



**UNIVERSIDAD NACIONAL AUTONOMA
DE MEXICO**

FACULTAD DE INGENIERIA

**SISTEMA DE RODAMIENTO DE AERONAVES:
CARACTERIZACION Y OPTIMACION DURANTE
EL ATERRIZAJE.**

T E S I S
QUE PARA OBTENER EL TITULO DE
INGENIERO MECANICO
P R E S E N T A :
MARIA ALEJANDRA MENCHACA BRANDAN

**DIRECTOR DE TESIS:
DR. FRANCISCO JOSE SANCHEZ - SESMA**



MEXICO, D.F.

2005

m341401



Universidad Nacional
Autónoma de México



UNAM – Dirección General de Bibliotecas
Tesis Digitales
Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS ©
PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

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

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

Autoriza a la Dirección General de Bibliotecas de la
UNAM a publicar en formato electrónico e impreso el
contenido de mi trabajo recepcional.

NOMBRE: Ma. Alejandra Menchaca
Brandan

FECHA: 25 febrero 2005

FIRMA: 

*A mis padres, mis hermanos
y todos los demás familiares y amigos
que han creído y apoyado mis sueños y locuras*

AGRADECIMIENTOS

Gracias al Dr. Francisco José Sánchez Sesma y al Dr. Ricardo Chicurel por ayudarme a darle forma y sentido a esta tesis.

Gracias a la Dirección de Aeropuertos y Servicios Auxiliares, y en especial al Ing. Jorge Mandri por permitirnos llevar a cabo las mediciones de esta tesis con la mayor disposición, paciencia y amabilidad.

Gracias al Ing. Alberto Solórzano y al Ing. Víctor Ayala por compartir sus amplios conocimientos en el área aeronáutica.

Gracias al Dr. Darío Moreno por su inolvidable asesoría en la mecánica clásica menos evidente.

Gracias al Ing. Ricardo A. Cárdenas por su valiosa ayuda en la recopilación de patentes.

Gracias al Ing. Fernando Güitrón por su interés en realizar mediciones de alta precisión.

Gracias a mis padres por transmitirme tanta experiencia en lo referente a la planeación, elaboración, redacción y edición de una tesis.

Finalmente, muchísimas gracias a Jaime Ruiz, Iván Figueroa, Genaro Torres, Julio Colín y Vladimir Guevara por su gran ayuda durante las mediciones, así como por su invaluable apoyo moral a lo largo del desarrollo de este trabajo.

ÍNDICE

Introducción	2
Objetivos	5
Capítulo I Marco Teórico	6
I.1. Avión	6
I.2. Tren de Aterrizaje	7
I.3. Neumáticos	10
I.4. El Aterrizaje	14
I.5. Principios Físicos Básicos de Vuelo	17
I.6. Mecanismos de Fricción y Desgaste	17
Capítulo II Caracterización del Toque de Llanta	22
II.1. Planteamientos Generales	22
II.2. Determinación de Fuerzas y Momentos	27
II.3. Modelado durante el Toque de Llanta	32
II.4. Modelado Antes y Después del Toque	45
II.5. Efecto de Giróscopo	47
Capítulo III Mediciones	49
III.1. Medición por Instrumentación	49
III.2. Medición Experimental	58
Capítulo IV Preaceleración de Ruedas de Aviación	74
IV.1. Introducción	74
IV.2. Tipos	74
IV.3. Investigación Previa y Antecedentes de Implementación	79
Capítulo VI Análisis Sobre Preaceleración	82
VI.1. Desgaste	82
VI.2. Energía	85
VI.3. Giróscopo	89
VI.4. Viabilidad de Sistemas Preaceleradores y Seguridad en Vuelo	91
VI.5. Implementación	93
Conclusiones	97
Referencias Bibliográficas y Patentes	99
Apéndice A Datos Instrumentación	106
Apéndice B Resultados Mediciones	110
Apéndice C Pesos de Aterrizaje	137

INTRODUCCIÓN

Después de observar varios aterrizajes de aviones y ver la nube de humo que se desprende de los neumáticos y las marcas negras del hule que quedan en el pavimento al entrar la nave en contacto con la pista, muchos de nosotros nos hemos preguntado por qué aterrizarán los aviones con las ruedas detenidas, qué tanto se gastarán las llantas en ese instante, cada cuándo será necesario cambiarlas, o bien, cómo cambiará el coeficiente de fricción debido al hule adherido a la pista. Algunos hemos ido un poco más lejos y hemos pensado en que tal vez podría diseñarse un sistema que preacelere las ruedas antes del aterrizaje, de forma de reducir al mínimo el desgaste de los neumáticos y aumentar considerablemente su vida útil, ahorrar dinero a las aerolíneas en compra y cambio de llantas –¡los boletos bajarían de precio!–, reducir los costos de mantenimiento y limpieza de pistas, y cuidar al medio ambiente al no desperdiciar tantos neumáticos. Fue esta la idea que dio nacimiento a la presente tesis.

Con el fin de justificar el diseño de dicho sistema, se investigó si a alguien ya se le habría ocurrido el concepto de prerotación, y cuál no sería la sorpresa al descubrir que existen actualmente más de cien patentes de sistemas preaceleradores, una gran parte de ellas registrada entre los años treinta y cuarenta. Es así que, lógicamente, la siguiente pregunta fue: si ya existen, ¿por qué no se usan? En la red son muchos los pilotos que discuten sobre el tema con escasos fundamentos teóricos, sin embargo, no existe a la disposición del público ningún documento que analice el problema de forma seria y fundamentada. Uno de los dos únicos libros acerca de diseño de trenes de aterrizaje [4] dedica un párrafo a la preaceleración, haciendo referencia al único artículo existente enfocado puramente al tema. Dicho artículo [22], escrito a principios de los años cuarenta, presenta el estado del arte del tema hasta esos días, y menciona algunos de los estudios realizados para analizar la efectividad de los sistemas, recalcando que la máxima preaceleración que se había podido lograr hasta entonces era del 80%. Unos años después, el NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) publicó un estudio [30] en el cual se analizaron las cargas normales y de fricción por deslizamiento en el tren de aterrizaje, comparando los resultados de aterrizajes con ruedas preaceleradas y sin preacelerar, y concluyendo que la prerotación reduce de forma notable las cargas de fricción. El dato curioso es que para realizar dicho estudio se intentó utilizar un sistema preacelerador de turbina con álabes fijos, sin embargo el sistema “funcionó erráticamente y debió ser descartado”, por lo que el giro previo de las ruedas se logró dando un pequeño toque de llanta antes del aterrizaje final. La última vez que se oyó hablar de sistemas preaceleradores fue cuando la Fuerza Aérea de los Estados Unidos, base Edwards, dio a conocer en 2002 la noticia de que Michael Almen, uno de los técnicos de sus talleres, había patentado un sistema de pregiro para ser implementado en aviones T-38 y KC-135 Stratotanker. No existe ningún registro que mencione que el sistema ha sido siquiera probado.

Queda claro que hay algo que pareciera no funcionar en la idea de la preaceleración, y las hipótesis son muchas. Dentro de los argumentos más coherentes se encuentran: que el desgaste durante el toque de llanta es simplemente insignificante comparado con el desgaste durante el frenado del avión; que la energía absorbida por las ruedas para empezar a girar no es despreciable con respecto de la energía cinética total necesaria para frenar al avión, por lo que, si se preaceleraran las ruedas, el aterrizaje sería considerablemente más largo, o requeriría una energía de frenado mucho mayor; que el efecto de giróscopo generado por la rotación de las ruedas y la acción de un torque sobre el avión podría alterar la estabilidad de la nave antes del toque de llanta; o bien, finalmente, que los sistemas preaceleradores existentes no son viables en cuanto a seguridad, efectividad o costo, por lo que su implementación conllevaría más desventajas que posibles beneficios. Para poder dar una respuesta fundamentada a cada una de estas hipótesis, resulta necesario realizar un análisis teórico y experimental que permita conocer el toque de llanta desde todos sus ángulos.

