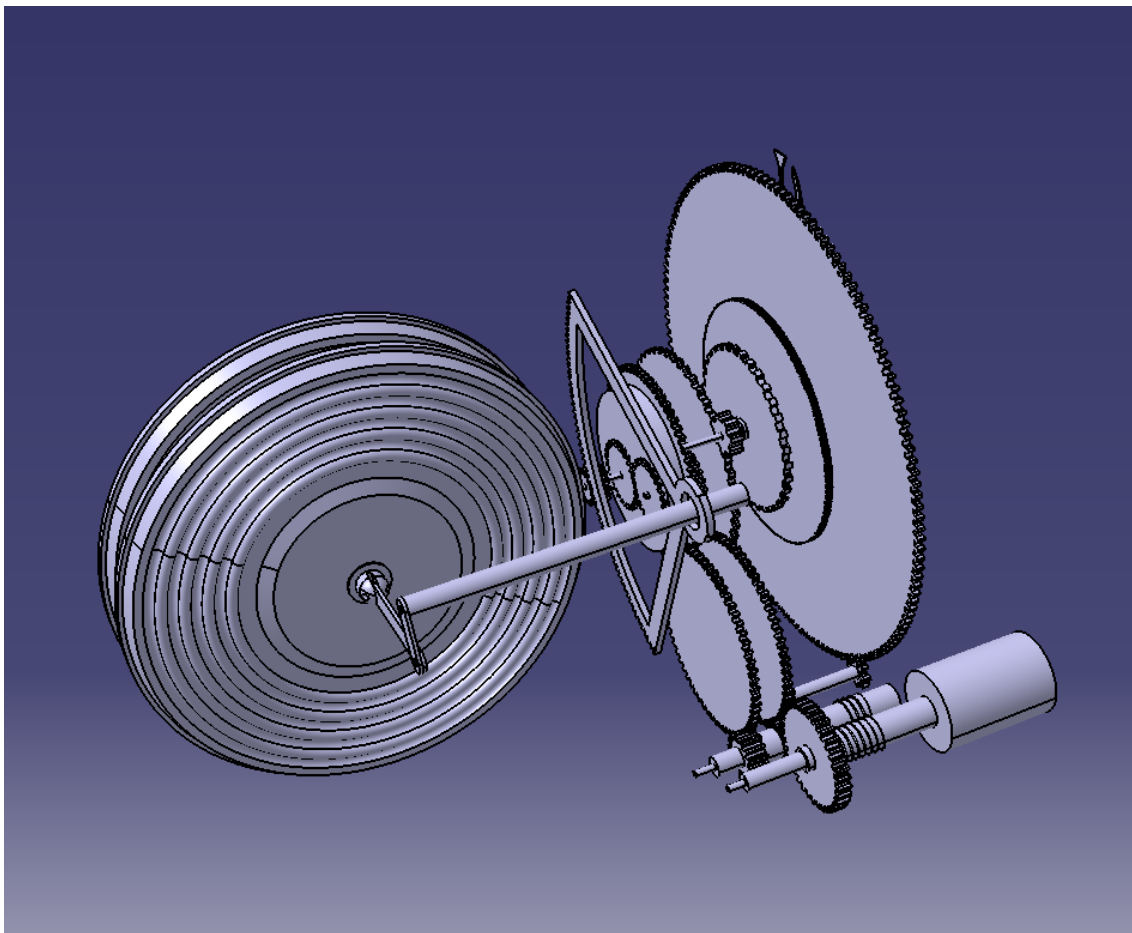


Figura 38 – Detalle de mecanismo de engranajes y ajuste de Kollsman del altímetro objetivo del proyecto

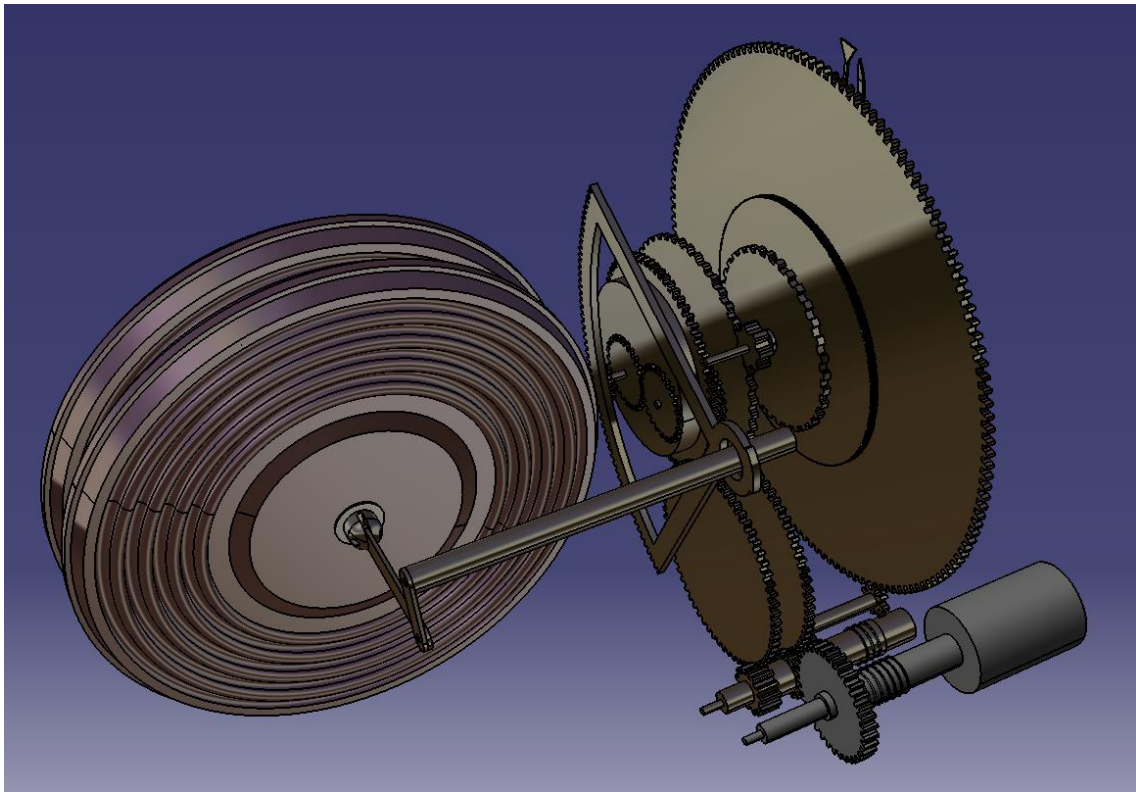


Figura 39 – Detalle del mecanismo de engranajes y ajuste de Kollsman del altímetro objetivo del proyecto una vez especificados los materiales

6.3 Masa, rango, sensibilidad y precisión del altímetro objetivo del proyecto

Una vez calculado y diseñado cada componente del altímetro, así como el instrumento completo, se procede a dar los valores de rango, sensibilidad y precisión que se han podido conseguir finalmente tras el diseño:

Modelo	Masa	Rango	Sensibilidad	Precisión	
				Rango	Temperatura
					+ 20°C
Altímetro objetivo teórico	0,300 kg – 0,400 kg	0 – 20000 ft	20 ft	0 - 1000 ft	± 20 ft
				bis 1500 ft	± 25 ft
				bis 3000 ft	± 30 ft
				bis 4000 ft	± 35 ft
				bis 6000 ft	± 40 ft
				bis 8000 ft	± 60 ft
				bis 10000 ft	± 80 ft
				bis 12000 ft	± 90 ft
				bis 14000 ft	± 100 ft
				bis 16000 ft	± 110 ft
				bis 18000 ft	± 120 ft
bis 20000 ft	± 130 ft				

Altímetro objetivo diseñado	0,348 kg	0 – 20000 ft	20 ft	0 - 1000 ft	-11 ft
				bis 1500 ft	-14 ft
				bis 3000 ft	-15 ft
				bis 4000 ft	-13 ft
				bis 6000 ft	±8 ft
				bis 8000 ft	+15 ft
				bis 10000 ft	+17 ft
				bis 12000 ft	+17 ft
				bis 14000 ft	±11 ft
				bis 16000 ft	-13 ft
bis 18000 ft	-17 ft				
bis 20000 ft	-17 ft				

Nota 1. – Nótese que los valores obtenidos para la precisión del altímetro objetivo diseñado únicamente tienen en cuenta los errores intrínsecos del propio mecanismo. Estos valores han sido obtenidos a partir de MATLAB (véase [Anexo V: Códigos implementados en MATLAB](#)).

Tabla 27 – Masa, rango, sensibilidad y precisión del altímetro objetivo diseñado en comparación con el objetivo teórico inicial

7 PRESUPUESTO PRELIMINAR

En este apartado se trata de hacer una estimación del presupuesto de fabricación del instrumento, así como del precio objetivo de venta, comparado con los de la competencia.

A la hora de hacer el presupuesto, se va a suponer que la empresa que comercializará el altímetro encargará la fabricación y la producción a otra empresa del sector. Además, se tomará como hipótesis adicional que ya se está fabricando, se han hecho prototipos, se ha certificado y se han amortizado dichos costes.

7.1 Costes directos

- **Materia prima**

En la siguiente tabla se muestran los costes de los elementos que componen el altímetro. Dichos costes se han obtenido a partir de diferentes listas de proveedores y de ciertas estimaciones tras preguntar en ferreterías y tiendas de la misma índole (véase [Referencia \[48\]](#), tienda online consultada):

Número de ítem	Cantidad	Material	Nombre de la parte	Coste
1	1	Plástico ABS	Marco	3,75 €
2	1	Plástico ABS	Dial	1,5 €
3	1	Plástico ABS	Perilla de ajuste	1,5 €
4	1	Plástico ABS	Carcasa exterior	5,5 €
5	1	Latón	Aguja 10000 ft	2 €
6	1	Latón	Aguja 1000 ft	2 €
7	1	Latón	Aguja 100 ft	2 €
8	1	Plástico	Botón Kollsman	1,25 €
9	1	Plástico	Cobertura toma estática	1,15 €
10	2	$CuBe_2$	Cápsula aneroide	36,5 €
11	1	Latón	Biela	1,25 €
12	1	Latón	Manivela	2,25 €
13	1	Latón	Eje cuña	1,25 €
14	1	Latón	Soporte	2,5 €
15	1	Latón	Cuña	1,7 €
16	1	Latón	Carcasa interna	8,75 €
17	1	Latón	Engranaje	1 €

18	1	Latón	Eje	1,12 €
19	4	Latón	Engranaje	1,2 €
20	1	Latón	Eje	1,12 €
21	1	Latón	Engranaje	1,7 €
22	1	Latón	Eje	1,12 €
23	1	Latón	Engranaje	1,2 €
24	1	Latón	Engranaje	1,2 €
25	1	Latón	Engranaje	0,5 €
26	1	Latón	Eje	1,15 €
27	1	Latón	Eje	1,12 €
28	1	Latón	Eje	1,15 €
29	1	Latón	Engranaje	1,7 €
30	1	Latón	Engranaje	1,5 €
31	1	Latón	Engranaje	0,8 €
32	1	Latón	Engranaje	2 €
33	1	Latón	Engranaje	0,8 €
34	1	Latón	Eje	1,12 €
35	1	Latón	Engranaje	1 €
36	1	Latón	Engranaje	1 €
37	1	Latón	Engranaje	1,2 €
38	1	Latón	Engranaje	1 €
39	1	Latón	Engranaje	1,5 €
40	1	Latón	Engranaje	1,5 €
Coste total de la materia prima por unidad				103,35 €

Nota 1. – El número de ítem se corresponde con el elemento identificado en los planos del [Anexo VI: Pliego de planos](#)

Tabla 28 – Coste de los elementos principales del altímetro objetivo del proyecto

- **Mano de obra**

A partir de ciertas hipótesis y suposiciones, considerando salarios por hora – persona en Europa Occidental, se tienen los siguientes costes asociados a la mano de obra necesaria para la manufacturación de cada altímetro:

Tipo de operario	N.º horas – persona	Tarifa horaria	Coste total
Operario de montaje	6	18 €	108 €
Técnico de calibración y pruebas	3	20 €	60 €
Control de calidad	1,5	22 €	33 €
Coste total de la mano de obra por unidad			201 €

Tabla 29 – Costes asociados a la mano de obra

- **Costes directos totales**

Tipo de coste	Coste
Materia prima	103,35 €
Mano de obra	201 €
Costes directos totales por unidad	304,35 €

Tabla 30 – Total de los costes directos por unidad

7.2 Costes indirectos

Los costes indirectos son aquellos gastos que no pueden ser directamente atribuidos a un producto o proyecto de manera fácil o precisa. Estos costes no están relacionados con la producción directa, pero son necesarios para mantener las operaciones generales de una empresa. Estos costes pueden incluir:

- Alquiler y arrendamiento
- Servicios públicos y mantenimiento
- Nómina y beneficios de empleados, es decir, el salario del personal que no está directamente involucrado en la producción.
- Gastos legales y contables
- Marketing y publicidad.

Para el caso del altímetro objetivo del proyecto, se va a considerar un 13 % de coste adicional debido a estos costes indirectos.

Costes indirectos suponiendo un 13 % de coste adicional a los costes directos	
Costes indirectos por unidad	39,57 €

Tabla 31 – Costes indirectos por unidad

7.3 Beneficio

En la industria aeronáutica, se suele considerar que un buen margen de beneficio estaría entre el 5 % y 15 %. Para el caso del altímetro objetivo del proyecto, se va a estimar un beneficio del 8 %.

Beneficio suponiendo un margen del 8 % sobre los costes	
Costes directos	304,35 €
Costes indirectos	39,57 €
Beneficio por unidad	27,51 €
Precio del producto sin IVA	371,43 €

Tabla 32 – Beneficio por unidad

7.4 Precio de Venta al Público (PVP)


Para conocer el Precio de Venta al Público (PVP), habrá que tener en cuenta el Impuesto al Valor Añadido (IVA). El IVA es un impuesto sobre el consumo que se aplica a la mayoría de los bienes y servicios en muchas jurisdicciones. La tasa de IVA puede variar según el país y la región en la que se compre el producto.

Considerando el caso particular de España, la tasa estándar de IVA es del 21 %, por lo que se considerará este valor. De esta forma, el PVP estimado es el siguiente:

PVP	
Precio del producto sin IVA	371,43 €
IVA (21 %)	78 €
PVP por unidad	449,43 €

Tabla 33 – PVP del altímetro objetivo

A continuación, se recogen en una tabla los PVP de diferentes altímetros del mercado:

Modelo	Rango	Agujas	Ajuste altimétrico	Indicador 10000 ft	PVP
 <p>UMA 3-1/8 ALT 0-10K FT W/ BARO IN HG DIAL</p>	0 – 10000 ft	1	Sí	No	172,33 €

 <p>UMA 3-1/8 ALT 0-20K FT W/ MB 2 REV DIAL</p>	0 – 20000 ft	1	Sí	No	192,28 €
 <p>UMA 2-1/4 ALT 20K HG</p>	0 – 20000 ft	1	Sí	No	337,91 €
 <p>FALCON ALT100F-3 ALTIMETER SEN</p>	0 – 10000 ft	3	Sí	Sí	538,32 €
 <p>FALCON 3-1/8 INCH SENSITIVE ALTIMETER ALT20INF-3</p>	0 – 20000 ft	3	Sí	Sí	553,60 €
 <p>WINTER 3 ALTIMETER EBH 8034 0-5000 FT INHG</p>	0 – 5000 ft	3	Sí	No	363 €


 <p>WINTER 2-1/4 ALTIMETER EBH 8034 0-5000 FT INHG</p>	0 – 5000 ft	1	Sí	No	385,54
---	-------------	---	----	----	--------

Tabla 34 – Precios de venta de otros altímetros barométricos mecánicos del mercado ([Referencia \[46\]](#))

El altímetro objetivo del proyecto tiene un rango de 0 – 20000 ft, cuenta con 3 agujas, ajuste altimétrico e indicador de los 10000 ft. Teniendo en cuenta estas características, observando la tabla se puede ver que, de los modelos recogidos como ejemplo, el único que comparte características con el altímetro objetivo es el “*FALCON 3-1/8 INCH SENSITIVE ALTIMETER ALT20INF-3*”, con un PVP de 553,60 €. Este modelo es el más caro de los mostrados, pero también el más completo. Dado que el PVP del altímetro objetivo se ha estimado en 449,43 €, se puede concluir que es un precio competitivo y justo dado sus características.

8 CARACTERÍSTICAS DEL PRODUCTO

En este apartado se pretende crear una ficha de características del producto y un breve manual de uso y mantenimiento.

8.1 Instrucciones de instalación y mantenimiento del altímetro del proyecto



Figura 40 – Vistas del altímetro barométrico aneroide mecánico del proyecto

8.1.1 Descripción técnica

Aplicación	Instrumento de 3 agujas para la medición de altitudes relativas y absolutas orientado a la aviación ligera
Principio de operación	El funcionamiento se basa en la medición de la presión estática del aire por medio de una cápsula de membrana elástica (cápsula aneroide). La configuración de la presión de referencia se fija a través de una perilla giratoria.
Pantalla	Escala de 360 ° dividida linealmente Aguja larga: indica decenas de miles de pies; 2000 ft por cada marca del

	<p>dial</p> <p>Aguja corta: indica miles de pies; 200 ft por cada marca del dial</p> <p>Tercera aguja: indica cientos de pies; 20 ft por revolución</p> <p>Escala del altímetro desde 20,5 inHg hasta 30 inHg</p>
Peso	0,348 kg

Tabla 35 – Descripción técnica del altímetro del proyecto

8.1.2 Límites de operación

Altitud máxima de operación	El rango de altitud para garantizar una buena operación del instrumento es de 0 – 20000 ft. Esta altitud puede superarse sin dañar al instrumento, pero no es recomendable puesto que los valores proporcionados por el altímetro pueden no ser fiables.	
Sensibilidad	20 ft	
Precisión	<p>0 - 1000 ft</p> <p>bis 1500 ft</p> <p>bis 3000 ft</p> <p>bis 4000 ft</p> <p>bis 6000 ft</p> <p>bis 8000 ft</p> <p>bis 10000 ft</p> <p>bis 12000 ft</p> <p>bis 14000 ft</p> <p>bis 16000 ft</p> <p>bis 18000 ft</p> <p>bis 20000 ft</p>	<p>-11 ft</p> <p>-14 ft</p> <p>-15 ft</p> <p>-13 ft</p> <p>±8 ft</p> <p>+15 ft</p> <p>+17 ft</p> <p>+17 ft</p> <p>±11 ft</p> <p>-13 ft</p> <p>-17 ft</p> <p>-17 ft</p>

Tabla 36 – Límites de operación del altímetro del proyecto

8.1.3 Instalación

El altímetro es un instrumento estándar de gran tamaño que requiere un taladro de 80 mm en el panel de instrumentos. Los orificios para los tornillos de montaje están situados en un círculo de 89 mm de diámetro. El instrumento debe montarse con tornillos avellanados de tipo M4. Para evitar tensiones internas en la caja del instrumento, el panel de instrumentos debe ser plano y los orificios de montaje deben estar correctamente situados. El panel de instrumentos debe estar montado a prueba de golpes.

El altímetro debe conectarse a una fuente de presión estática. La presión estática se obtiene de la segunda conexión del tubo pitot o de fuentes de presión estática situadas en las superficies laterales del fuselaje. Las fuentes de presión estática deben estar situadas en el fuselaje en una posición en la que la presión estática local del aire sea igual a la presión estática de la corriente libre.

Los tubos de los instrumentos deben ser lo más cortos posible y no deben estar doblados ni retorcidos. Deben evitarse a toda costa las torceduras en los tubos. Los tubos y las conexiones deben estar absolutamente alineados. No debe entrar agua en los instrumentos.

Debe realizarse una prueba de estanqueidad antes del primer vuelo.

Nota. – La información expuesta en este apartado está basada en los manuales de instalación y

mantenimiento de modelos similares de altímetros del fabricante “Winter Instruments” y que se pueden obtener a través de su página web ([Referencia \[40\]](#)).

8.1.4 Mantenimiento

Se deben realizar pruebas de estanqueidad al menos cada 2 años. Por lo demás, el instrumento no requiere ningún mantenimiento.

Nota. – La información expuesta en este apartado está basada en los manuales de instalación y mantenimiento de modelos similares de altímetros del fabricante “Winter Instruments” y que se pueden obtener a través de su página web ([Referencia \[40\]](#)).

8.1.5 Repetición de pruebas y reparación

El estado de servicio y la precisión de medición del altímetro se conservan normalmente durante un largo período. En caso de mal funcionamiento evidente, la unidad debe someterse a una investigación llevada a cabo por el fabricante o en una empresa de ingeniería aeronáutica adecuada. Debe embalsarse para protegerlo de golpes y las conexiones deben sellarse. Bajo ninguna circunstancia se debe interferir en el mecanismo de medición del altímetro. Se recomienda que los altímetros se sometan a pruebas periódicas después de 5 años.

Nota. – La información expuesta en este apartado está basada en los manuales de instalación y mantenimiento de modelos similares de altímetros del fabricante “Winter Instruments” y que se pueden obtener a través de su página web ([Referencia \[40\]](#)).

9 CONCLUSIONES Y COMENTARIOS DE LA AUTORA

Una vez finalizado este proyecto, me dispongo a hacer una breve explicación de los problemas encontrados, la viabilidad y las mejoras futuras, así como una serie de conclusiones y comentarios al respecto

- **Problemas encontrados**

A pesar de tratarse de un proyecto básico de un altímetro sencillo, la complejidad de análisis y diseño es muy grande. A lo largo del estudio me he topado con algunos obstáculos que me han impedido abordar los cálculos y el diseño desde una perspectiva más realista.

Como se ha expuesto en la memoria, un altímetro barométrico mecánico conduce a una serie de errores que, en mayor o menor medida, se deben tratar de solucionar. Al hacer el diseño y los diferentes cálculos he tratado de tenerlos en cuenta para poder minimizarlos, pero es muy complicado hacer modelos teóricos porque estos pasan por alto muchas variables y factores que se deben tener en cuenta, por lo que, una vez planteado y ejecutado el diseño básico, habría que construir un prototipo y someterlo a pruebas y ensayos reales y, finalmente, a certificación.

Por otro lado, también me ha resultado más difícil de lo que imaginaba el hecho de encontrar información detallada y normativa aplicable a los altímetros barométricos mecánicos, llegando en algunos casos a no ser de dominio público y, por tanto, inaccesible.

- **Viabilidad**

Aunque el proyecto no llega al nivel de un proyecto de detalle, ya que se trata de un proyecto básico, el altímetro diseñado es perfectamente viable. Como se ha mencionado, si se llevara a cabo un diseño detallado, se hiciera un prototipo, pruebas y certificación, se podría contar con un altímetro funcional que sirviese como instrumento de vuelo real de una aeronave.

- **Mejoras futuras**

Algunas de las posibles mejoras futuras que se podrían implementar en el altímetro serían, por un lado, introducir algún mecanismo de compensación por temperatura (la compensación de temperatura se realiza mediante una tira bimetálica que altera su curvatura al aumentar la temperatura. Estas características son necesarias para compensar los cambios en el módulo elástico del material del que está hecha la cámara de la cápsula aneroide) y, por otro lado, intentar que el mecanismo linealizador de tipo biela – manivela fuese válido para un mayor rango de altitudes, por ejemplo, hasta los 50000 ft, ya que no hay tantos altímetros en el mercado que cubran dicho rango y podría ser interesante intentar competir en ese mercado.

Por último, me gustaría dejar plasmadas algunas reflexiones a modo de conclusión:

Uno de los pensamientos más recurrentes que he tenido mientras investigaba sobre los altímetros y elaboraba esta memoria es: ¡qué grandes desconocidos son los instrumentos de vuelo! Gracias a este proyecto he podido descubrir y aprender en profundidad sobre uno de ellos, el altímetro, el barométrico y mecánico, el que funciona gracias a su cápsula aneroide y sus diferentes mecanismos y engranajes. Se podría pensar que por ser un instrumento tan antiguo como la aviación y que no utiliza ningún sistema electrónico, es más sencillo, pero nada más lejos de la realidad. Me he dado cuenta de que hasta los elementos que son aparentemente sencillos esconden una gran complejidad. Se han de tener en cuenta muchos factores y muchas variables, se han de corregir errores prescindiendo de una computadora que, a partir de un código, los solucione y bueno... tiene que funcionar.

Desde luego, ahora siento una gran admiración por estos instrumentos, aparentemente sencillos, pero que son en sí mismos obras fascinantes de la ingeniería. Por supuesto, también admiro a aquellos ingenieros que, por primera vez, pensaron en cada una de las ideas que, a lo largo de la historia, han ido convergiendo en el instrumento que tenemos hoy en día. Qué mentes tan brillantes y qué agradecidos debemos estarles.

ANEXO I: VALORES EN TÉRMINOS DE ALTITUD GEOMÉTRICA EN UN RANGO DESDE LOS 0 FT HASTA LOS 20000 FT OBTENIDOS DE LA TABLA 4 DEL DOCUMENTO 7488 DE LA [OACI](#)

4-4

Doc 748

VALUES IN TERMS OF GEOMETRICAL ALTITUDE						
<i>h</i> (ft)	<i>H</i> (ft)	<i>T</i> (K)	<i>t</i> (°C)	<i>p</i> (hPa)	ρ (kg/m ³)	<i>g</i> (m/s ²)
0	0	288.150	15.000	1.01325 +3	1.22500 +0	9.8067
200	200	287.754	14.604	1.00595	1.21785	9.8060
400	400	287.358	14.208	9.98689 +2	1.21073	9.8054
600	600	286.961	13.811	9.91472	1.20364	9.8048
800	800	286.565	13.415	9.84299	1.19658	9.8042
1 000	1 000	286.169	13.019	9.77167	1.18955	9.8036
1 200	1 200	285.773	12.623	9.70077	1.18256	9.8029
1 400	1 400	285.377	12.227	9.63029	1.17560	9.8023
1 600	1 600	284.980	11.830	9.56023	1.16867	9.8017
1 800	1 800	284.584	11.434	9.49059	1.16177	9.8011
2 000	2 000	284.188	11.038	9.42135 +2	1.15490 +0	9.8005
2 200	2 200	283.792	10.642	9.35253	1.14807	9.7999
2 400	2 400	283.396	10.246	9.28411	1.14126	9.7992
2 600	2 600	283.000	9.850	9.21611	1.13449	9.7986
2 800	2 800	282.603	9.453	9.14850	1.12774	9.7980
3 000	3 000	282.207	9.057	9.08131	1.12103	9.7974
3 200	3 200	281.811	8.661	9.01451	1.11435	9.7968
3 400	3 399	281.415	8.265	8.94811	1.10770	9.7962
3 600	3 599	281.019	7.869	8.88211	1.10108	9.7956
3 800	3 799	280.623	7.473	8.81651	1.09449	9.7949
4 000	3 999	280.227	7.077	8.75130 +2	1.08793 +0	9.7943
4 200	4 199	279.831	6.681	8.68648	1.08140	9.7937
4 400	4 399	279.435	6.285	8.62206	1.07490	9.7931
4 600	4 599	279.038	5.888	8.55802	1.06843	9.7925
4 800	4 799	278.642	5.492	8.49437	1.06199	9.7919
5 000	4 999	278.246	5.096	8.43110	1.05558	9.7912
5 200	5 199	277.850	4.700	8.36822	1.04920	9.7906
5 400	5 399	277.454	4.304	8.30572	1.04285	9.7900
5 600	5 598	277.058	3.908	8.24360	1.03653	9.7894
5 800	5 798	276.662	3.512	8.18185	1.03024	9.7888
6 000	5 998	276.266	3.116	8.12048 +2	1.02398 +0	9.7882
6 200	6 198	275.870	2.720	8.05949	1.01775	9.7875
6 400	6 398	275.474	2.324	7.99887	1.01155	9.7869
6 600	6 598	275.078	1.928	7.93862	1.00537	9.7863
6 800	6 798	274.682	1.532	7.87874	9.99228 -1	9.7857
7 000	6 998	274.286	1.136	7.81923	9.93111	9.7851
7 200	7 198	273.890	0.740	7.76008	9.87024	9.7845
7 400	7 397	273.494	0.344	7.70130	9.80966	9.7839
7 600	7 597	273.098	-0.052	7.64288	9.74936	9.7832
7 800	7 797	272.702	-0.448	7.58482	9.68934	9.7826
8 000	7 997	272.306	-0.844	7.52712 +2	9.62961 -1	9.7820
8 200	8 197	271.911	-1.239	7.46977	9.57016	9.7814
8 400	8 397	271.515	-1.635	7.41278	9.51100	9.7808
8 600	8 596	271.119	-2.031	7.35615	9.45211	9.7802
8 800	8 796	270.723	-2.427	7.29986	9.39351	9.7796
9 000	8 996	270.327	-2.823	7.24393	9.33519	9.7789
9 200	9 196	269.931	-3.219	7.18834	9.27714	9.7783
9 400	9 396	269.535	-3.615	7.13311	9.21937	9.7777
9 600	9 596	269.139	-4.011	7.07821	9.16188	9.7771
9 800	9 795	268.743	-4.407	7.02366	9.10467	9.7765
10 000	9 995	268.347	-4.803	6.96946 +2	9.04773 -1	9.7759
10 200	10 195	267.952	-5.198	6.91559	8.99106	9.7753
10 400	10 395	267.556	-5.594	6.86206	8.93467	9.7746
10 600	10 595	267.160	-5.990	6.80887	8.87855	9.7740
10 800	10 794	266.764	-6.386	6.75601	8.82270	9.7734
11 000	10 994	266.368	-6.782	6.70349	8.76712	9.7728
11 200	11 194	265.972	-7.178	6.65130	8.71180	9.7722
11 400	11 394	265.577	-7.573	6.59944	8.65676	9.7716
11 600	11 594	265.181	-7.969	6.54791	8.60199	9.7710
11 800	11 793	264.785	-8.365	6.49671	8.54748	9.7703

VALUES IN TERMS OF GEOMETRICAL ALTITUDE

h (ft)	H (ft)	T (K)	t ($^{\circ}$ C)	p (hPa)	ρ (kg/m ³)	g (m/s ²)
12 000	11 993	264.389	-8.761	6.44583 +2	8.49324 -1	9.7697
12 200	12 193	263.993	-9.157	6.39528	8.43926	9.7691
12 400	12 393	263.598	-9.552	6.34505	8.38555	9.7685
12 600	12 592	263.202	-9.948	6.29514	8.33209	9.7679
12 800	12 792	262.806	-10.344	6.24555	8.27891	9.7673
13 000	12 992	262.410	-10.740	6.19627	8.22598	9.7667
13 200	13 192	262.015	-11.135	6.14732	8.17331	9.7660
13 400	13 391	261.619	-11.531	6.09867	8.12090	9.7654
13 600	13 591	261.223	-11.927	6.05034	8.06875	9.7648
13 800	13 791	260.828	-12.322	6.00233	8.01686	9.7642
14 000	13 991	260.432	-12.718	5.95462 +2	7.96523 -1	9.7636
14 200	14 190	260.036	-13.114	5.90722	7.91385	9.7630
14 400	14 390	259.640	-13.510	5.86013	7.86272	9.7624
14 600	14 590	259.245	-13.905	5.81334	7.81185	9.7618
14 800	14 790	258.849	-14.301	5.76686	7.76123	9.7611
15 000	14 989	258.453	-14.697	5.72068	7.71087	9.7605
15 200	15 189	258.058	-15.092	5.67480	7.66075	9.7599
15 400	15 389	257.662	-15.488	5.62921	7.61089	9.7593
15 600	15 588	257.266	-15.884	5.58393	7.56128	9.7587
15 800	15 788	256.871	-16.279	5.53894	7.51191	9.7581
16 000	15 988	256.475	-16.675	5.49425 +2	7.46279 -1	9.7575
16 200	16 187	256.079	-17.071	5.44985	7.41392	9.7569
16 400	16 387	255.684	-17.466	5.40575	7.36530	9.7562
16 600	16 587	255.288	-17.862	5.36193	7.31692	9.7556
16 800	16 786	254.893	-18.257	5.31840	7.26879	9.7550
17 000	16 986	254.497	-18.653	5.27516	7.22090	9.7544
17 200	17 186	254.101	-19.049	5.23221	7.17325	9.7538
17 400	17 385	253.706	-19.444	5.18954	7.12584	9.7532
17 600	17 585	253.310	-19.840	5.14715	7.07868	9.7526
17 800	17 785	252.915	-20.235	5.10504	7.03175	9.7520
18 000	17 984	252.519	-20.631	5.06322 +2	6.98507 -1	9.7513
18 200	18 184	252.124	-21.026	5.02167	6.93862	9.7507
18 400	18 384	251.728	-21.422	4.98040	6.89241	9.7501
18 600	18 583	251.333	-21.817	4.93941	6.84644	9.7495
18 800	18 783	250.937	-22.213	4.89869	6.80070	9.7489
19 000	18 983	250.541	-22.609	4.85825	6.75520	9.7483
19 200	19 182	250.146	-23.004	4.81807	6.70993	9.7477
19 400	19 382	249.750	-23.400	4.77817	6.66489	9.7471
19 600	19 582	249.355	-23.795	4.73853	6.62009	9.7465
19 800	19 781	248.959	-24.191	4.69916	6.57552	9.7458
20 000	19 981	248.564	-24.586	4.66006 +2	6.53118 -1	9.7452

ANEXO II: DISEÑO E INTERFAZ DE LOS ALTÍMETROS BAROMÉTRICOS ACTUALES EMPLEADOS EN LA AVIACIÓN CIVIL

- **Aviación comercial**

Para realizar el estudio en el ámbito de la aviación comercial, se analizarán los sistemas empleados en cabina para la lectura de la altitud en algunos de los aviones de pasajeros más utilizados y/o característicos relacionados con la aviación comercial, como son el Airbus A320 de Airbus, el Airbus A380 de Airbus, el Boeing 737 MAX de Boeing y el Boeing 787 Dreamliner de Boeing.

- **Airbus A320**

Tal y como se especifica en su propia página web ([Referencia \[25\]](#)) el A320 es el avión de pasajeros más vendido por el fabricante Airbus. Se trata de un avión comercial de reacción, de fuselaje estrecho diseñado para vuelos de corta a media distancia. Los modelos derivados del A320 tienen una capacidad máxima de 220 pasajeros y un alcance que va desde los 3100 km hasta los 12000 km, dependiendo del modelo.

La primera versión del A320 se lanzó en marzo de 1984, realizando su primer vuelo el 22 de febrero de 1987. Al ser una aeronave que lleva tantos años en servicio, se puede encontrar mayor variedad en la disposición y presentación de los diferentes sistemas en cabina; sin embargo, tal y como se puede apreciar en la vista 360° que ofrece la compañía de la cabina de un A320 de nueva generación, la interfaz de los diferentes sistemas es digital. Esto es así porque el objetivo de estos fabricantes es ofrecer una lectura cómoda y rápida a los pilotos para que puedan detectar posibles anomalías o conocer información necesaria de forma clara y sencilla.

Es por esto por lo que, actualmente, se emplean unas pantallas multifunción digitales en las que se pueden leer en un solo vistazo indicaciones de altitud, actitud, rumbo, velocidad con respecto al aire y velocidad vertical, tal y como se puede apreciar en la *Figura 53 – Pantalla multifunción empleada en los nuevos modelos de aeronaves comerciales*. En concreto, la indicación de la altitud se encuentra en la parte derecha de la pantalla.

Como se muestra en la *Figura 52 – Cabina del avión A320 de Airbus*, obtenida a partir de la vista 360° mencionada, la familia de los A320 de Airbus también incorpora en sus nuevos modelos una pantalla multifunción digital a partir de la cual se da la lectura de la altitud, por lo que el altímetro barométrico mecánico queda relegado a un segundo lugar como altímetro de reserva en caso de un fallo eléctrico total.



Figura 41 – Cabina del avión A320 de Airbus

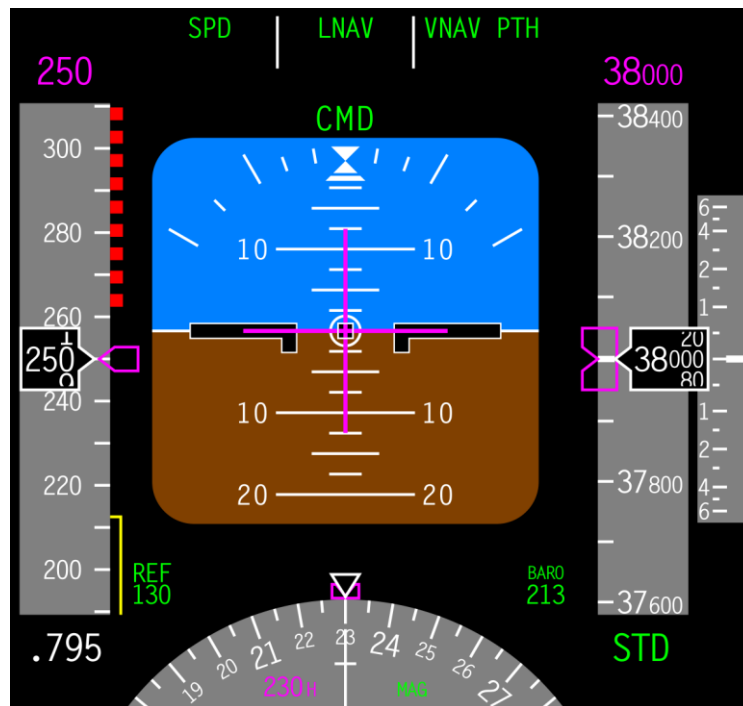


Figura 42 – Pantalla multifunción empleada en los nuevos modelos de aeronaves comerciales

o **Airbus A380**

El A380, según detalla el fabricante en su página web ([Referencia \[26\]](#)), es un avión tetrareactor fabricado por Airbus. Es, hasta el momento, el avión de pasajeros más grande del mundo. Se trata de la primera aeronave de reacción con dos cubiertas a lo largo de todo su fuselaje. Dispone de una capacidad máxima de 853 pasajeros.

Los primeros estudios para el desarrollo de la aeronave comenzaron en 1988 y Airbus anunció el proyecto en 1990; sin embargo, no sería hasta el 27 de octubre de 2007 cuando realizase su primer vuelo comercial.

Los modelos de esta familia disponen de ocho pantallas de cristal líquido, físicamente idénticas y permutables. Estas comprenden dos pantallas principales de vuelo, dos pantallas de navegación,

una pantalla de parámetros de los motores, una pantalla del sistema y dos pantallas multifunción, tal y como se puede apreciar en la *Figura 54 – Cabina del avión A380 de Airbus*.



Figura 43 – Cabina del avión A380 de Airbus

- **Boeing 737 MAX**

Tal y como especifica el fabricante en su página web ([Referencia \[27\]](#)), el Boeing 737 MAX es una familia de aviones de pasajeros desarrollada por el fabricante aeronáutico Boeing Commercial Airplanes. El programa se inició el 30 de agosto de 2011 y realizó el primer vuelo el 29 de enero de 2016. Sus bajos costos de mantenimiento y otras características técnicas lo han convertido en uno de los aviones más vendidos de la historia.

Al observar la *Figura 55 – Cabina del 737 MAX de Boeing*, se pueden distinguir las dos pantallas multifunción con las que también cuentan estos modelos de aeronaves. Además, se puede apreciar que, al ser un proyecto más reciente en comparación con el A320 y A380, estas pantallas son más grandes y cuentan con una tecnología e interfaces más modernas, teniendo también como objetivo ofrecer una lectura de los datos sencilla, rápida y cómoda para los pilotos.



Figura 44 – Cabina del avión 737 MAX de Boeing

- **Boeing 787**

En la página web del fabricante ([Referencia \[28\]](#)), se especifica que el Boeing 787, apodado “Dreamliner”, es un avión comercial de tamaño medio y fuselaje ancho desarrollado por Boeing Commercial Airplanes. La aeronave, de doble pasillo, puede transportar entre 217 y 323 pasajeros. Su primer vuelo tuvo lugar el 19 de diciembre de 2009.

Este modelo destaca por ser uno de los más innovadores de su categoría, no solo por los avances técnicos que incorpora, sino también por su capacidad para reducir en un 20 % tanto el consumo de carburante como las emisiones, así como el hecho de disminuir en un 60 % el impacto acústico.

Como era esperable dadas sus características y fechas de entrada en servicio, cuenta con una cabina completamente digitalizada, tal y como se puede ver en la *Figura 56 – Cabina del avión 787 “Dreamliner” de Boeing*.