Esta tesis comienza con una introducción general, en su primer capítulo, a los conceptos básicos referentes al avión y su tren de aterrizaje, haciendo especial énfasis en los neumáticos y sus características, para después pasar a los principios físicos que definen el comportamiento del aterrizaje en general y del toque de llanta en particular, además de proporcionar una breve introducción a los tipos de fricción existentes entre la pista y el hule, y sus efectos directos en el desgaste de los neumáticos. El segundo capítulo presenta el cálculo de los principales momentos de inercia del avión y de las ruedas, para después desarrollar el modelado dinámico del tren de aterrizaje, por medio del cual se obtienen las expresiones de la fuerza normal, la velocidad del avión y la velocidad angular de las ruedas durante el toque de llanta, así como la reacción normal durante el frenado, la absorción de energía debida a la aceleración de las ruedas, y las expresiones que describen el efecto de giróscopo. En la tercera parte de este trabajo se presentan dos tipos diferentes de mediciones y sus resultados: por medio de los datos arrojados por la instrumentación del avión es posible comprender sus maniobras reales desde la aproximación final hasta el alto total; por otra parte, gracias a las mediciones experimentales realizadas en el Aeropuerto Internacional de la Ciudad de México se intenta analizar el comportamiento real de la velocidad y sus posibles cambios durante el toque de llanta. El capítulo cuarto está totalmente dedicado a una recopilación de toda la información existente a la fecha referente a los sistemas preaceleradores de ruedas, incluyendo una descripción detallada de sus tipos y un sumario de los estudios realizados destinados a conocer su efectividad y funcionalidad. Finalmente, con cuatro capítulos de respaldo, la quinta y última parte de esta tesis está enfocada a analizar los parámetros que caracterizan la preaceleración de las ruedas de aviación, y a contestar a la incógnita de por qué los aviones comerciales no pregiran sus ruedas antes del aterrizaje para reducir los efectos de desgaste generados durante el toque de llanta.

Justificación del Estudio

Los efectos de desgaste generados durante el aterrizaje de un avión tienen claras consecuencias en la vida útil de sus neumáticos y en la condición superficial de la pista. Dicho desgaste depende de varios factores relacionados con las condiciones de operación de la nave, con la superficie de aterrizaje y con el piloto, algunos de los cuales pueden ser controlados y otros que son inherentes al fenómeno.

El momento del toque de llanta genera un desgaste en los neumáticos a partir del cual una fracción del hule que se desprende queda adherida a la pista de aterrizaje, y otra parte permanece en la atmósfera en forma de partículas suspendidas. Uno de los grandes problemas que enfrentan los aeropuertos hoy en día es, precisamente, el de la porción de material que permanece en la pista, y que, gradualmente, va cambiando las propiedades del pavimento, notablemente su coeficiente de fricción. La siguiente figura ilustra claramente las variaciones del coeficiente de fricción a lo largo de la pista.

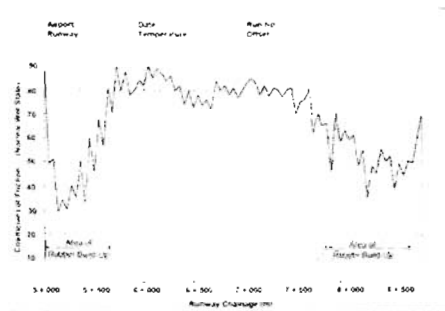


Fig. i. Coeficiente de fricción a lo largo de una pista de aterrizaje [38]

Como se puede ver, el coeficiente de fricción es considerablemente bajo al principio y al final de la pista (zonas de toque), esto se debe a una mayor acumulación de hule debida al desgaste generado en los neumáticos a su primer contacto con la pista. Una situación que es de particular preocupación es el efecto que tiene esta variación del coeficiente de fricción en los casos de aterrizajes largos, en que el avión depende exclusivamente de la adherencia entre los neumáticos y la pista para llevar a cabo el frenado final.

Para evitar situaciones extremas, la Organización de Aviación Civil Internacional recomienda que los aeropuertos mantengan el coeficiente de fricción de sus pistas siempre por encima de 0.4 (la pista correspondiente a la Fig. i está por debajo de estos límites), lo que implica que cada determinado tiempo las pistas deben ser inhabilitadas para poder llevar a cabo su limpieza. El Aeropuerto Internacional de la

Ciudad de México lleva a cabo estas maniobras de mantenimiento en sus pistas cada mes (diez mil operaciones), con un costo de hasta 50,000 dólares por limpieza¹.

Por otra parte, se ha demostrado que las partículas de polvo de hule que se desprenden de los neumáticos por desgaste son mutagénicas [28], por lo que existe la probabilidad de que la salud de los trabajadores de los aeropuertos se vea afectada por lo efectos del desgaste al toque de llanta.

En conclusión, queda claro que sería muy benéfico tanto para las aerolíneas como para los aeropuertos, el encontrar una forma de reducir el desgaste generado en las neumáticos al toque de llanta, y consecuentemente, aumentar la vida útil de los mismos, disminuir la acumulación de hule en los extremos de las pistas de aterrizaje, además de reducir las emisiones de partículas suspendidas de hule generadas durante dicha etapa.

OBJETIVOS

Los objetivos de esta tesis son los siguientes:

- i)* Describir los factores físicos y los mecanismos que juegan un papel importante en el desgaste de los neumáticos de una aeronave durante el toque de llanta.
- ii)* Caracterizar la etapa de toque de llanta de un avión, obteniendo los modelos matemáticos que describan las cargas en el tren de aterrizaje, la velocidad del avión y la velocidad angular de sus ruedas.
- iii)* Obtener datos, por medio de medición directa e indirecta, que permitan comprender la etapa final del aterrizaje.
- iv)* Establecer el estado del arte en materia de preaceleración de ruedas de aviación.
- v)* Justificar la implementación o la no implementación de un sistema preacelerador de ruedas para reducir el desgaste en los neumáticos de una aeronave comercial.

¹ Datos proporcionados por WOMA de México, empresa encargada de la limpieza de las pistas del AICM.

Capítulo I

MARCO TEÓRICO

Antes de iniciar el análisis del aterrizaje de un aeroplano, es importante definir ciertos conceptos básicos que, a pesar de parecer obvios, podrían ser causa de confusión a lo largo de este trabajo. En este capítulo se partirá de las generalidades de los aviones, para después enfocarse en el tren de aterrizaje y más concretamente en los neumáticos. Asimismo, se describirá el proceso del aterrizaje, sus etapas, y los fenómenos físicos que durante él ocurren.

El material presentado en este capítulo proviene, en su mayoría, de las referencias 1, 2, 4, 5, 8, 19, 34 y 36.

I.1. AVIÓN

I.1.1. Definición

Una aeronave es cualquier dispositivo que transporta una carga en el aire, ya sea por empuje o por acción dinámica. Un avión es una aeronave más pesada que el aire, sustentada por alas fijas, impulsada mecánicamente, y soportada por la reacción dinámica de la corriente de aire que corre por la superficie de sus alas.

I.1.2. Tipos

Existen varias clases de aviones, entre las que destacan los aeroplanos, los aviones transportados, los hidroaviones y los aviones anfíbio. Los aeroplanos y los aviones transportados se caracterizan por despegar y aterrizar con ayuda de ruedas, los primeros en tierra firme, y los segundos en plataformas móviles, como los portaaviones. Los hidroaviones tienen esquís o flotadores en lugar de ruedas, los cuales les permiten utilizar agua o nieve como superficie de operación. Finalmente, los aviones anfíbio son hidroaviones que cuentan además con ruedas, por lo que pueden despegar y aterrizar en cualquiera de las superficies antes mencionadas con igual efectividad.