Figura 45 – Cabina del avión 787 “Dreamliner” de Boeing

Una vez analizados los modelos elegidos para el estudio, se puede concluir que tampoco resultaría lógico plantear diseñar un altímetro barométrico mecánico que pudiera resultar atractivo en este mercado. Se ha podido comprobar que, tanto para aviones más pequeños como pueden ser las familias del A320 y 737 MAX, como para los más grandes, A380, la interfaz que se utiliza para dar la lectura de los datos es completamente digital. El hecho de que haya modelos más antiguos tampoco justifica el uso de un altímetro analógico, tal y como se ha podido comprobar con los modelos estudiados fabricados por Airbus. Como era lógico, aeronaves pertenecientes a familias que utilizan tecnología puntera, como es el caso del 787 “Dreamliner”, dejan poco espacio para las versiones más tradicionales de los sistemas primarios, por lo que, aunque todas las aeronaves comerciales cuentan con altímetros mecánicos de reserva, es un mercado poco atractivo para lanzar un altímetro de las características buscadas en este proyecto.

- **Aviación ligera**

Según el Reglamento (EU) 800/2013 ([Referencia \[29\]](#)), existen dos categorías de aeronaves ligeras europeas tripuladas, las aeronaves “Entry Level Aircraft” (ELA) 1 y las aeronaves ELA2, diferenciadas según la masa máxima de despegue. Los aviones con una Masa Máxima al Despegue (en inglés: Maximum Takeoff Weight [MTOW]) de 1200 kg o inferior que no estén clasificados como aeronaves motopropulsadas complejas pertenecerán a las aeronaves ELA1, mientras que aquellas que cuenten con una [MTOW](#) de 2000 kg o inferior, serán ELA2.

Para este tipo de aviación, se estudiarán 3 modelos de aeronaves ligeras caracterizados por ser algunos de los más utilizados y/o populares del mercado: el CT Super Sport de Flight Design, el Cessna 172 Skyhawk de Cessna y el Carbon Cub SS de Cubcrafters.

- **CT Super Sport**

El CT Super Sport es un modelo de avión ultraligero de la empresa Flight Design, pionera en el sector de los ultraligeros que lleva fabricando este tipo de aeronaves desde hace 29 años. Tienen su sede en Alemania y mantienen el liderazgo a nivel mundial en la venta de aviones ultraligeros gracias a la popular gama de aviones llamados CT. A día de hoy, se han vendido más de 2000 CT en todo el mundo, volando en más de 42 países.

Como se detalla en su página web ([Referencia \[30\]](#)), el CT Super Sport es un nuevo modelo desarrollado a partir del CT Super Sport que cuenta con un [MTOW](#) de tan solo 450 kg en su versión estándar y 600 kg en la versión equipada con sistema de rescate.

Atendiendo a la *Figura 57 – Cabina del avión ultraligero CT Super Sport de Flight Design*, se puede apreciar que, además de contar con una pantalla digital en la que se muestran las lecturas de los seis instrumentos de vuelo básicos, también se tiene en cabina un altímetro barométrico mecánico con pantalla analógica.



Figura 46 – Cabina del avión ultraligero CT Super Sport de Flight Design

- **Cessna 172 Skyhawk**

El Cessna 172 Skyhawk es un avión monomotor de ala alta con capacidad para cuatro pasajeros fabricado por la empresa Cessna. El modelo Cessna 172 es el avión más fabricado de la historia y probablemente el avión de entretenimiento más popular del mundo.

En su propia página web ([Referencia \[31\]](#)), se puede ver que cuenta con un **MTOW** de 1157 kg y se usa, principalmente, como avión recreativo, de transporte ligero y de operaciones de búsqueda y rescate.

Teniendo en cuenta que los primeros modelos fabricados fueron entregados en 1956, es un avión que cuenta con distintas configuraciones de cabina, la cual se ha ido adaptando a las nuevas tecnologías conforme han ido fabricando nuevas versiones de esta icónica aeronave. De esta forma, tal y como se puede ver en la *Figura 58 – Cabina del avión ligero Cessna 172 Skyhawk de Cessna de antigua generación*, una versión más antigua de este modelo cuenta con una interfaz analógica de todos sus instrumentos de vuelo, mientras que los últimos modelos anunciados y vendidos por esta compañía ya cuentan con pantallas multifunción digitales con lecturas de altitud integradas, como se muestra en la *Figura 59 - Cabina del avión ligero Cessna 172 Skyhawk de Cessna de última generación*.



Figura 47 – Cabina del avión ligero Cessna 172 Skyhawk de Cessna de antigua generación



Figura 48 - Cabina del avión ligero Cessna 172 Skyhawk de Cessna de última generación

- **Carbon Cub SS**

Según la propia página web del fabricante ([Referencia \[32\]](#)), el Carbon Cub SS es un avión ligero recreativo de la empresa Cub Crafters. En enero de 2016 fue considerado como “Avión del año 2015” por *Avweb*’s. Es uno de los modelos más vendidos en USA que destaca por sus cortas distancias de despegue y aterrizaje y por contar con un [MTOW](#) de tan solo 559 kg.

Es una aeronave relativamente moderna, introducida en el mercado en 2009, por lo que quizá se pueda pensar que cuente con pantallas multifunción digitales; sin embargo, observando la *Figura 60 – Opciones de paneles de la cabina del avión Carbon Cub SS de Cub Crafters*, se ve que, de las cuatro opciones de paneles que la empresa ofrece para este modelo, solo una de ellas, el “vidrio ejecutivo”, cuenta únicamente con este tipo de interfaz digital. Para las versiones “estándar” y “minipanel”, todos los instrumentos de vuelo cuentan con una lectura analógica y, la opción “[VFR](#) mundial”, además de contar con una pantalla digital, también incorpora los instrumentos de vuelo mecánicos analógicos.



Figura 49 – Opciones de paneles de la cabina del avión Carbon Cub SS de Cub Crafters

En conclusión, una vez analizados algunos de los modelos más vendidos en aviación ligera en todo el mundo, pertenecientes a distintos fabricantes, categorías (el CT Super Sport y Carbon Cub SS se considerarían ELA1, mientras que el Cessna 172 Skyhawk sería un ELA2) y generaciones, extrapolando los resultados al resto de aeronaves ligeras, se puede afirmar que, de forma general, la gran mayor parte de ellas cuentan con instrumentos de vuelo primarios mecánicos y con interfaz analógica, incluyendo también al altímetro.

ANEXO III: COMPARACIÓN DE LOS PARÁMETROS DE DISTINTOS MODELOS DE ALTÍMETROS DE LOS FABRICANTES “WINTER INSTRUMENTS” Y “UNITED INSTRUMENTS”

- Geometría y tamaño
 - Altímetros barométricos aneroides mecánicos fabricados por Winter Instruments (Certificados según la [EASA Form One](#)) (Información obtenida de la página web del fabricante ([Referencia \[40\]](#)):
 - 4 FGH 10 – 411

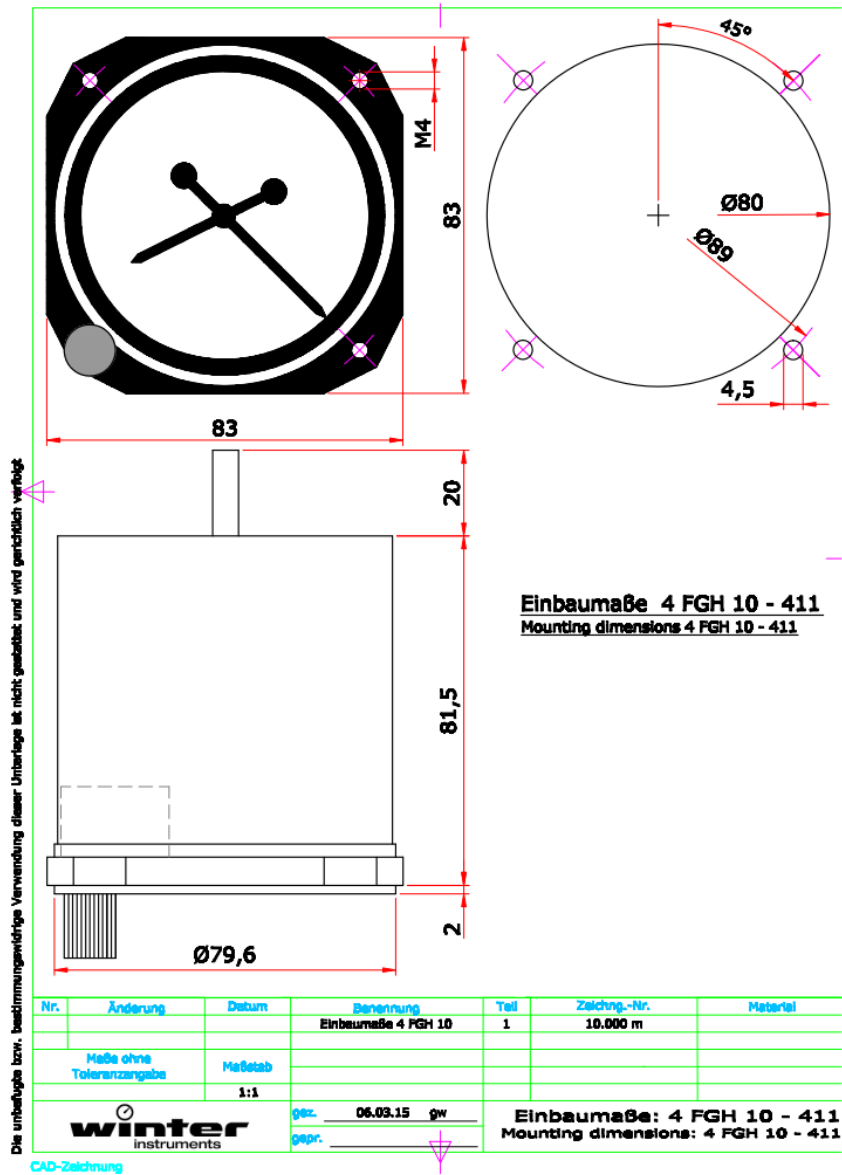


Figura 50 – Altímetro de Winter Instruments modelo 4 FGH 10 – 411

Dimensiones			
	Elemento	Valor	Unidades
Dial	Diámetro interno	80	mm
	Diámetro externo	89	mm
Marco de la carcasa exterior	Anchura	83	mm
	Altura	83	mm
	Diámetro del protector del dial	79.6	mm
	Espesor del protector del dial	2	mm

	Diámetro de los orificios de los tornillos	4.5	mm
Carcasa exterior	Longitud	81.5	mm
Toma de conexión	Longitud	20	mm

Tabla 37 – Dimensiones del altímetro 4 FGH 10 – 411 de Winter Instruments



Plano 1 – Dimensiones del altímetro 4 FGH 10 – 411 de Winter Instruments

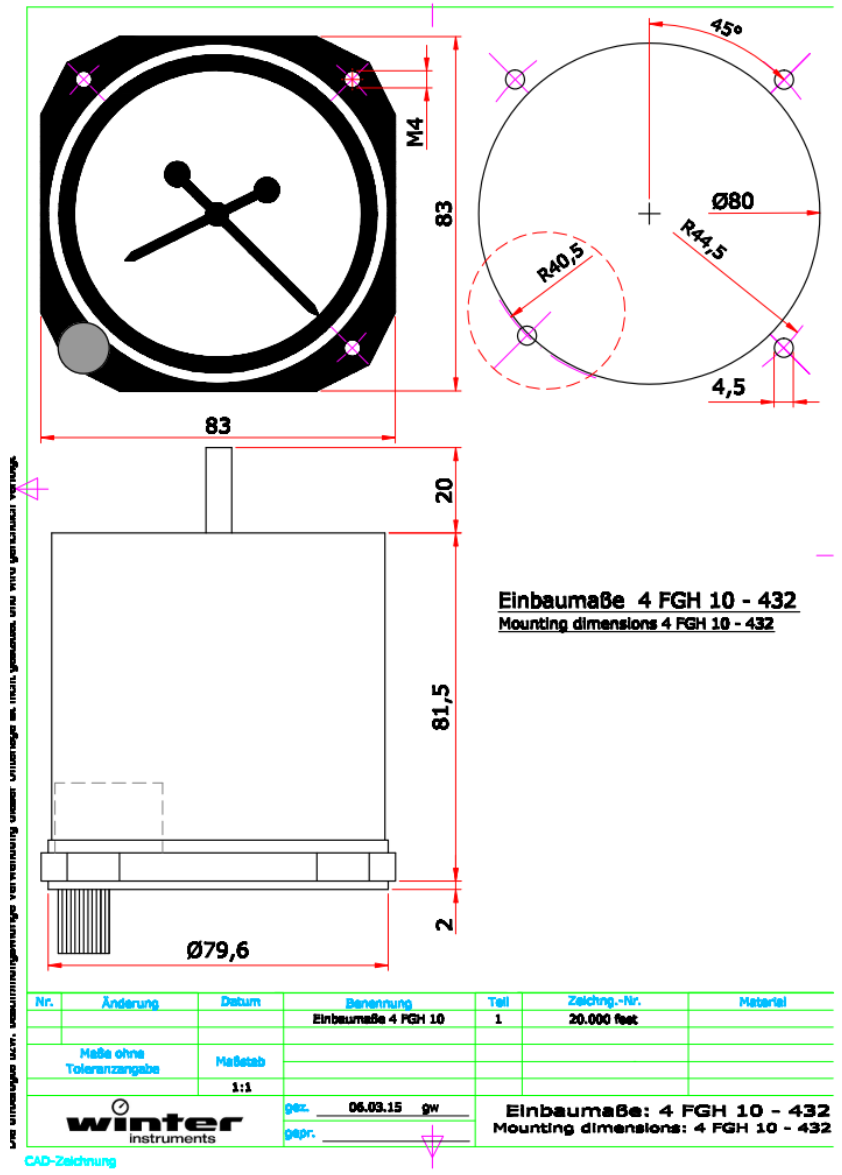
○ 4 FGH 10 – 432



Figura 51 – Altímetro de Winter Instruments modelo 4 FGH 10 – 432

Dimensiones			
Elemento		Valor	Unidades
Dial	Diámetro interno	80	mm
	Diámetro externo	89	mm
Marco de la carcasa exterior	Anchura	83	mm
	Altura	83	mm
	Diámetro del protector del dial	79.6	mm
	Espesor del protector del dial	2	mm
	Diámetro de los orificios de los tornillos	4.5	mm
Carcasa exterior	Longitud	81.5	mm
Toma de conexión	Longitud	20	mm

Tabla 38 – Dimensiones del altímetro 4 FGH 10 – 432 de Winter Instruments



Plano 2 – Dimensiones del altímetro 4 FGH 10 – 432 de Winter Instruments

○ 4 FGH 20 – 422

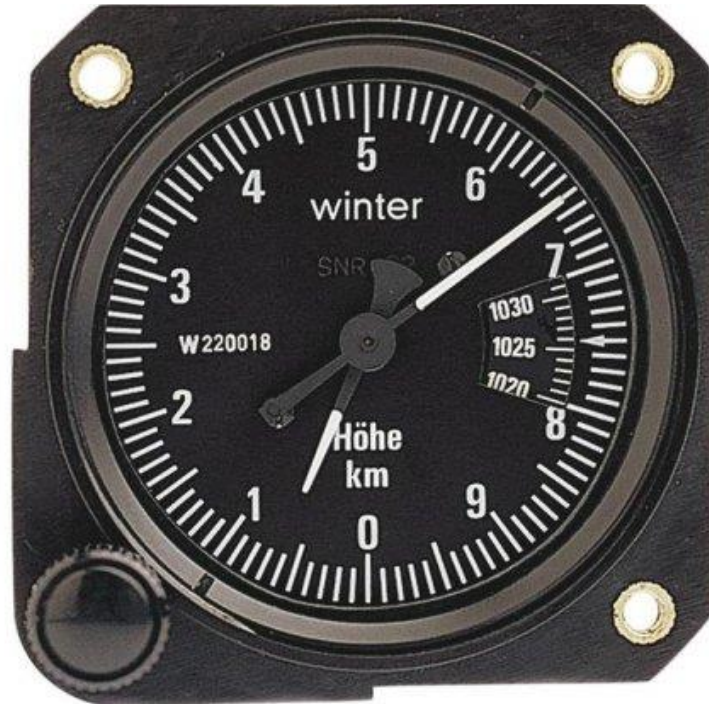
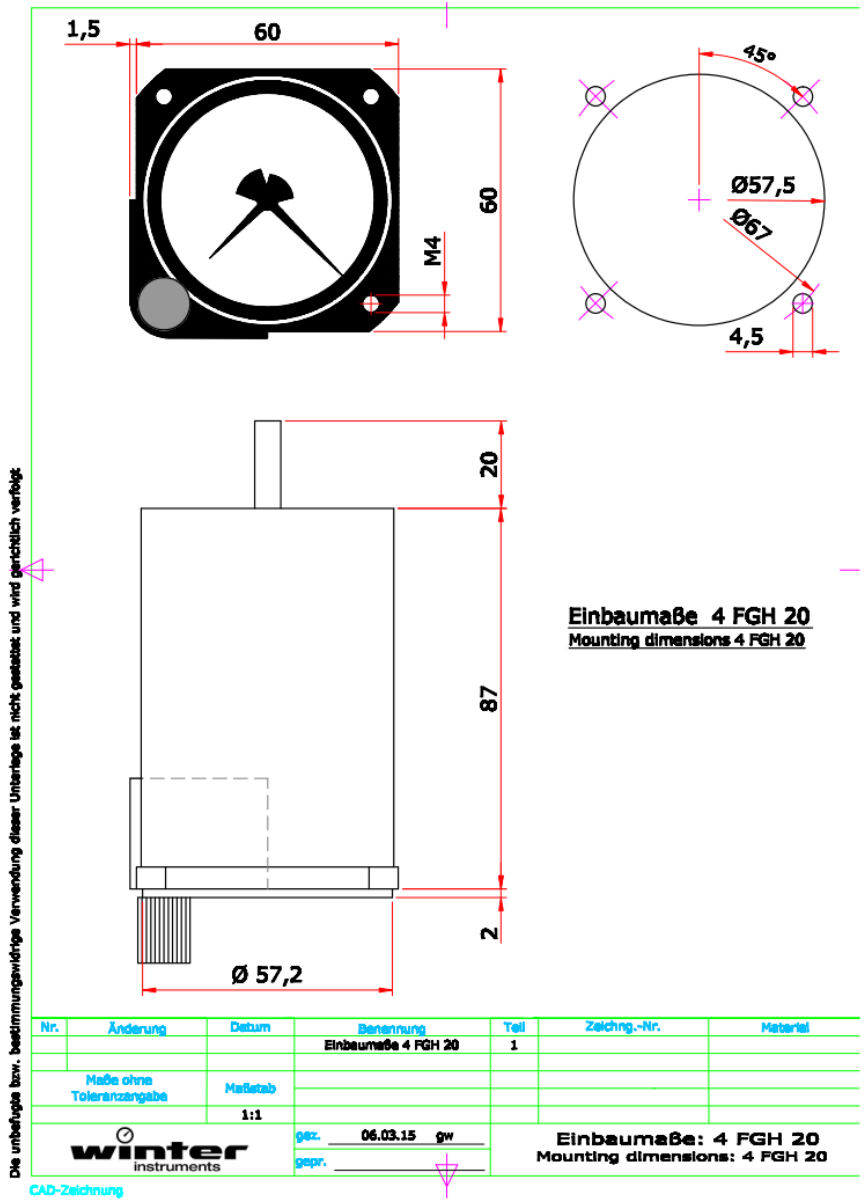


Figura 52 – Altímetro de Winter Instruments modelo 4 FGH 20 – 422

Dimensiones			
Elemento		Valor	Unidades
Dial	Diámetro interno	57.5	mm
	Diámetro externo	67	mm
Marco de la carcasa exterior	Anchura	60	mm
	Altura	60	mm
	Diámetro del protector del dial	57.2	mm
	Espesor del protector del dial	2	mm
	Diámetro de los orificios de los tornillos	4.5	mm
Carcasa exterior	Longitud	87	mm
Toma de conexión	Longitud	20	mm

Tabla 39 – Dimensiones del altímetro 4 FGH 20 – 422 de Winter Instruments



Plano 3 – Dimensiones del altímetro 4 FGH 20 – 422 de Winter Instruments

- **Altímetros barométricos aneroides mecánicos fabricados por United Instruments (Certificados según la [FAA](#) Export 8130-3) (Información obtenida de la página web del fabricante ([Referencia \[41\]](#)):**

Nota. – Se ha hecho una conversión de pulgadas (in) a milímetros (mm) en los altímetro del fabricante United Instruments para poder hacer una mejor comparación de los valores. Los valores originales se pueden encontrar en la página web del fabricante ([Referencia \[41\]](#)).

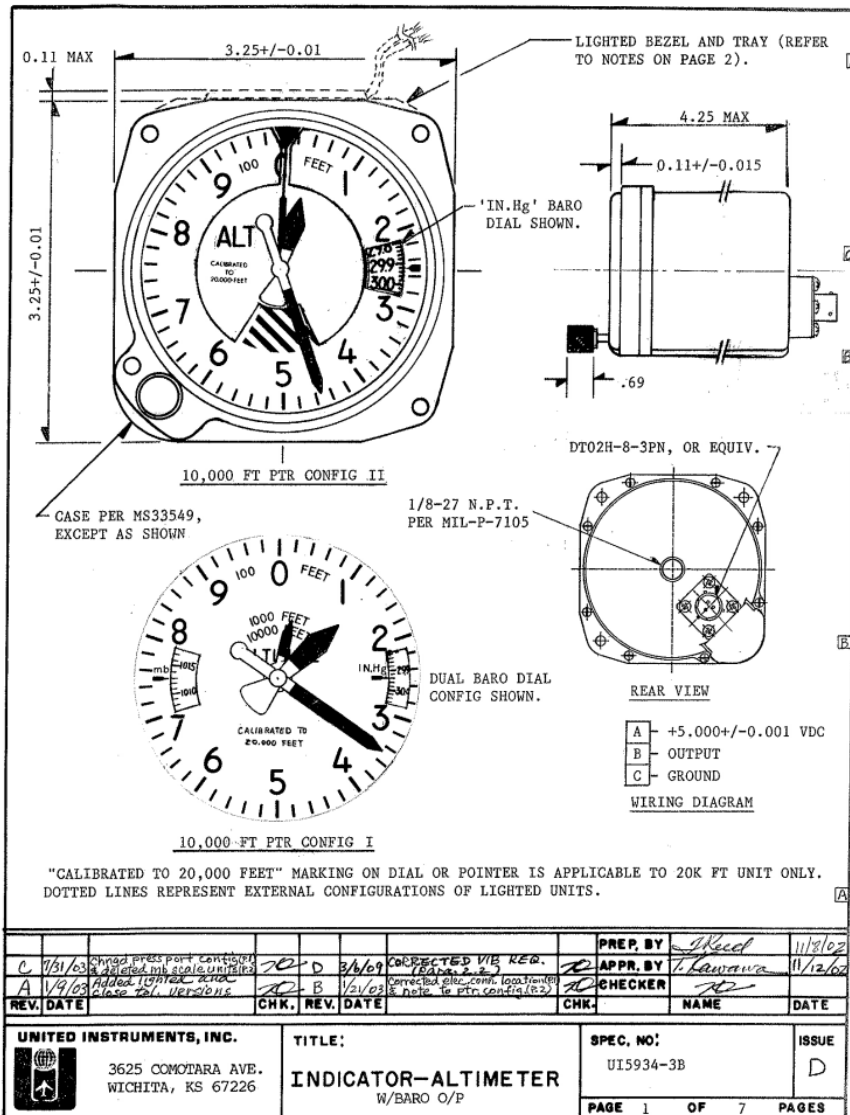
- **5934PD – 3BD**




Figura 53 – Altímetro de United Instruments modelo 5934PD – 3BD

Dimensiones			
Elemento		Valor	Unidades
Dial	Diámetro interno	80	mm
Marco de la carcasa exterior	Anchura	82.55	mm
	Altura	82.55	mm
	Espesor del protector del dial	2.794	mm
Carcasa exterior y toma de conexión	Longitud total	107,95	mm
Perilla de ajuste	Longitud	17,526	mm

Tabla 40 – Dimensiones del altímetro 5934PD – 3BD de United Instruments



		Chngd press port config & added mb scale, units	70-D	3/4/09	CORRECTED VIB REQ. (Baro 2.2)	PREP. BY	<i>J Reed</i>	11/8/02
	A	Added 10,000 ft case 201 version	70-B	1/21/03	Corrected elec. conn. location & note. to ptr config (1.2)	APPR. BY	<i>V. Lawawa</i>	11/12/02
REV.	DATE	CHK.	REV.	DATE	CHK.	NAME	DATE	
UNITED INSTRUMENTS, INC.  3625 COMOTARA AVE. WICHITA, KS 67226		TITLE: INDICATOR-ALTIMETER W/BARO O/P			SPEC. NO.: UI5934-3B		ISSUE D	
		PAGE 1		OF 7		PAGES		

UIE-10

Plano 4 – Dimensiones del altímetro 5934PD – 3BD de United Instruments

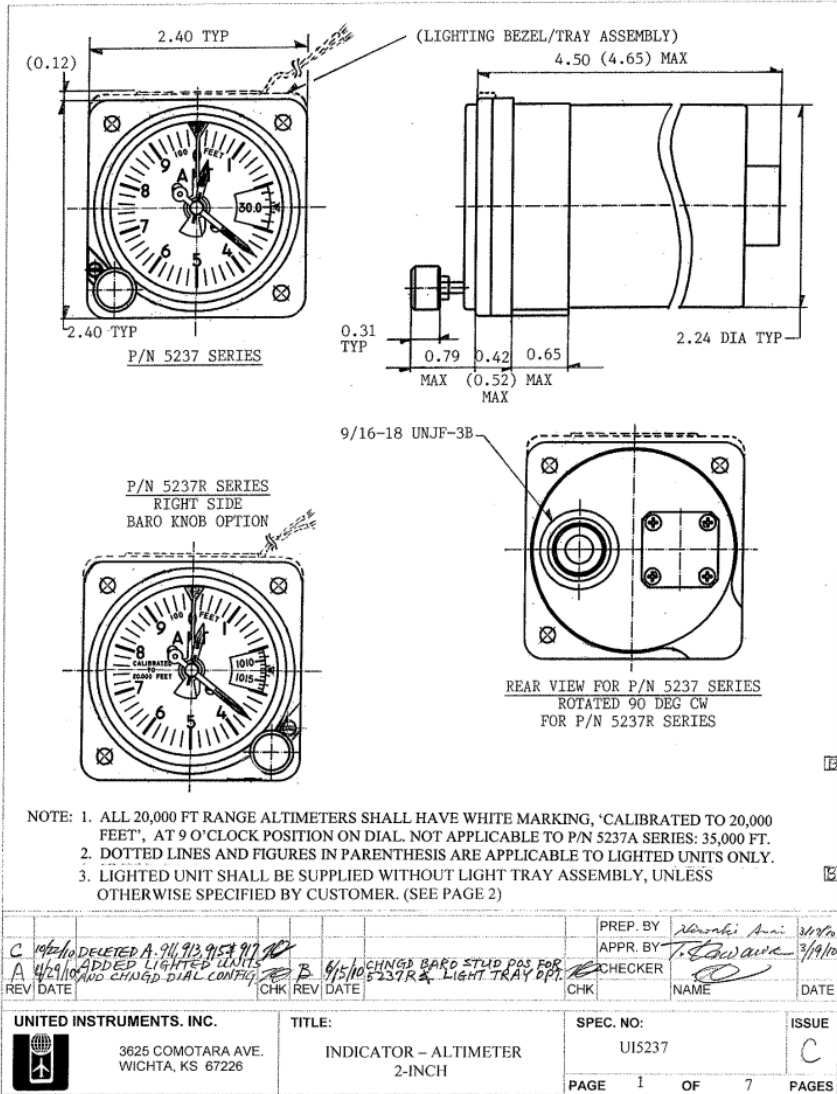
- 5237R



Figura 54 – Altimetro de United Instruments modelo 5237R

Dimensiones			
Elemento		Valor	Unidades
Dial	Diámetro interno	57	mm
Marco de la carcasa exterior	Anchura	60,96	mm
	Altura	60,96	mm
Carcasa exterior y toma de conexión	Longitud total	118,11	mm
Perilla de ajuste	Longitud	20,066	mm

Tabla 41 – Dimensiones del altímetro 5237R de United Instruments



Plano 5 – Dimensiones del altímetro 5237R de United Instruments

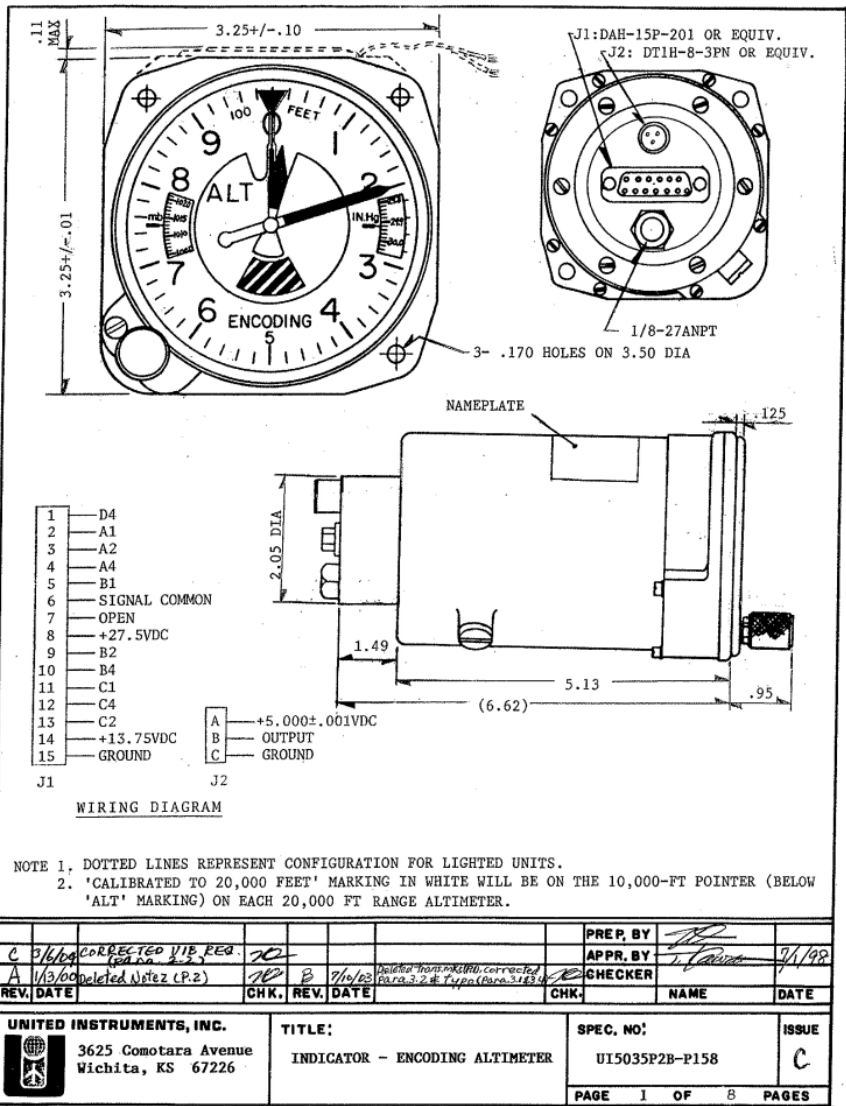
○ 5035P2B – P158



Figura 55 – Altimetro de United Instrumens modelo 5035P2B – P158

Dimensiones			
Elemento		Valor	Unidades
Dial	Diámetro interno	80	mm
Marco de la carcasa exterior	Anchura	82.55	mm
	Altura	82.55	mm
	Espesor del protector del dial	3.175	mm
Carcasa exterior y toma de conexión	Longitud total	130.302	mm
Perilla de ajuste	Longitud	24,13	mm

Tabla 42 – Dimensiones del altímetro 5035P2B – P158 de United Instruments



Plano 6 – Dimensiones del altímetro 5035P2B – P158 de United Instruments

- Rango (Información obtenida de las páginas webs de los fabricantes ([Referencia \[40\]](#)) y ([Referencia \[41\]](#)))

Modelo	Fabricante	Rango (Altitud)	Rango (Temperatura)
4 FGH 10 – 411	Winter Instruments	0 – 32808,4 ft	-30 °C – 50 °C
4 FGH 10 – 432	Winter Instruments	0 – 20000 ft	-30 °C – 50 °C
4 FGH 20 – 422	Winter Instruments	0 – 32808,4 ft	-30 °C – 50 °C
5934PD – 3BD	United Instruments	-1000 ft – 20000 ft	-30 °C – 50 °C
5237R	United Instruments	-1000 ft – 20000 ft	-30 °C – 50 °C
5035P2B – P158	United Instruments	-1000 ft – 20000 ft	-30 °C – 50 °C

Tabla 43 – Rango de altitud y temperatura de varios modelos de altímetros

Nota. – Se ha hecho una conversión de metros (m) a pies (ft) en los altímetros 4 FGH 10 – 411 y 4 FGH 20 – 422 del fabricante Winter Instruments para poder hacer una mejor comparación de los valores. Los valores en metros se pueden encontrar en la página web del fabricante ([Referencia \[40\]](#)).

- Sensibilidad y precisión (Información obtenida de las páginas webs de los fabricantes ([Referencia \[40\]](#)) y ([Referencia \[41\]](#)))

Modelo	Fabricante	Sensibilidad	Precisión			
			Rango	Temperatura		
				+ 20°C	+ 50°C	- 30°C
4 FGH 10 - 411	Winter Instruments	32,8084 ft	0 - 3280,84 ft	± 49,21 ft	± 114,83 ft	± 114,83 ft
			bis 6561,68 ft	± 114,83 ft	± 180,45 ft	± 180,45 ft
			bis 13123,36 ft	± 196,85 ft	-	± 262,47 ft
			bis 19685,04 ft	± 295,28 ft	-	± 393,70 ft
			bis 26246,72 ft	± 393,70 ft	-	± 524,93 ft
			bis 32808,4 ft	± 492,13 ft	-	± 656,17 ft
4 FGH 10 - 432	Winter Instruments	20 ft	0 - 2000 ft	± 45 ft	± 100 ft	± 100 ft
			bis 4000 ft	± 90 ft	± 150 ft	± 150 ft
			bis 8000 ft	± 120 ft	-	± 240 ft
			bis 12000 ft	± 180 ft	-	± 360 ft
			bis 15000 ft	± 240 ft	-	± 480 ft
			bis 20000 ft	± 300 ft	-	± 600 ft
4 FGH 20 – 422	Winter Instruments	32,8084 ft	0 - 3280,84 ft	± 49,21 ft	± 114,83 ft	± 114,83 ft
			bis 6561,68 ft	± 114,83 ft	± 180,45 ft	± 180,45 ft
			bis 13123,36 ft	± 196,85 ft	-	± 262,47 ft
			bis 19685,04 ft	± 295,28 ft	-	± 393,70 ft
			bis 26246,72 ft	± 393,70 ft	-	± 524,93 ft

			bis 32808,4 ft	± 492,13 ft	-	± 656,17 ft
5934PD – 3BD	United Instruments	20 ft	-1000 - 1000 ft bis 1500 ft bis 3000 ft bis 4000 ft bis 6000 ft bis 8000 ft bis 20000 ft	± 20 ft ± 25 ft ± 30 ft ± 35 ft ± 40 ft ± 60 ft ± 75 ft		
5237R	United Instruments	20 ft	-1000 - 1000 ft bis 1500 ft bis 3000 ft bis 4000 ft bis 6000 ft bis 8000 ft bis 10000 ft bis 12000 ft bis 14000 ft bis 16000 ft bis 18000 ft bis 20000 ft	± 20 ft ± 25 ft ± 30 ft ± 35 ft ± 40 ft ± 60 ft ± 80 ft ± 90 ft ± 100 ft ± 110 ft ± 120 ft ± 130 ft		
5035P2B – P158	United Instruments	20 ft	-1000 - 1000 ft bis 1500 ft bis 3000 ft bis 4000 ft bis 6000 ft bis 8000 ft bis 10000 ft bis 12000 ft bis 14000 ft bis 16000 ft bis 18000 ft bis 20000 ft	± 20 ft ± 25 ft ± 30 ft ± 35 ft ± 40 ft ± 60 ft ± 80 ft ± 90 ft ± 100 ft ± 110 ft ± 120 ft ± 130 ft		

Tabla 44 – Sensibilidad y precisión de varios modelos de altímetros

Nota. – Se ha hecho una conversión de metros (m) a pies (ft) en los altímetros 4 FGH 10 – 411 y 4 FGH 20 – 422 del fabricante Winter Instruments para poder hacer una mejor comparación de los valores. Los valores en metros se pueden encontrar en la página web del fabricante ([Referencia \[40\]](#)).

- Masa y materiales (Información obtenida de las páginas webs de los fabricantes ([Referencia \[40\]](#)) y ([Referencia \[41\]](#)))

Modelo	Fabricante	Masa
4 FGH 10 – 411	Winter Instruments	0,330 kg
4 FGH 10 – 432	Winter Instruments	0,345 kg
4 FGH 20 – 422	Winter Instruments	0,235 kg
5934PD – 3BD	United Instruments	0.369 kg
5237R	United Instruments	0,408 kg
5035P2B –P158	United Instruments	0,369 kg

Tabla 45 – Masa de varios modelos de altímetros

Nota. – Se ha hecho una conversión de libras (lb) a kilogramos (kg) en los altímetro del fabricante United Instruments para poder hacer una mejor comparación de los valores. Los valores originales se pueden encontrar en la página web del fabricante ([Referencia \[41\]](#)).

ANEXO IV: DESARROLLOS MATEMÁTICOS

Nota. – Si no se especifica la fuente, los desarrollos matemáticos expuestos son de autoría propia.

- **Análisis cinemático del mecanismo tipo biela – manivela**

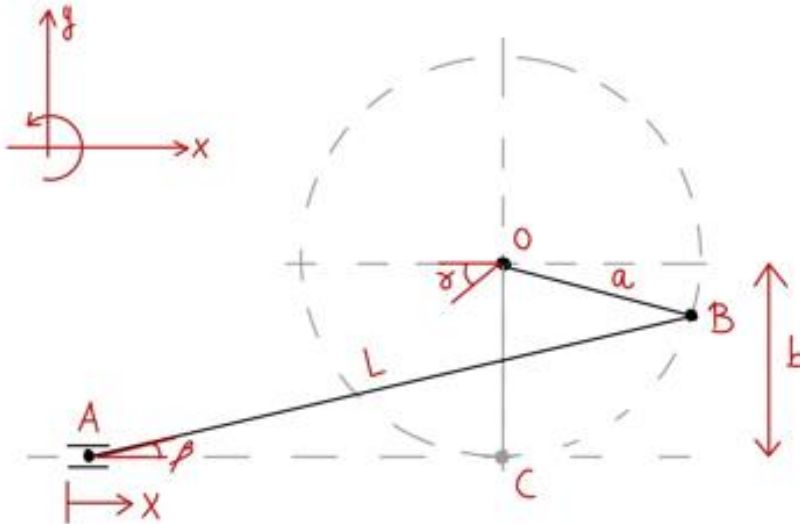


Figura 56 – Representación esquemática del mecanismo linealizado de tipo biela – manivela

- **Relación de posición**

$$\vec{r}_{(A|C)} + \vec{r}_{(C|O)} = \vec{r}_{(A|B)} + \vec{r}_{(B|O)} \quad (I)$$

$$\vec{r}_{(A|C)} = \begin{bmatrix} x_0 - x \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$\vec{r}_{(C|O)} = \begin{bmatrix} 0 \\ b \end{bmatrix}$$

$$\vec{r}_{(A|B)} = \begin{bmatrix} L \cdot \cos \beta \\ L \cdot \sin \beta \end{bmatrix}$$

$$\vec{r}_{(B|O)} = \begin{bmatrix} a \cdot \cos \gamma \\ a \cdot \sin \gamma \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} x_0 - x \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L \cdot \cos \beta \\ L \cdot \sin \beta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} a \cdot \cos \gamma \\ a \cdot \sin \gamma \end{bmatrix} \quad (II)$$

Aplicando las condiciones de contorno en la ecuación (II):

$$\gamma = 90^\circ; \beta = 0^\circ; x = 0 \rightarrow x_0 = L$$

$$\begin{bmatrix} L - x \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L \cdot \cos \beta \\ L \cdot \sin \beta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} a \cdot \cos \gamma \\ a \cdot \sin \gamma \end{bmatrix} \quad (III)$$

$$\begin{cases} x: L - x = L \cdot \cos \beta + a \cdot \cos \gamma \\ y: b = L \cdot \sin \beta + a \cdot \sin \gamma \end{cases} \quad (IV)$$