Dos tipos muy especiales de aviones son el STOL y VTOL. El primero tiene distancias de aterrizaje y despegue muy cortas (*short takeoff and landing*), y el segundo despegue y aterriza de forma vertical (*vertical takeoff and landing*).

I.1.3. Movimientos principales

A continuación se ilustran los tres movimientos principales que puede tener un avión:

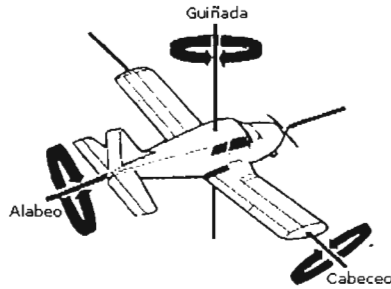


Fig. I.1.1-1 Movimientos principales de un avión: alabeo, cabeceo y guiñada

I.1.4. Componentes

Un avión se compone de cuatro partes principales: fuselaje, alas y alerones móviles, empenaje de cola y tren de aterrizaje.

- a. **Fuselaje:** es la parte del avión en que se alojan el piloto, los pasajeros y la carga.
- b. **Alas y alerones móviles:** las alas son los elementos que dan sustentación a la aeronave, mientras que los alerones móviles controlan el alabeo.
- c. **Empenaje de cola:** se compone de elementos móviles, timón y alerones, que controlan la guiñada y el cabeceo respectivamente; y elementos fijos, aleta y estabilizador horizontal, que aumentan la estabilidad durante el vuelo.
- d. **Tren de aterrizaje:** permite el taxeo², aterrizaje y despegue del avión sin la ayuda de ningún elemento o mecanismo externo.

I.2. TREN DE ATERRIZAJE

I.2.1. Función

El tren de aterrizaje de un avión tiene la finalidad de que la nave pueda [4]:

² Taxeo: del inglés *taxi*, se refiere a la circulación de la aeronave dentro del aeródromo.

- i) Transportarse hasta su posición de despegue, y fuera de la pista después del aterrizaje.
- ii) Despegar sin la necesidad de utilizar un dispositivo externo (como una catapulta), y permitir al piloto cambiar la incidencia en el momento de separarse de la pista y elevarse.
- iii) Cambiar, en el momento del aterrizaje, su dirección de movimiento de un planeo descendente a un trayecto horizontal a lo largo de una pista de aterrizaje.
- iv) Llevar sus propios medios de frenado, sin necesidad de equipo externo adicional.

Como se mencionó anteriormente, de acuerdo con su tipo los aviones pueden tener trenes de aterrizaje provistos de ruedas, flotadores o esquíes. Este trabajo se limita a estudiar el primer caso.

1.2.2. Clasificación

Existen dos clasificaciones principales de trenes de aterrizaje: por el número y disposición de sus ruedas, y por sus características de articulación.

Por el número y disposición de sus ruedas

El número de ruedas de un tren de aterrizaje depende del peso del avión y del tipo de pistas en que aterriza. Las configuraciones más comunes son las siguientes:

- a. **Tren triciclo:** consta de tres piernas³, donde cada pierna puede tener su propia configuración de ruedas. En general, las piernas principales, siempre cercanas al centro de gravedad del avión, se sitúan hacia la parte media del avión, y la tercera pierna está en la parte delantera. Si la configuración está invertida, y las piernas principales se encuentran adelante y la tercera atrás, el tren se denomina tren triciclo con rueda de cola.
- b. **Trenes biciclo y cuadríciclo:** constan de dos y cuatro piernas, respectivamente, con dos o más ruedas colocadas en *tándem*⁴, y con piernas exteriores para mantener la estabilidad en tierra, y aliviar las cargas que se imponen en el tren durante giros cerrados.
- c. **Tren multiciclo:** consta de cuatro o más piernas, con número de ruedas y disposiciones variables.
- d. **Boogie:** es una configuración muy utilizada en la actualidad cuando se tienen aviones muy pesados, donde por cada pierna se puede colocar más de un par de ruedas, uno detrás del otro. El número y disposición de las piernas varía de acuerdo al modelo de avión.

³ Las piernas son los puntos de apoyo del avión en la superficie.

⁴ Ruedas en *tándem*: dos ruedas montadas sobre el mismo eje, una al lado de la otra.

Por características de articulación

Por su articulación, un tren de aterrizaje puede ser de dos tipos:

- a. **Fijo:** es inmóvil y se encuentra fuera del avión permanentemente.
- b. **Retráctil:** tiene la capacidad de retraerse y alojarse en compartimentos internos del avión. Se utiliza en aviones que efectúan viajes de larga duración o de alta velocidad.

Los aviones que se analizarán en este trabajo cuentan todos con tren de aterrizaje retráctil.

1.2.3. Componentes

Los componentes fundamentales del tren de aterrizaje son:

- a. **Neumáticos o llantas:** cumplen con la tarea de absorber y transmitir a la suspensión las fuerzas de impacto del aterrizaje, así como soportar el peso del avión y proporcionar un trayecto estable y amortiguado durante el taxeo. Sus características y propiedades serán ampliamente descritas en la siguiente sección de este trabajo.
- b. **Suspensión:** su función es absorber y disipar la energía cinética vertical durante el aterrizaje y el taxeo con el fin de reducir a un nivel tolerable las aceleraciones impuestas sobre la estructura del avión. Hay tres tipos principales de suspensión: de resorte sólido (acero o hule), de resorte líquido (gas o aceite) y oleoneumática (gas y aceite). Esta última es la más utilizada.
- c. **Masas:** cumplen con el papel de acomodar al neumático y albergar el sistema de frenado y de control de deslizamiento. La mayoría están hechas de aleaciones de aluminio y, aunque mucho más costosas, las hay también de titanio.
- d. **Frenos:** su función es detener al avión, controlar su velocidad durante el taxeo y dirigirlo por medio de frenado diferencial, además de mantenerlo estático mientras esté estacionado o encendiendo sus motores. Los frenos en la actualidad están hechos de acero o de carbono, siendo este último el material más utilizado.
- e. **Control de Deslizamiento:** es el conjunto de mecanismos que controlan los frenos con el fin de prevenir el deslizamiento excesivo de las ruedas por la pista.
- f. **Dirección:** además de la dirección diferencial proporcionada por los frenos, existen sistemas que giran una o más ruedas con el fin de guiar al avión durante el taxeo.
- g. **Mecanismos de Retracción/Extensión:** son aquellas partes utilizadas para retraer y extender el tren.

Al conjunto de un neumático, una masa, y un freno se denomina rueda.

I.3. NEUMÁTICOS

I.3.1. Función

Como parte de su función, un neumático de avión debe resistir una amplia variedad de condiciones de operación: soportar el peso del aeroplano al estar en tierra; proporcionar un trayecto estable y amortiguado durante el taxeo; resistir cambios térmicos bruscos y el desgaste; soportar, durante el despegue, no sólo el peso del avión, sino también las fuerzas generadas por las altas velocidades angulares; absorber los impactos del aterrizaje y, al mismo tiempo, transmitir al suelo las altas cargas dinámicas del frenado. Todo esto debe de cumplirse proporcionando además, una vida útil larga y confiable.

Estas demandas extremas requieren que un neumático sea diseñado y fabricado bajo condiciones de alta precisión, y es por esto que las llantas son concebidas como una composición de varios tipos de hules, tejidos y productos de acero. Cada uno de sus componentes cumple una función muy específica en el desempeño del neumático.

Por cuestiones de seguridad, los neumáticos son inflados con nitrógeno.

I.3.2. Clasificación

Los neumáticos pueden clasificarse de acuerdo al "tipo" al que pertenecen o a su estructura interna.

Por "tipos"

Los neumáticos de aviación se clasifican por "tipos", de acuerdo con los que establece la *United States Tire and Rim Association*. Existen 9 tipos diferentes, y entre los más utilizados están:

Tipo	Presión Nominal [PSI]	Diámetro Nominal [in]	Ancho [in]	Carga Máxima [lb]	Velocidad Máxima [km/h]	Aplicación
Tipo III	31-164	13-55	4-20	800-46,500	190-280	Aviones pequeños
Tipo VII	50-270	16-49	4-17	1,100-50,400	190-410	Aviación comercial
<i>Three Part Name</i>	40-375	18-54	4-21	1,950-72,200	305-450	Aviación comercial

Tabla I.3-1 Clasificación de los neumáticos por su función y sus características [34,36]

Por su estructura interna

De acuerdo con su estructura interna, existen los neumáticos radiales y los neumáticos bias (también conocidos como al beis), cuyas diferencias se verán en la siguiente sección. Los neumáticos más utilizados son los de tipo radial, por ser más ligeros, tener un menor desgaste en la banda de rodaje (soportan entre 50% y 100% más aterrizajes) y presentar una mayor confiabilidad [1].

I.3.3. Componentes

Los elementos principales que componen a un neumático son los siguientes:

- a. **Talón (*bead*)**: es la parte más resistente de la llanta. Consta de dos o tres alambres de acero al carbono, de alta resistencia, embebidos en pliegues de caucho y lona que aíslan los alambres del resto de la carcasa. Cuando el neumático está a presión, el talón se fija en las pestañas de la masa. Todas las fuerzas que se producen en el neumático pasan por el talón, y los alambres de acero proporcionan la integridad geométrica al neumático. Las llantas radiales cuentan con un talón a cada lado, mientras que en las bias el número de talones puede variar entre 2 y 6 (1 a 3 por cada lado), dependiendo del diseño.
- b. **Carcasa (*carcass*)**: está formada por capas sucesivas de tejido de nylon (*casing plies*) revestidas de caucho. Las capas se cortan y se orientan de tal modo que las cuerdas de nylon estén a distintos ángulos. Las capas son “ancladas” enrollándolas alrededor de los talones. La orientación de las capas de la carcasa es una de las diferencias fundamentales entre los neumáticos radiales y los bias. En los radiales, el ángulo entre todas las capas (más numerosas) y la línea central de la banda de rodaje es de 90° aproximadamente; en los bias, el ángulo entre cada capa y la línea central de la banda es de 30° y 60°, con el fin de proporcionar resistencia en todas direcciones.
- c. **Banda de rodaje (*tread*)**: se refiere a la parte de la llanta que está en contacto directo con el suelo. Al igual que los neumáticos automotrices, los de aviación tienen dibujos que permiten una buena adherencia a la superficie, así como un medio de evacuación de agua entre la llanta y una pista mojada. La banda de rodaje está diseñada para resistir el desgaste, la abrasión, cortes, grietas y deformación térmica.
- d. **Coraza (*liner*)**: en neumáticos sin cámara (*tubeless*), se trata de una fina capa de hule que va de talón a talón, concebida especialmente para resistir la permeación de nitrógeno y humedad a través de la carcasa. En el caso de llantas con cámara, se coloca otro tipo de capa preventiva de rozamiento entre la cámara y el interior de la carcasa.

e. **Flancos (sidewalls):** son las partes laterales de caucho que se extienden desde la banda de rodaje hasta el talón, cuyo propósito es proteger la carcasa. Los flancos contienen antioxidantes que son liberados lentamente con el tiempo para prevenir los daños al neumático por ozono y radiación ultravioleta, causas importantes de agrietamiento en el hule. En los flancos se producen las grandes deformaciones elásticas de los neumáticos, causando aplastamiento, uno de los mecanismos más importantes de producción de calor en la llanta.

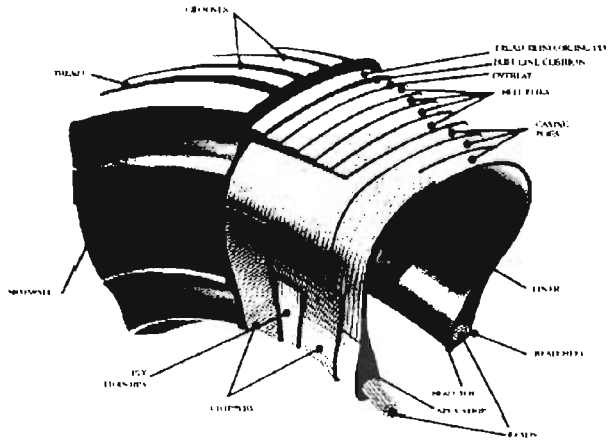


Fig. 1.3-1 Componentes de un neumático radial

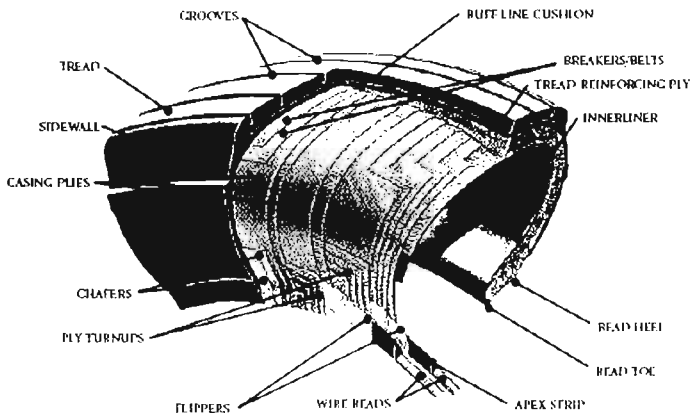


Fig. 1.3-2 Componentes de un neumático bias

I.3.4. Dimensiones

Las propiedades físicas y mecánicas de un neumático dependen de una serie de dimensiones características. Tres de estas dimensiones interesan particularmente para el análisis del aterrizaje: el diámetro nominal de la rueda D_0 , su altura H y su ancho w . Estas tres dimensiones aparecen en la clave de denominación de cada neumático. Todos estos valores corresponden a las dimensiones del neumático inflado a su presión nominal. A la relación entre la altura y el ancho llamada proporción de forma, o más comúnmente *aspect ratio*.

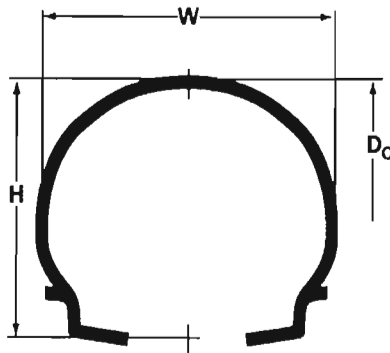


Fig. I.3-3 Dimensiones principales de un neumático de aviación

En la práctica estas dimensiones varían constantemente debido a las cargas a las cuales se somete al neumático. Bajo cargas estáticas, una llanta se deforma una distancia δ , la cual fluctúa entre un 28 y un 35% de H .

Contrariamente a lo que se podría pensar, el número de revoluciones por distancia recorrida de una llanta de aviación no se mide de acuerdo con sus dimensiones nominales o con las de deformación, sino que existe el concepto de radio efectivo de giro, dimensión que se obtiene por:

$$r_g = \frac{D_0}{2} - \frac{\delta}{C}$$

Ec. I.3-1

Donde δ es la deformación del neumático, y C es un factor que depende del tipo de neumático: $C = 3$ en neumáticos bias, y $C = 5$ en neumáticos radiales [6].

I.3.5. Renovación

El 95% de los neumáticos de aviación son renovados⁵ con el fin de ser reutilizados una vez que su banda de rodaje se ha desgastado. Un neumático puede ser renovado hasta doce veces sin que ninguna de sus propiedades mecánicas cambie considerablemente, aunque su diámetro nominal suele aumentar después del proceso. La renovación se ha convertido en una práctica muy popular, ya que se traduce en un ahorro considerable para las aerolíneas, y contribuye al cuidado del medio ambiente reduciendo la cantidad de neumáticos desechados.