Definiendo ahora las siguientes variables adimensionales:

$$\mu = \frac{b}{a}; \lambda = \frac{L}{a}; \eta = \frac{x}{a}$$

Se puede obtener la relación adimensionalizada:

$$\begin{cases} x: \lambda - \eta = \lambda \cdot \cos \beta + \cos \gamma \\ y: \mu = \lambda \cdot \sin \beta + \sin \gamma \end{cases} \quad (\text{V})$$

○ **Relación de velocidades**

$$\vec{V}_{(A|C)} + \vec{V}_{(C|O)} = \vec{V}_{(A|B)} + \vec{V}_{(B|O)} \quad (\text{VI})$$

$$\vec{V}_{(A|C)} = \begin{bmatrix} -V_A \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$\vec{V}_{(C|O)} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$\vec{V}_{(A|B)} = \vec{\omega}_1 \times \vec{r}_{(A|B)} = \begin{vmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \\ 0 & 0 & \omega_1 \\ r_{A|B|x} & r_{A|B|y} & 0 \end{vmatrix} = \omega_1 \cdot \begin{bmatrix} -L \cdot \sin \beta \\ L \cdot \cos \beta \end{bmatrix}$$

$$\vec{V}_{(B|O)} = \vec{\omega}_2 \times \vec{r}_{(B|O)} = \begin{vmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \\ 0 & 0 & \omega_2 \\ r_{B|O|x} & r_{B|O|y} & 0 \end{vmatrix} = \omega_2 \cdot \begin{bmatrix} -a \cdot \sin \gamma \\ a \cdot \cos \gamma \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} -V_A \\ 0 \end{bmatrix} = \omega_1 \cdot \begin{bmatrix} -L \cdot \sin \beta \\ L \cdot \cos \beta \end{bmatrix} + \omega_2 \cdot \begin{bmatrix} -a \cdot \sin \gamma \\ a \cdot \cos \gamma \end{bmatrix}$$

$$\begin{cases} x: V_A = \omega_1 \cdot L \cdot \sin \beta + \omega_2 \cdot a \cdot \sin \gamma \\ y: 0 = \omega_1 \cdot L \cdot \cos \beta + \omega_2 \cdot a \cdot \cos \gamma \end{cases} \quad (\text{VII})$$

○ **Relación de aceleraciones**

$$\vec{a}_{(A|C)} + \vec{a}_{(C|O)} = \vec{a}_{(A|B)} + \vec{a}_{(B|O)} \quad (\text{VIII})$$

$$\vec{a}_{(A|C)} = \begin{bmatrix} -a_A \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$\vec{a}_{(C|O)} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$\begin{aligned} \vec{a}_{(A|B)} &= \vec{\alpha}_1 \times \vec{r}_{(A|B)} + \vec{\omega}_1 \times \vec{V}_{(A|B)} = \vec{\alpha}_1 \times \vec{r}_{(A|B)} + \vec{\omega}_1 \times \vec{\omega}_1 \times \vec{r}_{(A|B)} \\ &= \alpha_1 \cdot \begin{bmatrix} -L \cdot \sin \beta \\ L \cdot \cos \beta \end{bmatrix} - \omega_1^2 \cdot \begin{bmatrix} L \cdot \cos \beta \\ L \cdot \sin \beta \end{bmatrix} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \vec{a}_{(B|O)} &= \vec{\alpha}_2 \times \vec{r}_{(B|O)} + \vec{\omega}_2 \times \vec{V}_{(B|O)} = \vec{\alpha}_2 \times \vec{r}_{(B|O)} + \vec{\omega}_2 \times \vec{\omega}_2 \times \vec{r}_{(B|O)} \\ &= \alpha_2 \cdot \begin{bmatrix} -a \cdot \sin \gamma \\ a \cdot \cos \gamma \end{bmatrix} - \omega_2^2 \cdot \begin{bmatrix} a \cdot \cos \gamma \\ a \cdot \sin \gamma \end{bmatrix} \end{aligned}$$

$$2 \cdot r_{e_e} \cdot \frac{\theta_{e_e}}{t} = 2 \cdot r_{e_s} \cdot \frac{\theta_{e_s}}{t}$$

$$\theta_{e_e} \cdot r_{e_e} = \theta_{e_s} \cdot r_{e_s} \quad (\text{XIV})$$

Con esto se tendría el siguiente conjunto de ecuaciones que definen el tamaño de cada uno de los engranajes, así como su ángulo de giro:

$$\begin{aligned} \theta_{e_1} \cdot r_{e_1} &= \theta_{e_2} \cdot r_{e_2} \\ \theta_{e_3} \cdot r_{e_3} &= \theta_{e_2} \cdot r_{e_3} = \theta_{e_4} \cdot r_{e_4} \\ \theta_{e_5} \cdot r_{e_5} &= \theta_{e_2} \cdot r_{e_5} = \theta_{e_6} \cdot r_{e_6} \\ \theta_{e_7} \cdot r_{e_7} &= \theta_{e_2} \cdot r_{e_7} = \theta_{e_8} \cdot r_{e_8} \\ r_{e_3} + r_{e_4} &\equiv r_{e_5} + r_{e_6} \equiv r_{e_7} + r_{e_8} \\ \theta_{a_1} &= \theta_{e_8} \\ \theta_{a_2} &= \theta_{e_6} \\ \theta_{a_3} &= \theta_{e_4} \end{aligned} \quad (\text{XV})$$

- **Análisis dinámico del mecanismo tipo biela – manivela**

- **Biela**

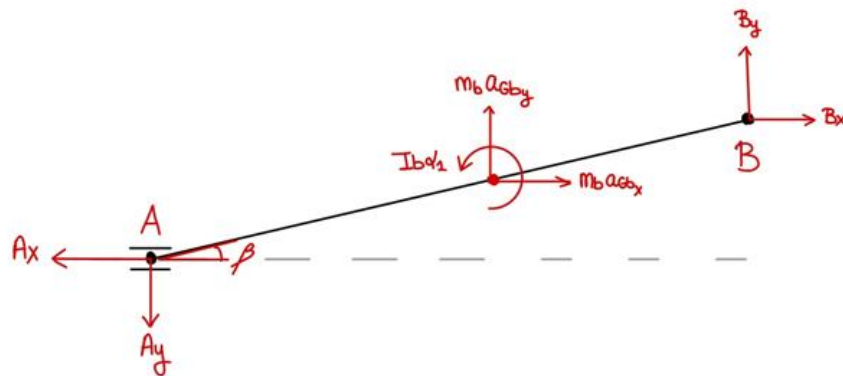


Figura 58 – Representación esquemática de las fuerzas y momentos que actúan sobre la biela

$$\begin{cases} \sum F_x = m_b \cdot a_{Gb_x} \\ \sum F_y = m_b \cdot a_{Gb_y} \\ \sum M_b = I_b \cdot \alpha_1 \end{cases} \quad (\text{XVI})$$

$$\begin{cases} B_x - A_x = m_b \cdot a_{Gb_x} \\ B_y - A_y = m_b \cdot a_{Gb_y} \\ \frac{L}{2} \cdot \cos \beta \cdot B_y - \frac{L}{2} \cdot \sin \beta \cdot B_x + \frac{L}{2} \cdot \cos \beta \cdot A_y - \frac{L}{2} \cdot \sin \beta \cdot A_x = m_b \cdot \frac{L^2}{12} \cdot \alpha_1 \end{cases}$$

$$\vec{a}_{Gb} = \begin{bmatrix} a_A \\ 0 \end{bmatrix} + \alpha_1 \cdot \begin{bmatrix} -\frac{L}{2} \cdot \sin \beta \\ \frac{L}{2} \cdot \cos \beta \end{bmatrix} - \omega_1^2 \cdot \begin{bmatrix} \frac{L}{2} \cdot \cos \beta \\ \frac{L}{2} \cdot \sin \beta \end{bmatrix}$$

Como la cápsula aneroide solo se mueve en el eje x $\rightarrow A_y = 0$

$$\begin{cases} B_x - A_x = m_b \cdot (a_A - \alpha_1 \cdot \frac{L}{2} \cdot \sin \beta - \omega_1^2 \cdot \frac{L}{2} \cdot \cos \beta) \\ B_y - A_y = m_b \cdot (\alpha_1 \cdot \frac{L}{2} \cdot \cos \beta - \omega_1^2 \cdot \frac{L}{2} \cdot \sin \beta) \\ \frac{L}{2} \cdot \cos \beta \cdot B_y - \frac{L}{2} \cdot \sin \beta \cdot B_x + \frac{L}{2} \cdot \cos \beta \cdot A_y - \frac{L}{2} \cdot \sin \beta \cdot A_x = m_b \cdot \frac{L^2}{12} \cdot \alpha_1 \end{cases} \quad (\text{XVII})$$

○ **Manivela**

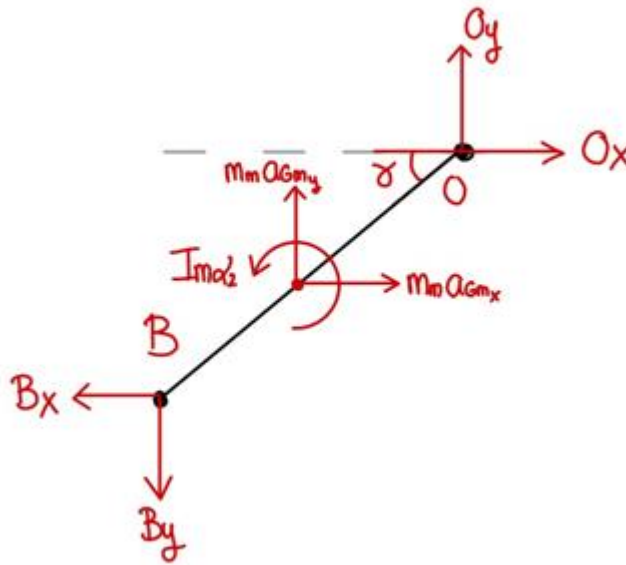


Figura 59 – Representación esquemática de las fuerzas y momentos que actúan sobre la manivela

- De nuevo, a partir del balance de fuerzas

$$\begin{cases} \sum F_x = m_m \cdot a_{Gm_x} \\ \sum F_y = m_m \cdot a_{Gm_y} \\ \sum M_m = I_m \cdot \alpha_2 \end{cases} \quad (\text{XVIII})$$

$$\begin{cases} O_x - B_x = m_m \cdot a_{Gm_x} \\ O_y - B_y = m_m \cdot a_{Gm_y} \\ \frac{a}{2} \cdot \cos \gamma \cdot O_y - \frac{a}{2} \cdot \sin \gamma \cdot O_x + \frac{a}{2} \cdot \cos \gamma \cdot B_y - \frac{a}{2} \cdot \sin \gamma \cdot B_x = m_m \cdot \frac{a^2}{12} \cdot \alpha_2 \end{cases}$$

$$\vec{a}_{Gm} = \alpha_2 \cdot \begin{bmatrix} -\frac{a}{2} \cdot \sin \gamma \\ \frac{a}{2} \cdot \cos \gamma \end{bmatrix} - \omega_2^2 \cdot \begin{bmatrix} \frac{a}{2} \cdot \cos \gamma \\ \frac{a}{2} \cdot \sin \gamma \end{bmatrix}$$

$$\begin{cases} O_x - B_x = m_m \cdot \left(-\alpha_2 \cdot \frac{a}{2} \cdot \sin \gamma - \omega_2^2 \cdot \frac{a}{2} \cdot \cos \gamma \right) \\ O_y - B_y = m_m \cdot \left(\alpha_2 \cdot \frac{a}{2} \cdot \cos \gamma - \omega_2^2 \cdot \frac{a}{2} \cdot \sin \gamma \right) \\ \frac{a}{2} \cdot \cos \gamma \cdot O_y - \frac{a}{2} \cdot \sin \gamma \cdot O_x + \frac{a}{2} \cdot \cos \gamma \cdot B_y - \frac{a}{2} \cdot \sin \gamma \cdot B_x = m_m \cdot \frac{a^2}{12} \cdot \alpha_2 \end{cases} \quad (\text{XIX})$$

- Respuesta dinámica del sistema (desarrollos obtenidos a partir de la [Referencia \[45\]](#))

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}} \right) - \frac{\partial L}{\partial q} + \frac{\partial F}{\partial \dot{q}} = Q \quad (\text{XX})$$

$$q \equiv \text{coordenada generalizada} \equiv \theta_{e_1}$$

$$L = T - V \quad (\text{XXI})$$

$$T = \frac{1}{2} I_{e_1} \dot{\theta}_{e_1}^2 + \frac{1}{2} I_{e_2} \dot{\theta}_{e_2}^2 + \frac{1}{2} I_{e_3} \dot{\theta}_{e_3}^2 + \frac{1}{2} I_{e_4} \dot{\theta}_{e_4}^2 + \frac{1}{2} I_{a_3} \dot{\theta}_{a_3}^2 + \frac{1}{2} I_{e_{je_1}} \dot{\theta}_{e_{je_1}}^2 + \frac{1}{2} I_{e_{je_2}} \dot{\theta}_{e_{je_2}}^2 + \frac{1}{2} I_{e_{je_3}} \dot{\theta}_{e_{je_3}}^2 \quad (\text{XXII})$$

$$I_{e_1} = \frac{1}{2} m_{e_1} r_{e_1}^2$$

$$\dot{\theta}_{e_2} = \frac{r_{e_2}}{r_{e_1}} \dot{\theta}_{e_1}; I_{e_2} = \frac{1}{2} m_{e_2} r_{e_2}^2$$

$$\dot{\theta}_{e_3} = \frac{r_{e_3} \cdot r_{e_2}}{r_{e_1}} \dot{\theta}_{e_1}; I_{e_3} = \frac{1}{2} m_{e_3} r_{e_3}^2$$

$$\dot{\theta}_{e_4} = \frac{r_{e_3} \cdot r_{e_2}}{r_{e_4} \cdot r_{e_1}} \dot{\theta}_{e_1}; I_{e_4} = \frac{1}{2} m_{e_4} r_{e_4}^2$$

$$\dot{\theta}_{a_3} = \frac{r_{e_3} \cdot r_{e_2}}{r_{e_4} \cdot r_{e_1}} \dot{\theta}_{e_1}; I_{a_3} = \frac{1}{3} m_{a_3} r_{a_3}^2$$

$$\dot{\theta}_{e_{je_1}} = \dot{\theta}_{e_1}; I_{e_{je_1}} = \frac{1}{2} m_{e_{je_1}} r_{e_{je_1}}^2$$

$$\dot{\theta}_{e_{je_2}} = \frac{r_{e_2}}{r_{e_1}} \dot{\theta}_{e_1}; I_{e_{je_2}} = \frac{1}{2} m_{e_{je_2}} r_{e_{je_2}}^2$$

$$\dot{\theta}_{e_{je_3}} = \frac{r_{e_3} \cdot r_{e_2}}{r_{e_4} \cdot r_{e_1}} \dot{\theta}_{e_1}; I_{e_{je_3}} = \frac{1}{2} m_{e_{je_3}} r_{e_{je_3}}^2$$

Sustituyendo en XXII:

$$\begin{aligned}
T = & \frac{1}{4} m_{e_1} r_{e_1}^2 \dot{\theta}_{e_1}^2 + \frac{1}{4} m_{e_2} \frac{r_{e_2}^4}{r_{e_1}^2} \dot{\theta}_{e_1}^2 + \frac{1}{4} m_{e_3} \frac{r_{e_3}^4 r_{e_2}^2}{r_{e_1}^2} \dot{\theta}_{e_1}^2 + \frac{1}{4} m_{e_4} \frac{r_{e_3}^2 r_{e_2}^2}{r_{e_4}^4 r_{e_1}^2} \dot{\theta}_{e_1}^2 \\
& + \frac{1}{6} m_{a_3} L_{a_3}^2 \frac{r_{e_3}^2 r_{e_2}^2}{r_{e_4}^2 r_{e_1}^2} \dot{\theta}_{e_1}^2 + \frac{1}{4} m_{e_{je_1}} r_{e_{je_1}}^2 \dot{\theta}_{e_1}^2 + \frac{1}{4} m_{e_{je_2}} r_{e_{je_2}}^2 \frac{r_{e_2}^2}{r_{e_1}^2} \dot{\theta}_{e_1}^2 \\
& + \frac{1}{4} m_{e_{je_3}} r_{e_{je_3}}^2 \frac{r_{e_3}^2 r_{e_2}^2}{r_{e_4}^2 r_{e_1}^2} \dot{\theta}_{e_1}^2
\end{aligned} \tag{XXIII}$$

$$V = \frac{1}{2} k \theta_{e_1}^2 \tag{XXIV}$$

$$\begin{aligned}
\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}} \right) = & \left[\frac{1}{2} m_{e_1} r_{e_1}^2 + \frac{1}{2} m_{e_2} \frac{r_{e_2}^4}{r_{e_1}^2} + \frac{1}{2} m_{e_3} \frac{r_{e_3}^4 r_{e_2}^2}{r_{e_1}^2} + \frac{1}{2} m_{e_4} \frac{r_{e_3}^2 r_{e_2}^2}{r_{e_4}^4 r_{e_1}^2} + \frac{1}{3} m_{a_3} L_{a_3}^2 \frac{r_{e_3}^2 r_{e_2}^2}{r_{e_4}^2 r_{e_1}^2} \right. \\
& \left. + \frac{1}{2} m_{e_{je_1}} r_{e_{je_1}}^2 + \frac{1}{2} m_{e_{je_2}} r_{e_{je_2}}^2 \frac{r_{e_2}^2}{r_{e_1}^2} + \frac{1}{2} m_{e_{je_3}} r_{e_{je_3}}^2 \frac{r_{e_3}^2 r_{e_2}^2}{r_{e_4}^2 r_{e_1}^2} \right] \dot{\theta}_{e_1} = m_{eq} \ddot{\theta}_{e_1}
\end{aligned} \tag{XXV}$$

$$\frac{\partial L}{\partial q} = k \theta_{e_1} = k_{eq} \theta_{e_1} \tag{XXVI}$$

$$F = \frac{1}{2} c \dot{\theta}_{e_1}^2 \tag{XXVII}$$

$$c = 2 m_{eq} \xi \sqrt{\frac{k_{eq}}{m_{eq}}}$$

$$F = m_{eq} \xi \sqrt{\frac{k_{eq}}{m_{eq}}} \dot{\theta}_{e_1}^2 \tag{XXVIII}$$

$$\frac{\partial F}{\partial \dot{q}} = 2 m_{eq} \xi \sqrt{\frac{k_{eq}}{m_{eq}}} \dot{\theta}_{e_1} = c_{eq} \dot{\theta}_{e_1} \tag{XXIX}$$

$$m_{eq} \ddot{\theta}_{e_1} + c_{eq} \dot{\theta}_{e_1} + k_{eq} \theta_{e_1} = Q \tag{XXX}$$

Respuesta a función rampa con condiciones iniciales nulas:

$$Q = F(t) = Dt \tag{XXX}$$

$$\omega_n = \sqrt{\frac{k_{eq}}{m_{eq}}} \tag{XXXI}$$

$$\omega_d = \omega_n \sqrt{1 - \xi^2} \tag{XXXII}$$

$$\begin{aligned}
\theta_{e_1}(t) = & e^{-\xi \omega_n t} \left(\frac{c_{eq}}{k_{eq}^2} D \cos(\omega_d t) + \frac{1}{\omega_d} \left(\frac{c_{eq}^2 D}{2 m_{eq} k_{eq}^2} - \frac{D}{k_{eq}} \right) \sin(\omega_d t) \right) \\
& + \frac{D}{k_{eq}} \left(t - \frac{c_{eq}}{k_{eq}} \right)
\end{aligned} \tag{XXXIII}$$

Respuesta a impulso con condiciones iniciales nulas:

$$Q = F(t) = R\delta(t) \quad (\text{XXXIV})$$

$$\delta(t) = \begin{cases} 0, & t \neq 0 \\ +\infty, & t = 0 \end{cases} \quad (\text{XXXV})$$

$$\int_{-\infty}^{+\infty} \delta(t) dt = 1 \rightarrow \int_{-\infty}^{+\infty} F(t) dt = \int_{-\infty}^{+\infty} R\delta(t) dt = R \quad (\text{XXXVI})$$

$$\theta_{e_1}(t) = R \frac{e^{-\xi\omega_n t}}{m_{eq}\omega_d} \sin(\omega_d t) \quad (\text{XXXVII})$$

○ **Vibraciones debidas a la deformación de la aguja**

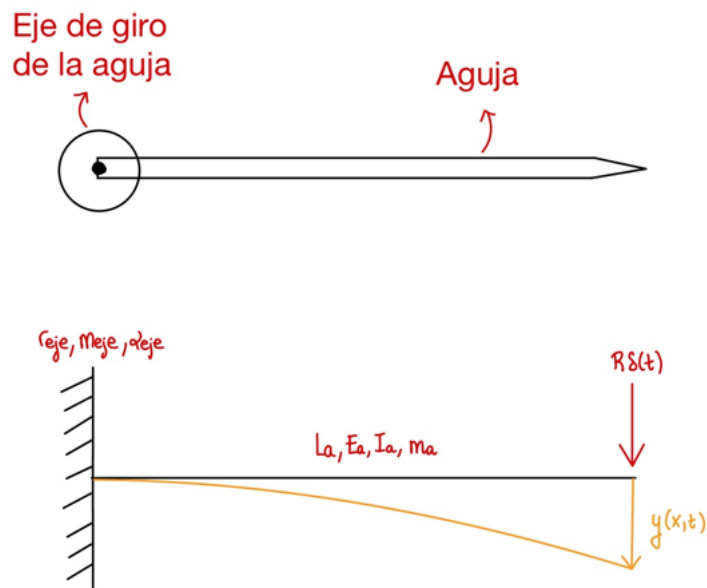


Figura 60 – Representación del modelo de barra empotrada para el comportamiento de la aguja ante una vibración transitoria de tipo impulso

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}} \right) - \frac{\partial L}{\partial q} + \frac{\partial F}{\partial \dot{q}} = Q$$

$q \equiv$ coordenada generalizada $\equiv y(t)$

$$\phi(x) = \frac{3}{2} \left(\frac{x}{L_a} \right)^2 - \frac{1}{2} \left(\frac{x}{L_a} \right)^3 \quad (\text{XXXVIII})$$

$$y(x, t) = \phi(x)y(t) \quad (\text{XXXIX})$$

$$T = \frac{1}{2} \int_0^L \frac{m_a}{L_a} (\dot{y}(x, t))^2 dx \quad (\text{XL})$$

$$V = \int_0^L E_a I_a \left(\frac{\partial^2 y(x, t)}{\partial x^2} \right)^2 dx \quad (\text{XLI})$$

$$\frac{33}{140} m_a \cdot \ddot{y} + \frac{3E_a I_a}{L_a^3} \cdot y = Q \quad (\text{XLII})$$

$$m_{eq} = \frac{33}{140} \cdot a$$

$$k_{eq} = \frac{3E_a I_a}{L_a^3}$$

$$Q = F(t) = R\delta(t)$$

$$F(t) = \frac{m_{eje} r_{eje} \alpha_{eje}}{L_a}$$

$$\delta(t) = \begin{cases} 0, & t \neq 0 \\ +\infty, & t = 0 \end{cases}$$

$$\int_{-\infty}^{+\infty} \delta(t) dt = 1 \rightarrow \int_{-\infty}^{+\infty} F(t) dt = \int_{-\infty}^{+\infty} R\delta(t) dt = R$$

Ecuación del movimiento del sistema de 1 grado de libertad sometido a impulso R y condiciones iniciales:

$$\frac{33}{140} m_a \cdot \ddot{y} + \frac{3E_a I_a}{L_a^3} \cdot y = R\delta(t) \quad (\text{XLIII})$$

$$y(0) = 0$$

$$\dot{y}(0) = \frac{R}{m_a}$$

Respuesta del sistema:

$$y(t) = \frac{R}{m_a} \cdot \frac{1}{\omega} \sin(\omega t) \quad (\text{XLIV})$$

$$\omega = \sqrt{\frac{k_{eq}}{m_{eq}}}$$

Donde la amplitud de la vibración queda determinada por:

$$A = \frac{R}{m_a} \sqrt{\frac{m_{eq}}{k_{eq}}} \quad (\text{XLV})$$

ANEXO V: CÓDIGOS IMPLEMENTADOS EN MATLAB

Nota. – Los códigos de MATLAB implementados son de autoría propia.

- **Mecanismo linealizador de tipo biela-manivela empleando variables adimensionales**

```
%% Mecanismo tipo biela-manivela adimensionalizado %%

clear variables
clc
close all

% Datos de entrada

%a: longitud de la manivela
%b: excentricidad
%L: longitud de la biela
%gamma: ángulo que gira la manivela

% Variables adimensionales

%eta=x/a;
%lambda=L/a;
%mu=b/a;

% Variables de salida

%x: desplazamiento de la corredera (lo que sería la cápsula aneroide)
%beta: ángulo que gira la rótula de unión biela-manivela

mu=1;
lambda=2;
gamma=(0:0.1:360);
gammaRad=gamma*pi/180;

betaRad=asin((-sin(gammaRad)+mu)/lambda);
beta=betaRad*180/pi;

eta=lambda-lambda*cos(betaRad)-cos(gammaRad);

subplot(1,2,1)
plot(beta,gamma,'b','linewidth',1.2)
xlabel('Ángulo \beta ')
ylabel('Ángulo \gamma ')
ylim([min(gamma),max(gamma)])

subplot(1,2,2)
plot(eta,gamma,'b','linewidth',1.2)
xlabel('\eta Desplazamiento cápsula aneroide')
ylabel('Ángulo \gamma ')
ylim([min(gamma),max(gamma)])
```

- **Mecanismo linealizador de tipo biela-manivela empleando variables adimensionales**

```

%% Validez del mecanismo tipo biela-manivela %%

clear variables
clc
close all

% Datos de entrada

%a: longitud de la manivela en mm
%b: excentricidad
%L: longitud de la biela
%gamma: ángulo que gira la manivela

% Variables adimensionales

%eta=x/a;
%lambda=L/a;
%mu=b/a;

% Variables de salida

%x: desplazamiento de la corredera (lo que sería la cápsula aneroide)
%beta: ángulo que gira la rótula de unión biela-manivela

h_pm=[];
p0=101325;
alfaT=6.5*10^-3;
teta0=288.15;
g=9.80665;
Ra=287.05;
a=12;

mu=1;
lambda=2;
gamma_1=108;
gamma_2=194;
p1=1;
p2=465.632/1013.25;

gamma=(gamma_1:0.1:gamma_2);
gammaRad=gamma*pi/180;

n=length(gamma);

betaRad=asin((-sin(gammaRad)+mu)/lambda);
beta=betaRad*180/pi;

eta=lambda-lambda*cos(betaRad)-cos(gammaRad);

h_a=linspace(0,20000,n);

p=p1+(p2-p1)/(eta(n)-eta(1))*(eta-eta(1));

for i=1:1:n
h_pm(i)=-((p(i))^(Ra*alfaT/g)-1)*teta0/alfaT;
end
h_pft=h_pm*3.2808;

```

```
plot(p,h_a,'b','linewidth',1.2)
xlabel('P/P_0')
ylabel('Altitud (ft)')

hold on
plot(p,h_pft,'r','linewidth',1.2)

errormax=max(h_pft-h_a)
errormin=min(h_pft-h_a)

carrera_maxima_capsula_mm=(eta(n)-eta(1))*a
```

- **Respuesta dinámica del sistema**

```

% Datos (dimensiones)
me1=3*10^-3;
re1=3.835*10^-2;
me2=4.507*10^-4;
re2=3*10^-3;
me3=7*10^-3;
re3=1.62*10^-2;
me4=3.682*10^-4;
re4=2.76*10^-3;
ma3=7.249*10^-5;
La3=4.5*10^-2;
meje1=3*10^-3;
reje1=1.5*10^-3;
meje2=1.7*10^-4;
reje2=5*10^-4;
meje3=6.283*10^-4;
reje3=5*10^-4;
chi=0.05;
D=0.5;
t=[72,160,240,400,800,1200,1800];
R=[6.65,13.3,20,26.6,33.25];

% Masa equivalente

meq=1/2*me1*re1^2+1/2*me2*re2^4/re1^2+1/2*me3*re3^4*re2^2/re1^2+1/2*me4
*re3^2*re2^2/re4^4/re1^2+1/3*ma3*La3^2*re3^2*re2^2/re2^2/re1^2+1/2*meje
1*reje1^2+1/2*meje2*reje2^2*re2^2/re1^2+1/2*meje3*reje3^2*re3^2*re2^2/r
e2^2/re1^2

% Constante elástica equivalente

keq=486

% Coeficiente de amortiguamiento equivalente

ceq=2*meq*chi*sqrt(keq/meq)

%wn y wd

wn=sqrt(keq/meq)
wd=wn*sqrt(1-chi^2)

%% Respuesta a función rampa %%

thetae1=exp(chi*wn.*t).*(ceq/keq^2*D*cos(wd.*t)+1/wd.*(ceq^2/2/meq*D/ke
q^2-D/keq)*sin(wd.*t))+D/keq.*(t-ceq/keq)

theta_aguja=thetae1.*(re3*re2/re4/re1)

tolerancia=theta_aguja.*(100/(pi/5))

%% Respuesta a impulso %%

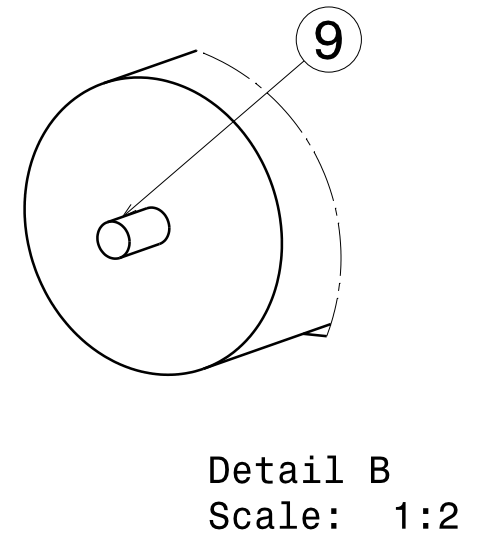
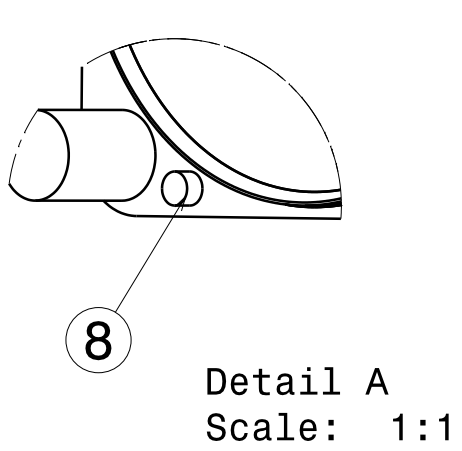
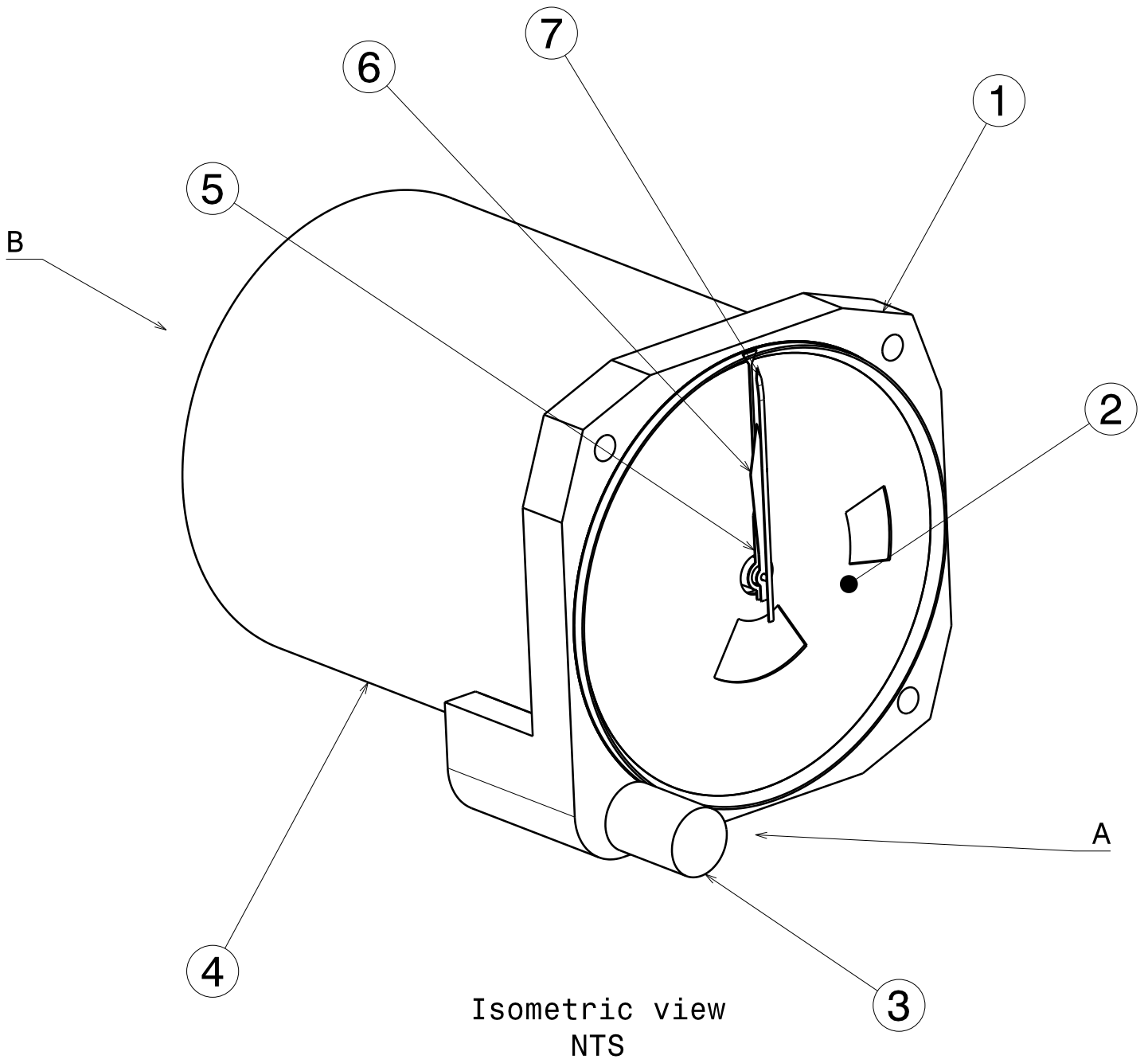
thetae1=exp(-chi*wn*0.5).*R/meq/wd

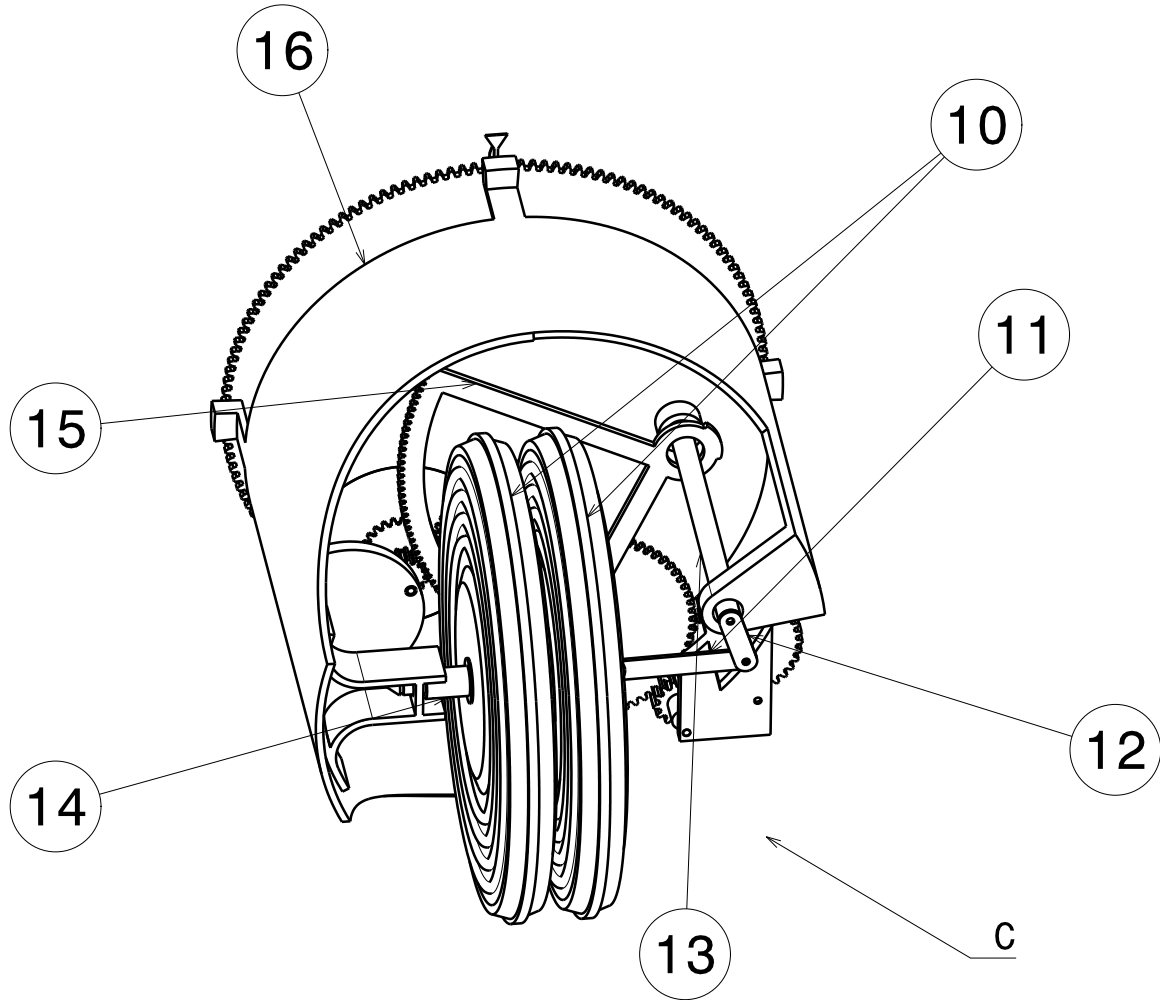
theta_aguja=thetae1.*(re3*re2/re4/re1)

tolerancia=theta_aguja.*(100/(pi/5))

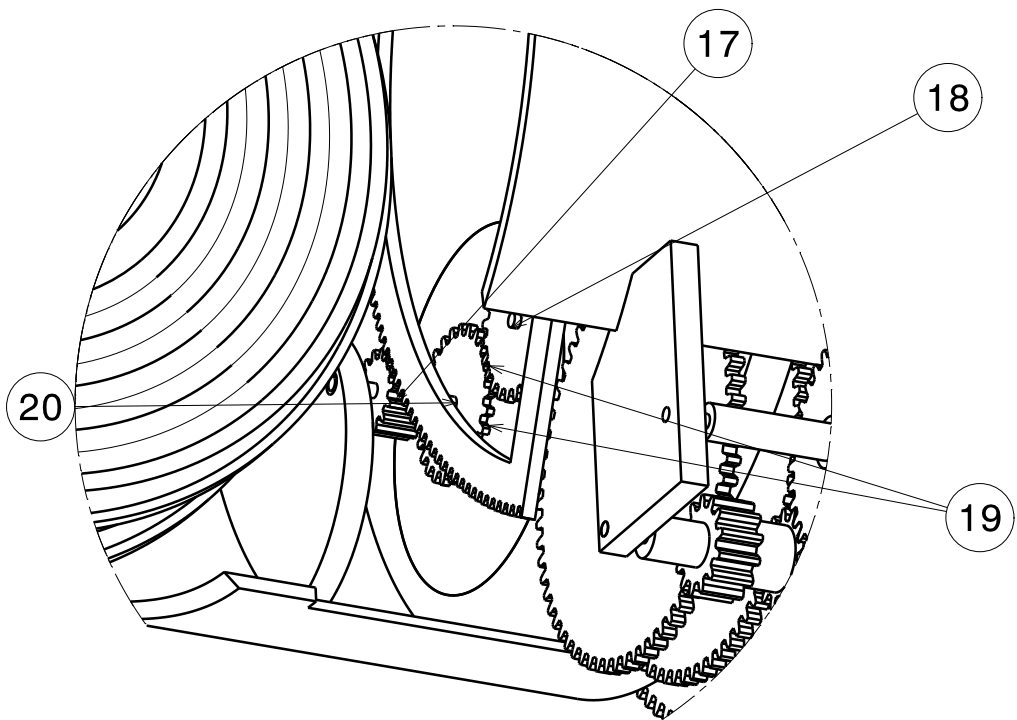
```