I.4. EL ATERRIZAJE

El vuelo de una aeronave puede dividirse principalmente en estacionamiento, taxeo, despegue, ascenso, crucero, descenso y aterrizaje. El objetivo de aterrizar un avión, en condiciones normales, consiste en que éste toque la superficie de aterrizaje a las velocidades vertical y horizontal más bajas que sea posible, combinando ambas con un control adecuado, sin que la distancia recorrida en la maniobra exceda la longitud de pista disponible.

I.4.1. Tipos

Un aterrizaje puede ser de dos tipos:

- a. **Normal:** es aquel en que los sistemas críticos del avión (mecanismo de extensión del tren y sistemas de frenado, principalmente) funcionan correctamente, además de contar con una pista bien pavimentada, lo suficientemente larga, y libre de obstáculos. Finalmente, el viento es moderado y sopla de frente o casi de frente en la aproximación final.
- b. **“No” normal:** Es aquel que no cumple con alguna de las características necesarias para tener un aterrizaje normal. Los más comunes son los aterrizajes con viento cruzado, en pista corta o en terreno blando.

I.4.2. Etapas

El aterrizaje comienza en el momento que se extiende el tren de aterrizaje, y termina cuando el avión, ya en tierra, alcanza una velocidad de taxeo.

⁵ www.retreading.org

a. Extensión del tren de aterrizaje

La extensión del tren se lleva a cabo cuando el avión se encuentra aproximadamente a diez u once kilómetros de distancia de la pista de aterrizaje, y su velocidad ya es menor que la velocidad máxima de extensión del tren de aterrizaje (460 km/h aprox.).

b. Aproximación final

Durante la aproximación final, el avión debe seguir una senda de planeo como la que se muestra en la Fig. I.4-1. Dicha senda consiste en una recta con ángulo de inclinación de 3° con respecto de la pista de aterrizaje que se convierte en una curva cuando el avión está a 50 pies por encima de la pista. En este punto el avión cambia su ángulo de ataque de forma que el tren de nariz quede por encima de los trenes principales, e iguala su fuerza de sustentación a su peso, con el fin de tener un aterrizaje a velocidad vertical constante. A esta última etapa de la aproximación se denomina flare. La pendiente de planeo es seguida por el avión gracias al PAPI (Precision Approach Path Indicator), que consta de cuatro luces dispuestas de forma especial, visibles de 4 a 8 kilómetros durante el día y hasta 30 kilómetros o más por la noche, y cuya combinación de colores le indica al piloto la posición actual de la nave, con respecto de la que debería llevar (blanco-blanco-rojo-rojo indica que el avión desciende correctamente).

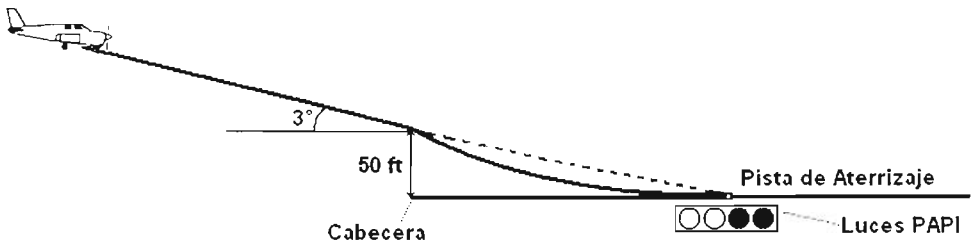


Fig. I.4-1 Senda de planeo

c. Toque de llanta

El primer contacto del avión con la pista se denomina toque de llanta o spin-up, y se refiere al lapso que abarca desde que las ruedas del tren principal del avión tocan el suelo, hasta que alcanzan una velocidad periférica igual a la de la nave. Comúnmente ambas piernas del tren principal tocan al mismo tiempo, o con diferencias de tiempo muy pequeñas.

d. Frenado

Después del toque de llanta y una vez que el avión está estable, se activa automáticamente el primero de los sistemas de frenado, los spoilers (Fig. 1.4-2), que son alerones especiales localizados en las alas que ayudan a que el avión baje la nariz, y se “pegue” a la pista, reduciendo las posibilidades de rebote.



Fig. 1.4-2 Spoilers

Una vez posado el tren de nariz, y siempre y cuando se tenga un control direccional de la nave, se activan los sistemas de frenado restantes: frenos, flaps, slats y reversas (inversores de flujo en los motores). Los frenos son sistemas de pastillas circulares intercaladas (la mitad sujetadas a la masa, y la otra mitad al eje del tren) las cuales, por medio de actuadores hidráulicos, son presionadas unas con otras generando una fricción de contacto que frena a la nave. Los flaps y slats (Fig. 1.4-3 y Fig. 1.4-34) son alerones localizados en las partes posterior y frontal de las alas respectivamente y que al momento de frenado aumentan su ángulo de ataque por encima del valor crítico, provocando un arrastre puro sin sustentación.



Fig. 1.4-3 Flaps



Fig. 1.4-4 Slats



Finalmente, los inversores de flujo o reversas de los motores son elementos que desvían el flujo de salida de las turbinas en el sentido de avance del avión, frenándolo por medio de propulsión a chorro. Todos estos sistemas son aplicados hasta que el avión se detenga casi por completo.

1.4.3. Pista de aterrizaje

La pista de aterrizaje se divide generalmente en tercios: en el primer tercio se lleva a cabo el toque de llanta, y en el segundo tercio se frena. En caso de lluvia o condiciones de emergencia, se utiliza hasta el tercer tercio para frenar. Dado que las condiciones más favorables para tener un aterrizaje normal

comprenden un viento lo más de frente posible, las pistas son simétricas; así, dependiendo de la dirección del viento, los aviones aterrizarán por un extremo u otro de la pista. El principio de la pista se llama umbral o cabecera, y está marcado por una línea blanca transversal a la pista. A partir de este punto, hay varias marcas sobre la calle de rodaje (a 150, 300, 400, 600, 750 y 900 metros generalmente, aunque las distancias varían según el tipo de pista) que le indican al piloto su posición con respecto de la pista una vez que se encuentra sobre ella. La marca que más interesa es el señalamiento para toma de contacto, dos líneas blancas muy gruesas localizadas a 400 m de la cabecera aproximadamente, la cuales indican la zona ideal de toque.

I.5. PRINCIPIOS FÍSICOS BÁSICOS DE VUELO

Existen dos principios físicos que son clave para comprender el funcionamiento de un avión: la sustentación y el arrastre. Son las dos fuerzas de origen aerodinámico sin las cuales ningún tipo de aeronave podría volar.

I.5.1. Sustentación

La sustentación (*lift*) es una fuerza generada por la diferencia de presiones entre dos superficies de un cuerpo embebido en un flujo. En el caso de un avión, la sustentación se origina con el paso del aire por las alas y alerones los cuales, por su forma, provocan una menor presión en su parte superior, haciendo que el avión tenga una componente de fuerza vertical hacia arriba.

I.5.2. Arrastre

Si se piensa en un avión, cualquiera de sus elementos que se oponga al paso del aire generará un arrastre, es decir, una fuerza en el sentido opuesto al movimiento de la aeronave. Dicha fuerza tiene dos componentes: el arrastre por presión (*pressure drag*), y el arrastre por fricción (*friction drag*). La primera es la fuerza relacionada con los esfuerzos normales generados en la superficie del cuerpo por su choque contra el fluido, mientras que la segunda es una fuerza que depende de los esfuerzos cortantes generados en la superficie del cuerpo por el paso del fluido.

I.6. MECANISMOS DE FRICCIÓN Y DESGASTE

La fricción y el desgaste son dos fenómenos de origen mecánico que implican la interacción de dos superficies en contacto. El caso bajo estudio, las dos superficies son la banda de rodaje del neumático y el pavimento.