ANEXO VI: PLIEGO DE PLANOS

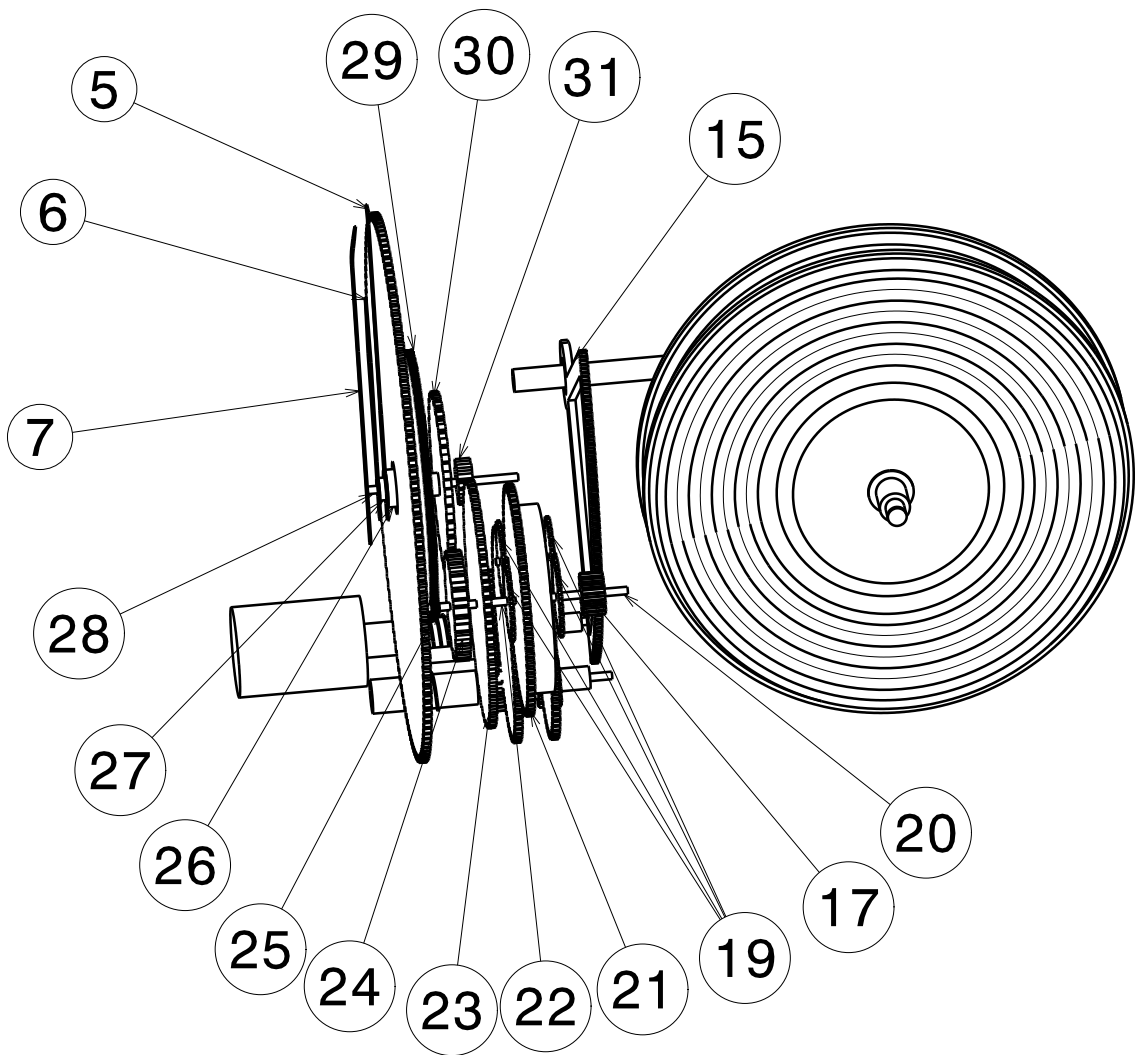




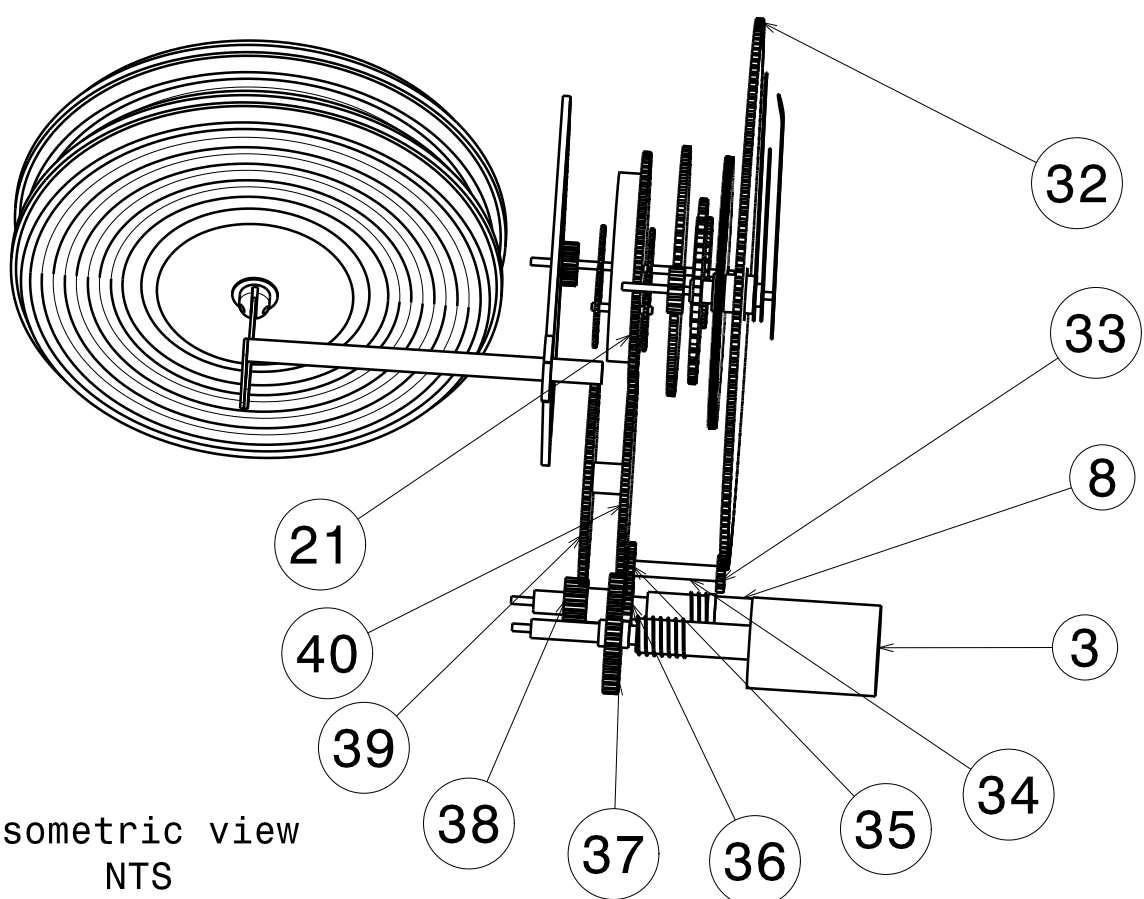
Isometric view
NTS



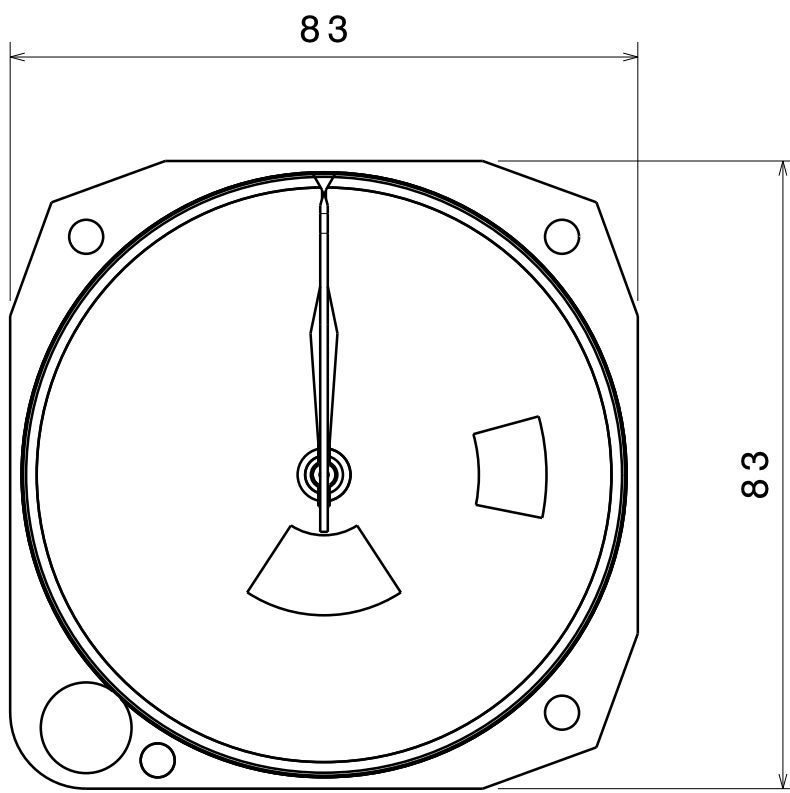
Detail C
Scale: 2:1



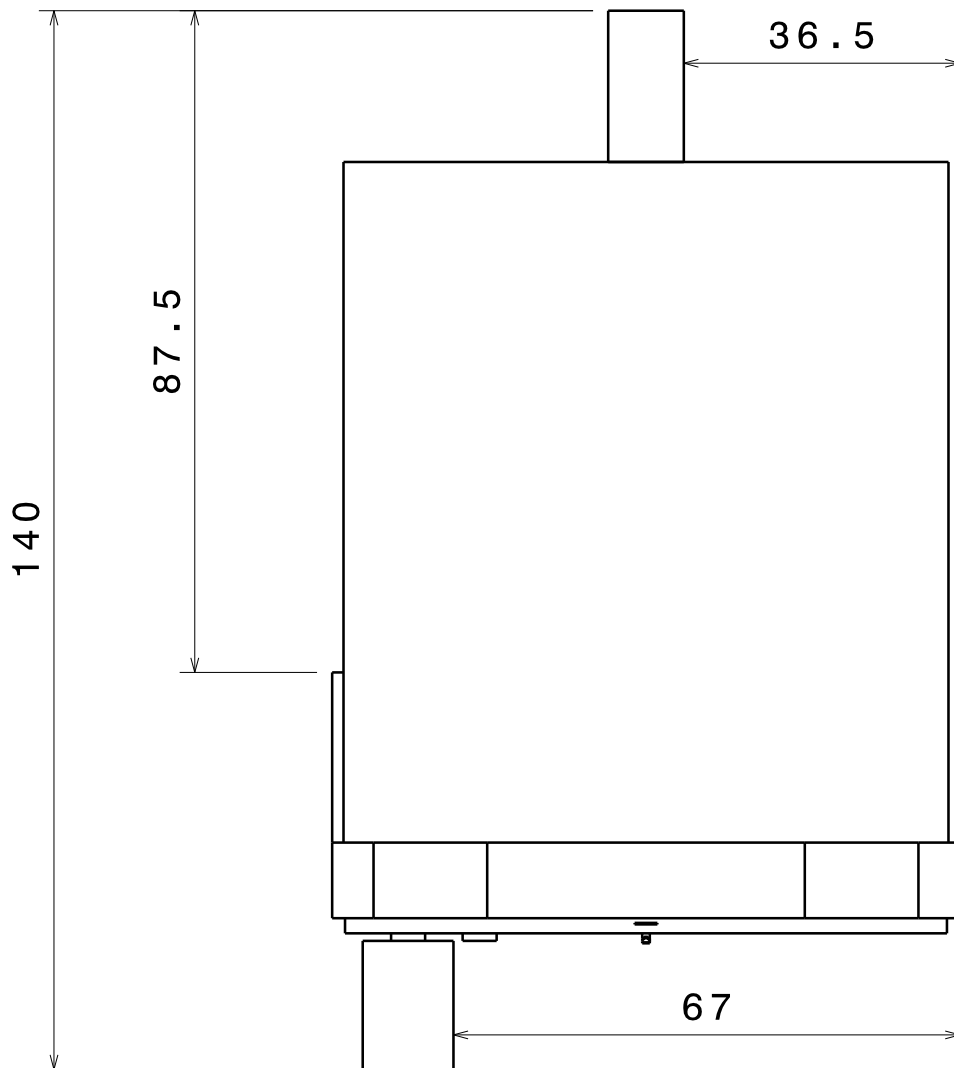
Isometric view
NTS



Isometric view
NTS

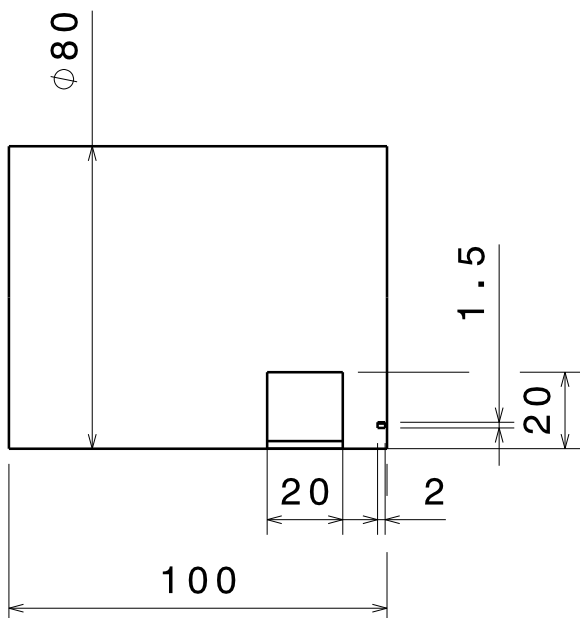
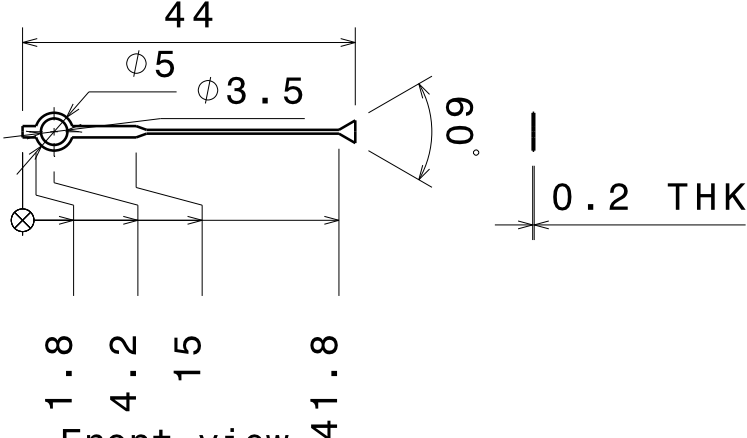
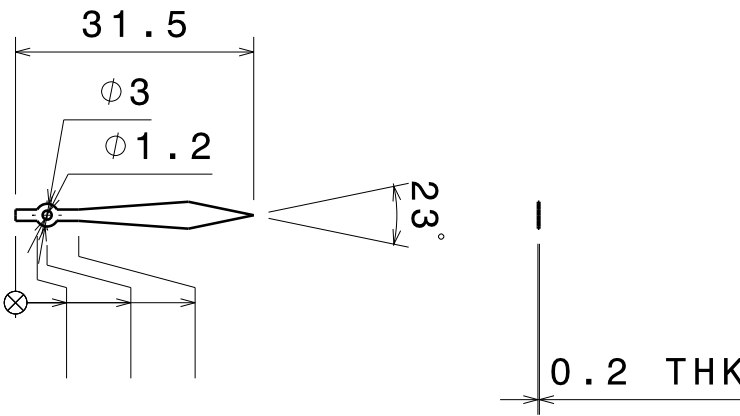


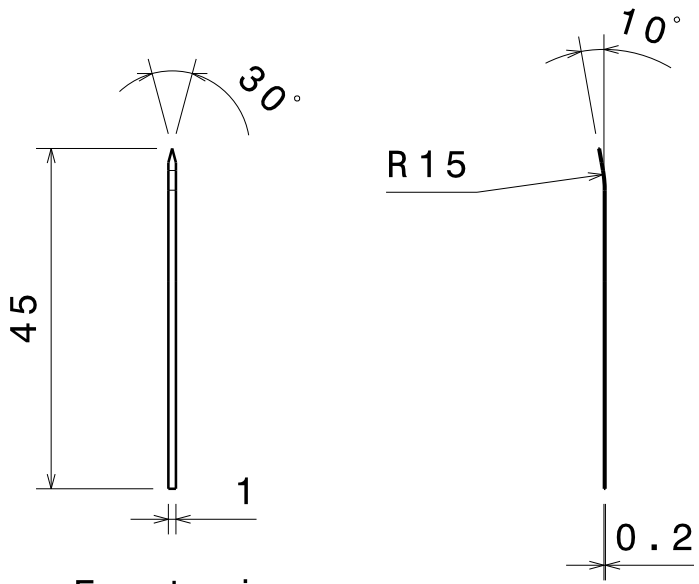
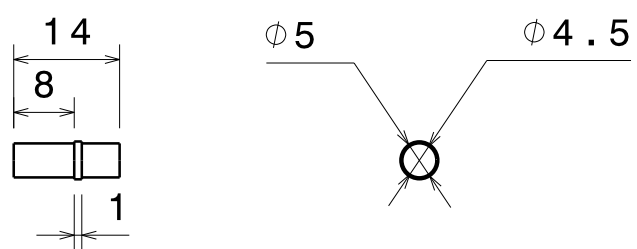

Front view
Scale: 1:1

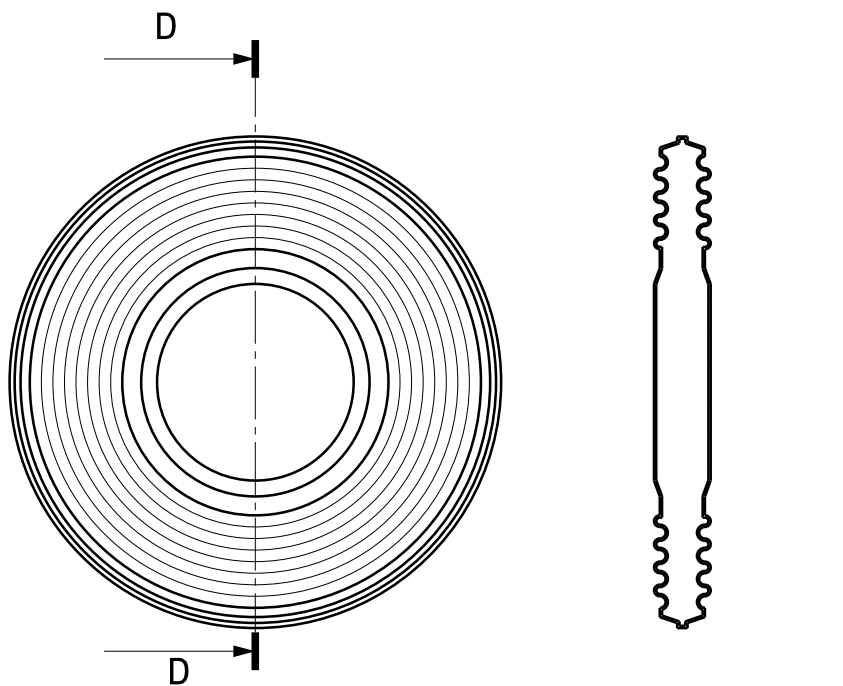
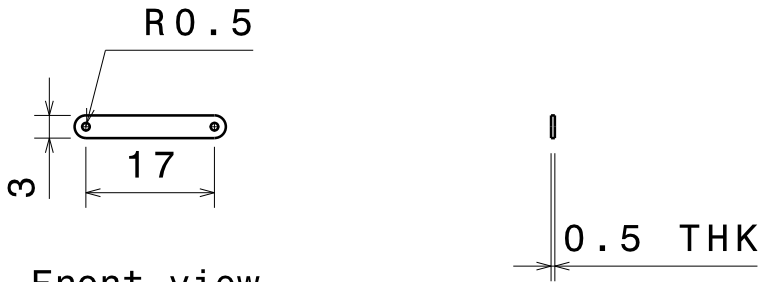
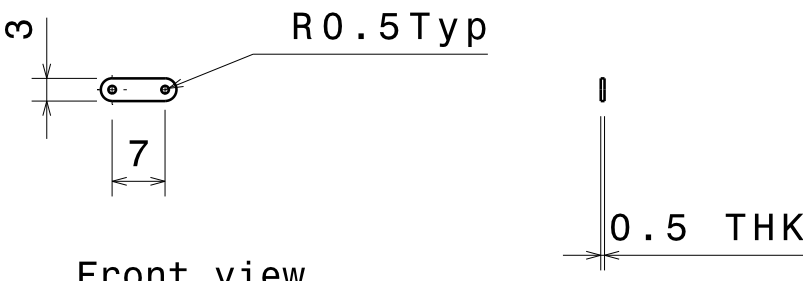