I.6.1. Características de las superficies en contacto

Banda de rodaje

Las bandas de rodaje de los neumáticos de aviación están hechas de hule natural (cis-poliisopreno) vulcanizado. Este material tiene una gran resistencia a la abrasión y a la generación de calor. Las características físicas del hule natural son:

- Peso molecular = 68.2 g/mol
- Densidad = 1100 y 1200 kg/m³
- Capacidad térmica específica = 1700 J/Kg_K
- Conductividad térmica k (W/m_K) a una temperatura T_K : $k = 0.23 \left(\frac{T_K}{293} \right)^{-1}$

Se trata de un material con propiedades viscoelásticas, es decir, su comportamiento mecánico es la combinación de un material puramente elástico con las de uno puramente viscoso.

Pavimento

Hoy en día las pistas de aterrizaje para aviones comerciales están hechas principalmente de concreto o asfalto, y los valores aproximados de sus coeficientes de fricción con y sin deslizamiento, en pista seca y mojada son de:

Superficie	Seca		Mojada	
	5 mph	40 mph	5 mph	40 mph
Asfalto	0.95	0.75	0.95	0.65
Concreto	0.92	0.73	0.70	0.40

Tabla I.6-1 Coeficientes de fricción por deslizamiento entre el hule y los pavimentos más comunes [5]

I.6.2. Fricción

La fricción se define como la oposición al movimiento relativo (deslizamiento) entre dos medios en contacto. El hule genera una resistencia al deslizamiento de tres formas diferentes: adhesión, deformación y desgaste por abrasión.

a. Adhesión

La adhesión es la propiedad que tienen algunos materiales de adherirse a otros, y es el resultado de una unión molecular momentánea entre dos superficies. Si la intensidad de la unión es la misma en todos los

puntos de la zona de contacto, entonces la fuerza de resistencia al deslizamiento es proporcional a la suma de las pequeñas áreas que están en contacto. Debido a la rugosidad de las superficies, el área real de contacto entre ellas está limitada a las irregularidades superficiales más sobresalientes en cada uno de los cuerpos. La verdadera área de contacto depende del perfil de cada superficie, de las propiedades de los materiales, y de la presión de contacto.

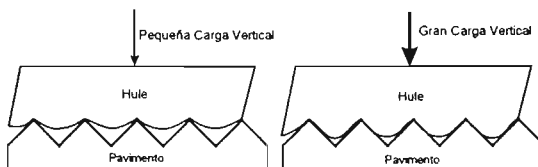


Fig. I.6-1 Adhesión del hule con la pista

Como se observa en la Fig. I.6-1, mayores cargas en el hule “incrustan” las irregularidades del suelo en el material, aumentando el área de contacto. Más área de contacto significa mayor adhesión entre las superficies, y por lo tanto, una fuerza de fricción más grande. Entendiendo lo anterior, resulta fácil comprender uno de los factores que determinan el valor del coeficiente de fricción entre dos cuerpos.

b. Deformación o histéresis

Al entrar en contacto con una superficie lisa, el hule genera principalmente fuerzas de adhesión, sin embargo, al entrar en contacto con superficies rugosas aparece el fenómeno de deformación. Es importante recordar que el hule es un material viscoelástico, por lo que después de deformarse ante las irregularidades del suelo no retoma su forma original por completo, perdiéndose parte de la energía empleada para que el hule se amoldara al pavimento. A esta pérdida de energía por deformación en materiales viscoelásticos se llama histéresis (un hule con alta histéresis recupera menos su forma al aplicársele una fuerza que en el caso de un hule con baja histéresis).

Si el hule se está deslizando con respecto del pavimento, las asperezas de la misma provocan una deformación como la que se ilustra en la Fig. I.6-2.

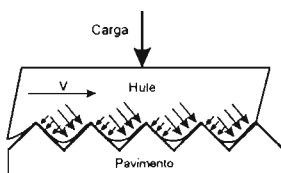


Fig. I.6-2 Deformación del hule por la pista

Si se aplica una carga sobre el hule, las asperezas penetran el material, y el hule se amolda a ellas. Al haber un movimiento relativo entre el hule y la pista, las asperezas ejercerán cierta fuerza sobre el hule para evitar ser removidas, proporcional a las diferencias de presión entre una cara y otra de dichas irregularidades. Dada la naturaleza viscoleástica del hule, parte de la energía necesaria para contrarrestar la fuerza ejercida por las rugosidades sobre él se pierde en deformación, por lo que se requerirá aún más energía para tener la tracción deseada.

Esta diferencia de presiones resulta en una fuerza de fricción aún cuando la interfaz está lubricada. De hecho, una superficie mojada previene el contacto entre el hule y la superficie, bloqueando la formación de fuerzas adhesivas, por lo que cuando se tiene una superficie mojada son las fuerzas por deformación las que proveen la fuerza de fricción entre el neumático y la pista de rodaje. La Fig. 1.6-3 ilustra lo anterior, explicando el origen del coeficiente de fricción entre superficies.

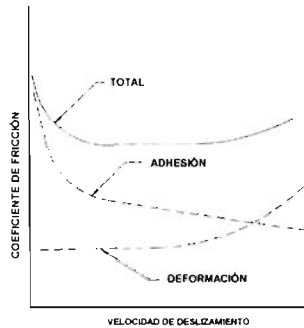


Fig. 1.6-3 Coeficiente de fricción en función de la adhesión y la deformación

c. Desgaste por abrasión

Además de fricción por adhesión y por deformación, el hule se resiste al deslizamiento por medio del mecanismo de desgaste por abrasión. Al igual que las fuerzas de deformación, cuando aumenta la velocidad de deslizamiento entre las superficies, los esfuerzos locales pueden exceder las resistencias máximas a la tensión del hule, especialmente al aumentar cerca de alguna irregularidad pronunciada. Altos esfuerzos locales pueden deformar permanentemente la estructura interna del material al exceder su límite de fluencia. Cuando las uniones poliméricas y encadenamientos moleculares son esforzados hasta la falla, el material ya no puede recuperarse por completo, lo que puede ocasionar rasgaduras. Dichos daños al material absorben energía, la cual se traduce en fricción adicional en la superficie de contacto.

La abrasión es la consecuencia de este tipo de fallas: cuando la magnitud de los esfuerzos locales aumenta después de una rasgadura inicial, o permanece alta por un periodo de tiempo, el desgarramiento puede resultar en una separación y pérdida del material.

El daño superficial en el hule se da en patrones de abrasión definidos (patrones de Schallamach), que consisten en surcos paralelos orientados perpendicularmente a la dirección del movimiento del agente abrasivo, como se puede ver en la Fig. I.6-4.

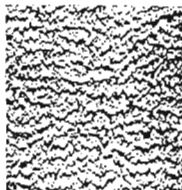


Fig. I.6-4 Patrones Schallamach de abrasión en hule

El fenómeno de abrasión en el hule se ha investigado exhaustivamente, y se ha demostrado que [21]:

- su intensidad es proporcional a la carga normal aplicada,
- es independiente del tamaño de las asperezas, si éstas tienen una forma poliédrica, y
- es dependiente del radio promedio de las asperezas, si su forma puede aproximarse a la de semiesferas (una pista de rodaje entra en esta categoría).

Es así que puede concluirse que la fricción entre el hule y la pista depende de la capacidad de adhesión del hule a las asperezas de la pista, de su deformación ante ellas, y del desgaste provocado por un deslizamiento entre las superficies.

Visto de otra forma, el desgaste de un neumático depende de la fuerza normal que actúe sobre él, de la rugosidad de la pista, de la velocidad de deslizamiento y de las propiedades de adhesión y deformación del hule. Una alta capacidad de deformación mejora la adhesión, pero aumenta el desgaste, y viceversa.