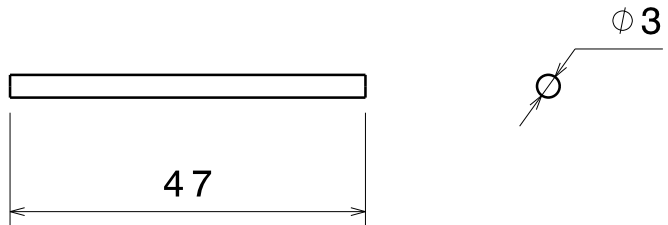
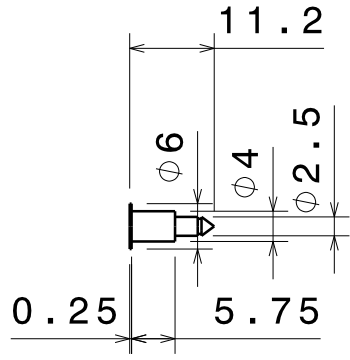
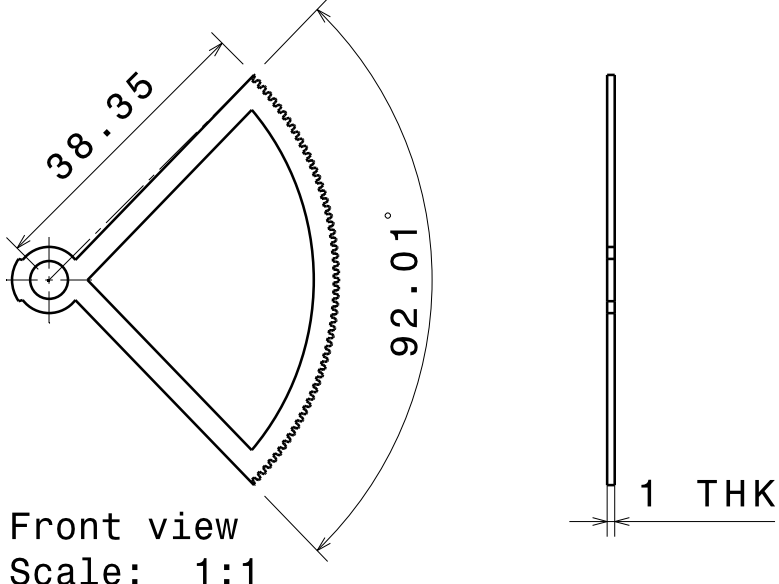
Top view
Scale: 1:1

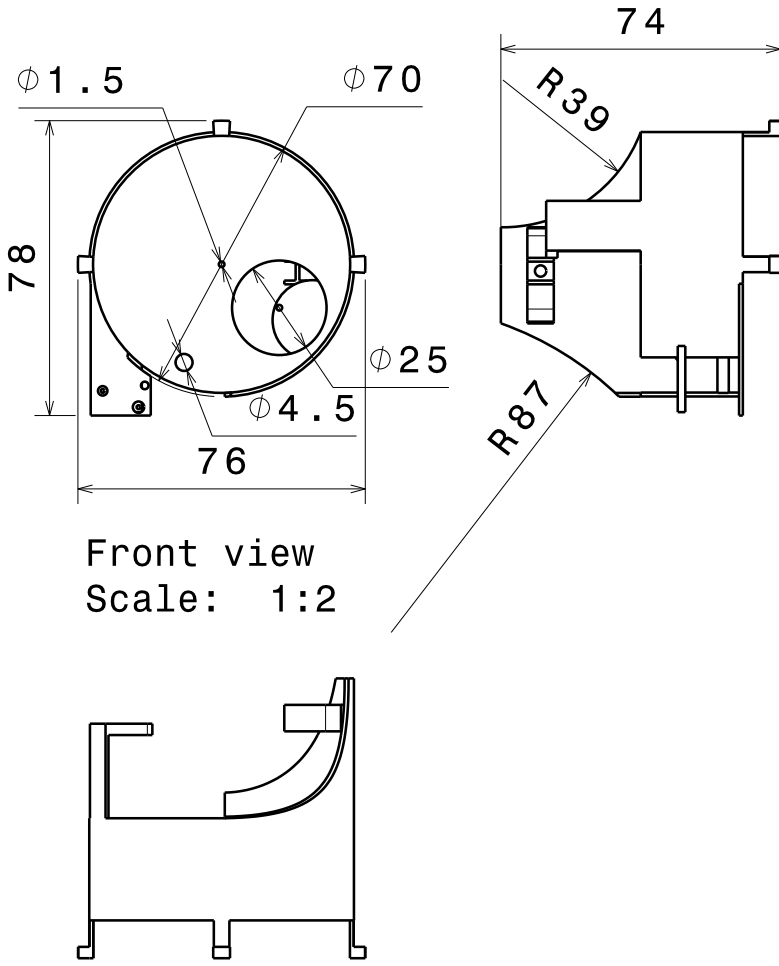
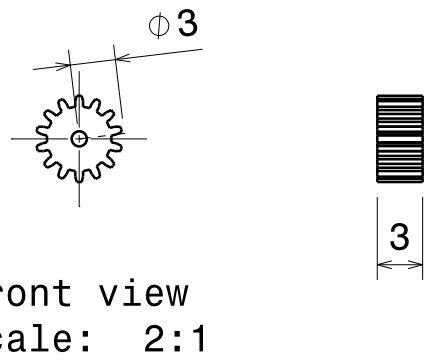


ITEM NUMBER	QTY	MATERIAL	PART NAME	DIMENSIONS
1	1	PLASTIC	MARCO	<p>83 20° Typ ϕ 4.5 ϕ 76 ϕ 80 83 64.9 62.9 8 10 3.7 10 10 19.5 73 10 34.5 2 12</p> <p>Front view Scale: 1:2</p>
2	1	PLASTIC	DIAL	<p>ϕ 80 ϕ 7 ϕ 16 ϕ 37.2 ϕ 58.8 ϕ 40.9 15° 26° 33° 0.5 THK</p> <p>Front view Scale: 1:2</p>
3	1	PLASTIC	PERILLA	<p>ϕ 1 ϕ 2.5 ϕ 3.5 ϕ 4.5 ϕ 12 2.5 11.5 15.5 16.5 31.5 48.5</p> <p>Front view Scale: 1:1</p>


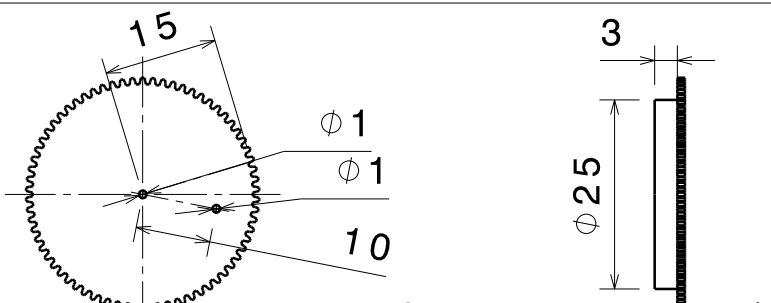
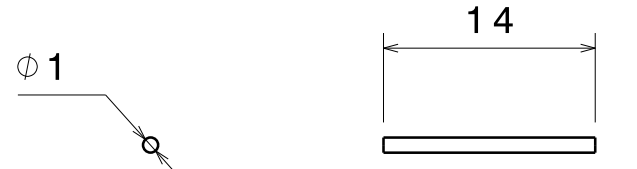
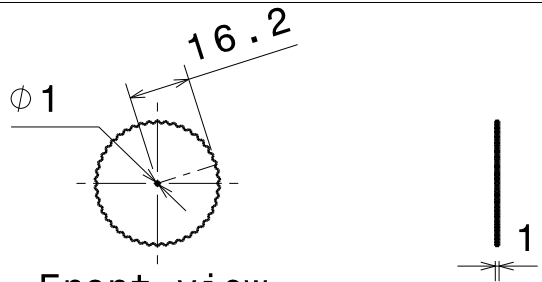
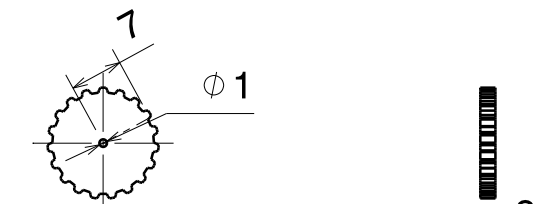
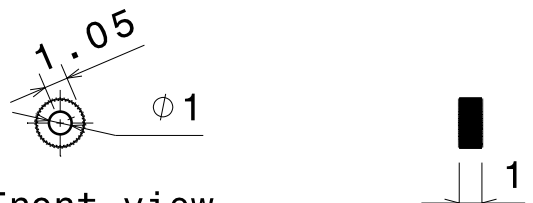
ITEM NUMBER	QTY	MATERIAL	PART NAME	DIMENSIONS
4	1	PLASTIC	CARCASA	 <p data-bbox="837 817 1093 907">Front view Scale: 1:2</p>
5	1	BRASS	AGUJA 10000ft	 <p data-bbox="790 1422 1045 1512">Front view Scale: 1:1</p>
6	1	BRASS	AGUJA 1000ft	 <p data-bbox="997 1960 1252 2042">Front view Scale: 1:1</p>

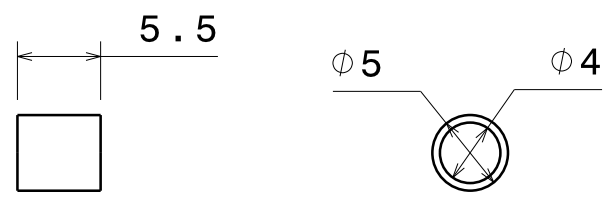

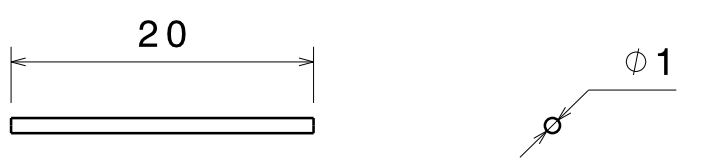
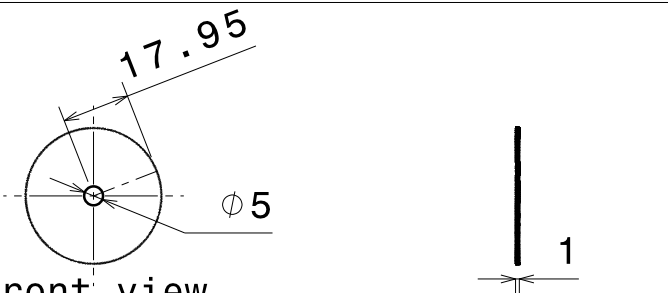
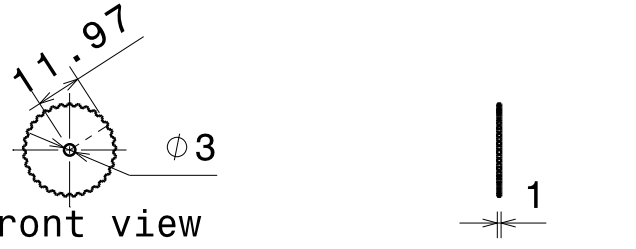
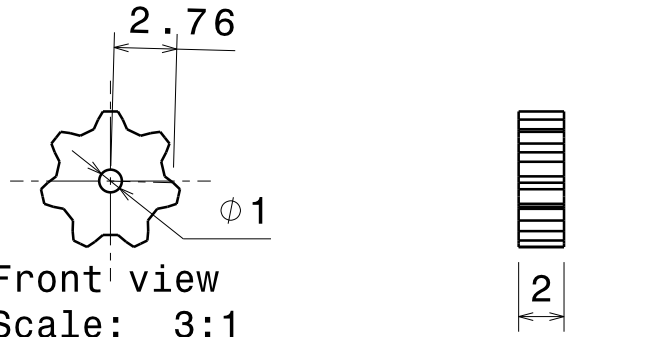
ITEM NUMBER	QTY	MATERIAL	PART NAME	DIMENSIONS
7	1	BRASS	AGUJA 100ft	 <p data-bbox="805 694 1061 784">Front view Scale: 1:1</p>
8	1	PLASTIC	BOTÓN KOLLSMAN	 <p data-bbox="805 1198 1061 1288">Front view Scale: 1:1</p>
9	1	PLASTIC	TOMA ESTÁTICA	 <p data-bbox="821 1736 1077 1814">Front view Scale: 1:1</p>

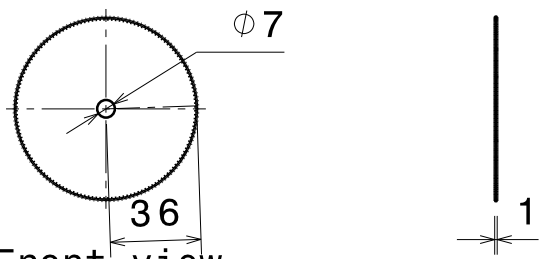
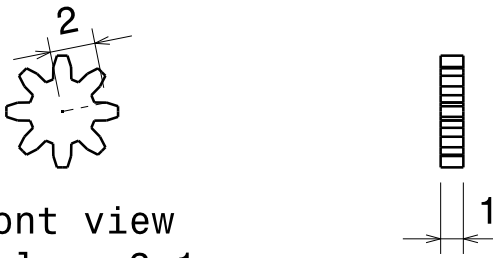


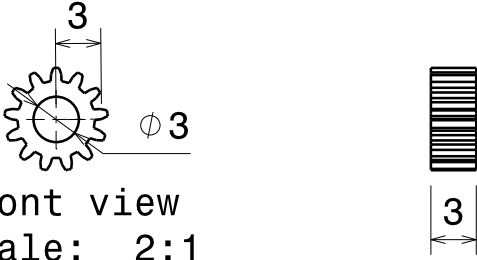
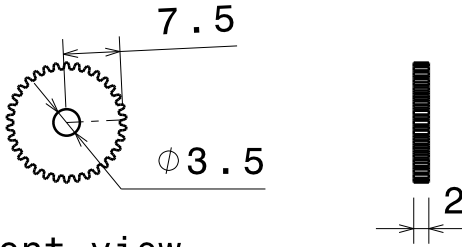
ITEM NUMBER	QTY	MATERIAL	PART NAME	DIMENSIONS
10	2		CÁPSULA ANEROIDE	 <p data-bbox="845 851 1085 940">Front view Scale: 1:1</p> <p data-bbox="1212 840 1564 884">Section cut D-D</p>
11	1	BRASS	BIELA	 <p data-bbox="766 1355 1021 1444">Front view Scale: 1:1</p> <p data-bbox="1300 1310 1508 1355">0.5 THK</p>
12	1	BRASS	MANIVELA	 <p data-bbox="774 1892 1029 1982">Front view Scale: 1:1</p> <p data-bbox="1300 1848 1508 1892">0.5 THK</p>

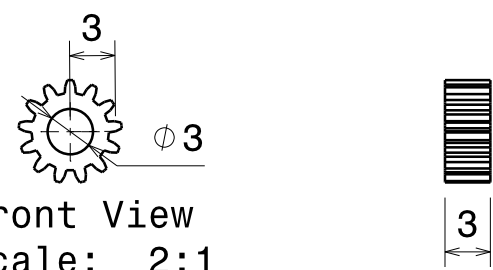
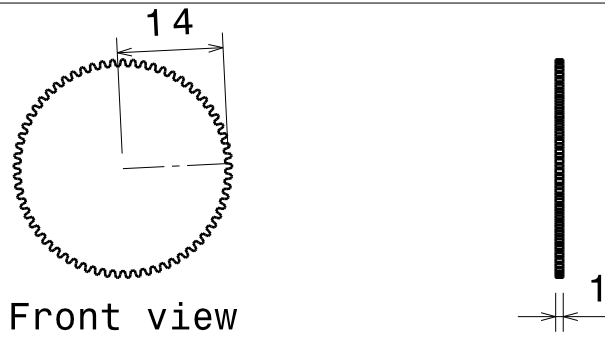
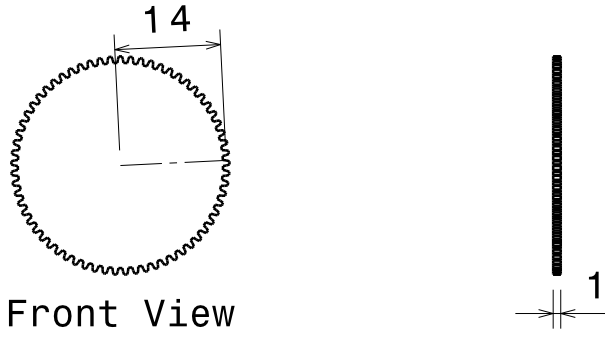
ITEM NUMBER	QTY	MATERIAL	PART NAME	DIMENSIONS
13	1	BRASS	EJE CUÑA	 <p data-bbox="869 392 1125 481">Front view Scale: 1:1</p>
14	1	BRASS	SOPORTE	 <p data-bbox="885 918 1141 996">Front view Scale: 1:1</p>
15	1	BRASS	CUÑA	 <p data-bbox="758 1523 1013 1601">Front view Scale: 1:1</p>

ITEM NUMBER	QTY	MATERIAL	PART NAME	DIMENSIONS
16	1	BRASS	CARCASA INTERNA	 <p>Front view Scale: 1:2</p>
17	1	BRASS	ENGRANAJE	 <p>Front view Scale: 2:1</p>
18	1	BRASS	EJE	 <p>Front view Scale: 2:1</p>
19	4	BRASS	ENGRANAJE	 <p>Front view Scale: 1:1</p>

ITEM NUMBER	QTY	MATERIAL	PART NAME	DIMENSIONS
20	1	BRASS	EJE	 <p>Front view Scale: 2:1</p>
21	1	BRASS	ENGRANAJE	 <p>Front view Scale: 1:1</p>
22	1	BRASS	EJE	 <p>Front view Scale: 2:1</p>
23	1	BRASS	ENGRANAJE	 <p>Front view Scale: 1:2</p>
24	1	BRASS	ENGRANAJE	 <p>Front view Scale: 1:1</p>
25	1	BRASS	ENGRANAJE	 <p>Front view Scale: 3:1</p>

ITEM NUMBER	QTY	MATERIAL	PART NAME	DIMENSIONS
26	1	BRASS	EJE	 <p data-bbox="861 324 1117 425">Front view Scale: 2:1</p>
27	1	BRASS	EJE	 <p data-bbox="845 728 1101 817">Front view Scale: 2:1</p>
28	1	BRASS	EJE	 <p data-bbox="829 1041 1085 1131">Front view Scale: 2:1</p>
29	1	BRASS	ENGRANAJE	 <p data-bbox="813 1400 1069 1489">Front view Scale: 1:2</p>
30	1	BRASS	ENGRANAJE	 <p data-bbox="837 1691 1101 1780">Front view Scale: 1:2</p>
31	1	BRASS	ENGRANAJE	 <p data-bbox="821 2038 1077 2128">Front view Scale: 3:1</p>

ITEM NUMBER	QTY	MATERIAL	PART NAME	DIMENSIONS
32	1	BRASS	ENGRANAJE	 <p data-bbox="813 369 1061 459">Front view Scale: 1:3</p>
33	1	BRASS	ENGRANAJE	 <p data-bbox="813 705 1061 795">Front view Scale: 3:1</p>
34	1	BRASS	EJE	 <p data-bbox="813 1041 1061 1131">Front view Scale: 2:1</p>
35	1	BRASS	ENGRANAJE	 <p data-bbox="837 1377 1085 1467">Front view Scale: 2:1</p>
36	1	BRASS	ENGRANAJE	 <p data-bbox="805 1680 1061 1769">Front view Scale: 2:1</p>
37	1	BRASS	ENGRANAJE	 <p data-bbox="837 2027 1093 2116">Front view Scale: 1:1</p>

ITEM NUMBER	QTY	MATERIAL	PART NAME	DIMENSIONS
38	1	BRASS	ENGRANAJE	 <p>Front View Scale: 2:1</p>
39	1	BRASS	ENGRANAJE	 <p>Front view Scale: 1:1</p>
40	1	BRASS	ENGRANAJE	 <p>Front View Scale: 1:1</p>