Capítulo II

CARACTERIZACIÓN DEL TOQUE DE LLANTA

Esta tesis tiene como objetivo comprender el comportamiento dinámico del avión durante el toque de llanta y sus efectos en el sistema de rodaje. El presente capítulo proporciona todo el análisis teórico correspondiente al lapso que involucra dicha etapa del aterrizaje, así como unos pocos segundos antes y después del toque.

II.1. PLANTEAMIENTOS GENERALES

II.1.1. Variables del aterrizaje

El comportamiento de un avión durante el aterrizaje depende de muchas variables, las cuales a continuación se presentan, junto con la simbología que se utilizará durante todo este trabajo:

Aceleración horizontal del avión	a_n
Aceleración horizontal del avión al toque	a_{nT}
Aceleración por empuje	a_e
Coefficiente de amortiguamiento de la suspensión	B_s
Factor de deformación del neumático	C
Diámetro nominal de los neumáticos	D_0
Fuerza de frenado por arrastre de presión	F_d
Reacción del amortiguador de la suspensión	F_R
Fricción de deslizamiento	f_d
Fuerza de empuje	F_e
Fuerza del neumático sobre la rueda	F_N
Fuerza de la suspensión sobre la rueda	F_S
Altura nominal del neumático	H_n
Momento de inercia del avión con respecto del eje X	I_{axx}
Momento de inercia del avión con respecto del eje Z	I_{az}
Momento de inercia de todas las ruedas con respecto de Y	I_R
Momento de inercia de cada pierna del tren con respecto de Y	I_{py}
Momento de inercia de las ruedas de una pierna con respecto de Z	I_{pz}
Constante de la fuerza por arrastre	k_d
Constante de la fuerza de sustentación	k_l
Constante de resorte del neumático	k_n
Constante de resorte de todos los neumáticos de una pierna	k'_n
Constante de resorte de la suspensión	k_s

Largo del avión (simulado como cilindro)	L_{c1}
Masa del avión al aterrizaje	m_1
Masa del avión por cada pierna del tren principal	m_n
Masa de cada neumático	m_n
Masa de cada rueda	m_n
Masa de todas las ruedas de una pierna	m'_n
Momento por deslizamiento	M_d
Reacción normal de la pista sobre el avión	N
Reacción normal al toque de llanta	N_T
Radio del avión (simulado como cilindro)	R_{c1}
Radio del cilindro equivalente a las ruedas de una pierna	R_{cR}
Radio efectivo de giro del neumático	r_n
Radio efectivo de giro del neumático después del toque	r_{nT}
Radio nominal de la masa	R_{11}
Radio nominal del neumático	R_n
Velocidad horizontal del avión	v_n
Velocidad horizontal del avión durante el toque de llanta	v_n
Velocidad de deslizamiento del neumático con respecto del pavimento	v_d
Velocidad vertical del avión	v_z
Velocidad vertical del avión al toque	v_{zT}
Velocidad vertical del avión después del toque debida a la aceleración de las ruedas	v_{zTR}
Velocidad horizontal del avión al toque	v_0
Peso del avión	W
Ancho del cilindro equivalente a las ruedas de una pierna	w_{cR}
Ancho nominal del neumático	w_n
Desplazamiento vertical del avión durante el toque	z_1
Desplazamiento vertical de la rueda durante el toque	z_2
Deformación del neumático	δ
Aceleración angular de precesión del avión	α_1
Aceleración angular de las ruedas	α_n
Constante de proporcionalidad de masa neumático-avión	ξ_n
Constante de proporcionalidad de masa rueda-avión	ξ_n
Constante de proporcionalidad del momento de inercia del neumático con respecto de Y	Θ_y
Constante de proporcionalidad del momento de inercia del neumático con respecto de Z	Θ_z
Coefficiente de fricción entre la superficie y el neumático	μ_d
Coefficiente de fricción por rodaje	μ_n
Torque externo aplicado sobre el avión en dirección X o Z	$\tau_{x,z}$
Constante de proporcionalidad de radio nominal-de giro del neumático	ζ_n
Constante de proporcionalidad de radio nominal-altura del neumático	ζ_{11}
Velocidad angular inicial de las ruedas	ω_0
Velocidad angular inicial de precesión del avión	ω_{10}
Velocidad angular final de las ruedas	ω_f
Velocidad angular final de precesión del avión	ω_{1f}

Velocidad angular de las ruedas
 Precesión del avión con respecto de los ejes X o Z
 Número de piernas en el tren principal
 Número de ruedas por pierna

ω_R
 $\Omega_{x,z}$
 $\#_p$
 $\#_R$

El análisis que se llevará a cabo en este capítulo contempla las siguientes consideraciones:

- i) La presión de inflado de los neumáticos es invariable y nominal.
- ii) El avión no sufre aceleraciones laterales significativas.

II.1.2. Sistema Coordinado

A partir de este momento se considerará el siguiente sistema coordinado:

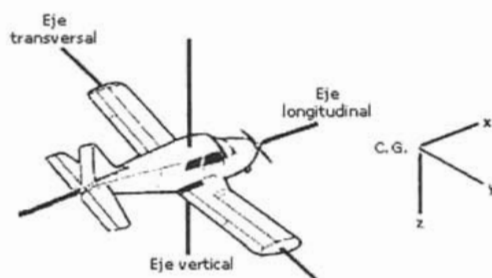


Fig. II.1-1 Sistema coordinado referente al movimiento de un avión

II.1.3. Momentos de Inercia de la Rueda

a. Con respecto de Y (eje natural de giro)

El momento de inercia I_R de una rueda de aviación alrededor de su eje natural de giro se calcula de la siguiente forma [4]:

$$I_R = 0.6m_R(R_H)^2 + 0.25m_n \left[(R_n + R_H)^2 + 1.5(R_n - R_H)^2 \right]$$

Ec. II.1-1

$$R_H = R_n - H_n$$

Considerando las masas relativas del neumático y de la rueda, y los radios relativos de la llanta y la masa:

$$\begin{aligned} \#_R \#_P m_n &= \xi_n m_A, & \#_R \#_P m_R &= \xi_R m_A, & R_H &= \zeta_H R_n \\ \Rightarrow I_R &= m_A R_n^2 \left[0.6 \xi_R^2 \zeta_H + 0.25 \xi_n \left[(1 + \zeta_H)^2 + 1.5(1 - \zeta_H)^2 \right] \right] \end{aligned}$$

De acuerdo con las Referencias 2, 34 y 36 los valores aproximados de las constantes de proporcionalidad ξ_n , ξ_R y ζ_H son:

$$\xi_n = 5.0 \times 10^{-3}, \quad \xi_R = 1.6 \times 10^{-2}, \quad \zeta_H = 0.67$$

Por lo que el momento de inercia de la totalidad de las ruedas de un avión comercial es aproximadamente igual a:

$$\boxed{I_R = \Theta_I m_A R_n^2} \quad \Theta_I = 3.8 \times 10^{-3} \quad \text{Ec. II.1-2}$$

Para el caso en que se necesite el valor del momento de inercia para cada pierna del tren (tren triciclo), se utilizará la siguiente definición:

$$\boxed{I_{Ryy} = \frac{I_R}{\#_P} = 1.9 \times 10^{-3} m_A R_n^2} \quad \text{Ec. II.1-3}$$

b. Con respecto de X y Z

Dado que no existe ninguna fórmula específica para ruedas girando con respecto de ejes que no sean el natural de giro, se considerará a todas las ruedas coaxiales de una sola pierna del tren, como un cilindro de radio R_{CR} y largo w_{CR} . El radio equivalente R_{CR} se obtendrá utilizando la ecuación II.1-2, de forma que:

$$\begin{aligned} I_R &= \Theta_I m_A R_n^2 = \#_P \frac{m_R R_{CR}^2}{2} \\ \Rightarrow R_{CR} &= R_n \sqrt{\frac{\Theta_I}{\xi_R}} = 0.49 R_n \end{aligned}$$

Sabiendo que $H_n = (1 - \zeta_H) R_n$, y que $\frac{H_n}{w_n} = \zeta_w$, se obtiene fácilmente que:

$$w_n = \frac{(1 - \zeta_H)}{\zeta_w} R_n$$

Donde el *aspect ratio* tiene un valor de $\zeta_w = 0.75$ generalmente. Es así, que el ancho del cilindro equivalente será de:

$$w_{CR} = \#_R w_n = \#_R \frac{(1 - \zeta_H)}{\zeta_w} R_n = 0.88 \#_R R_n$$

Ahora bien, el momento de inercia rotacional de un cilindro con respecto de sus demás ejes de simetría se calcula como:

$$I_{Rzz} = \frac{1}{12} m_R (3R_{CR}^2 + w_{CR}^2)$$

Sustituyendo los valores correspondientes al radio y ancho del cilindro, además de la constante de proporcionalidad de masa ξ_n para un tren de dos piernas, y dos ruedas por pierna, se tiene:

$$\begin{aligned} I_{Rzz} &= \Theta_{zz} m_A R_n^2 \\ \Theta_{zz} &= 2.54 \times 10^{-3} \end{aligned}$$

Ec. II.1-4

II.1.4. Momentos de inercia del avión

Los momentos de inercia de un avión son extremadamente complicados de calcular, sin embargo, para la finalidad en que se ocuparán, se considerará a la nave como un cilindro de radio R_{Ct} y largo L_{Ct} .

a. Con respecto de X

El momento de inercia rotacional con respecto del eje de alabeo se obtiene de acuerdo a:

$$I_{Axx} = \frac{1}{2} m_A R_{Ct}^2$$

Ec. II.1-5

b. Con respecto de Z

El momento de inercia rotacional con respecto del eje de guiñada se obtiene de acuerdo a:

$$I_{Azz} = \frac{1}{12} m_A (3R_{CA}^2 + L_{CA}^2)$$

Ec. II.1-6

II.2. DETERMINACIÓN DE FUERZAS Y MOMENTOS

II.2.1. Fuerzas sobre el avión

Diagrama de cuerpo libre

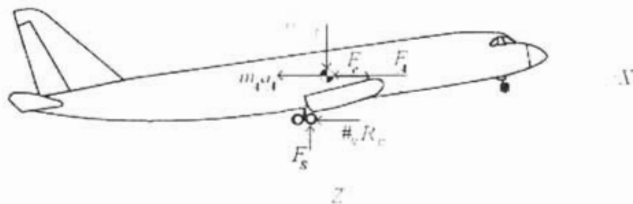


Fig. II.2-1 Diagrama de cuerpo libre del avión al toque de llanta

Fuerzas verticales

- Peso (W):** Corresponde al peso de la nave al momento del aterrizaje. El apéndice C presenta los pesos de aterrizaje de los aeroplanos más comunes.
- Sustentación (F_L):** depende de la velocidad del avión (v_a), la densidad del aire (ρ), la mayor área proyectada del cuerpo (A_p) y el coeficiente de sustentación del avión (C_L), de acuerdo con la siguiente expresión:

$$F_L = \frac{C_L \rho A_p}{2} v_a^2 = k_L v_a^2$$

Ec. II.2-1

Es importante mencionar que durante el toque de llanta la sustentación es igual al peso.

- c. **Reacción de la Suspensión (F_s):** Es la reacción ejercida por la rueda sobre el avión. Se tratará en la sección II.3.

Fuerzas horizontales

- d. **Fuerza de Empuje (F_e):** es generada por los motores del avión, y actúa en la dirección de movimiento del avión hasta el toque del tren de nariz, momento en el cual se aplican los inversores de flujo y la fuerza cambia su sentido de acción. En la realidad esta fuerza es regulada directamente por el piloto, por lo que no es modelable, sin embargo, teóricamente el empuje se considera constante durante todo el proceso de aterrizaje. Consecuentemente:

$$F_e = m_A a_e \quad \text{Ec. II.2-2}$$

Siendo la aceleración de empuje a_e igualmente constante.

- e. **Fuerza de Arrastre (F_A):** el arrastre (de presión) depende de la velocidad del avión (v_a), del área proyectada normal al paso del aire (A_N), de la densidad del aire (ρ), y del coeficiente de arrastre de presión (C_A), y se define como:

$$F_A = \frac{C_A \rho A_N}{2} v_a^2 = k_A v_a^2 \quad \text{Ec. II.2-3}$$

- f. **Acción de la rueda (R_R):** Es la acción que ejerce cada rueda sobre el avión. Corresponde a la resultante de las fuerzas horizontales que actúan sobre la rueda. Se tratará en la sección II.3.

II.2.2. Fuerzas y momentos sobre la rueda

Diagrama de Cuerpo Libre

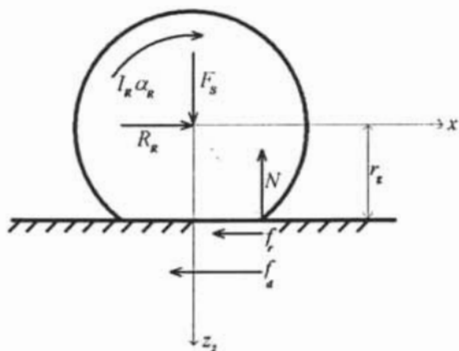


Fig. II.2-2 Diagrama de cuerpo libre de la rueda al toque de llanta

Por simplicidad, se desprecian las deformaciones causadas por los esfuerzos cortantes sobre el neumático.

Fuerzas verticales

- Reacción de la suspensión (F_s):** a primera vista, se podrían mencionar el peso y la sustentación como fuerzas principales que actúan sobre el neumático, sin embargo, no hay que olvidar que dichas fuerzas actúan sobre la rueda por medio de la suspensión del tren de aterrizaje.
- Fuerza normal (N):** es la fuerza vertical que ejerce la pista sobre la rueda como respuesta a la acción de F_s . Es una fuerza que se transmite a través del neumático, y que depende de la constante de resorte del neumático k_n y de la deflexión de la rueda δ ⁶:

$$N = k_n \delta$$

Ec. II.2-4

F_s y N se analizarán con más detalle en la sección II.3.3.

⁶ La deflexión se denominará z_2 más adelante.

Fuerzas horizontales

- c. **Fricción de deslizamiento (f_d):** se presenta cuando existe una diferencia de velocidades entre la superficie del neumático y la pista de aterrizaje, y sus efectos se traducen en un calentamiento de la llanta y un desgaste en su banda de rodaje. La fricción por deslizamiento se define como:

$$f_d = \mu_d N_T \tag{Ec. II.2-5}$$

Donde μ_d depende de la temperatura del neumático y de la velocidad de deslizamiento v_d entre las superficies. Dado que el efecto de los cambios de temperatura en el neumático durante el spin-up son insignificantes comparados con aquel de la diferencia de velocidades entre superficies [3], el comportamiento de μ_d , de acuerdo al NACA [20] es de la siguiente forma:

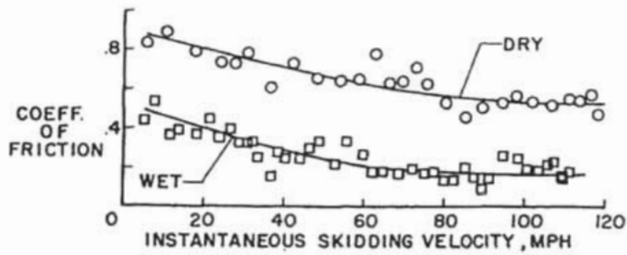


Fig. II.2-3 Coeficiente de fricción entre hule y asfalto [20]

En la Fig. II.2-4 ambas curvas se comportan de acuerdo con las siguientes funciones cuadráticas, para una superficie seca y mojada, respectivamente:

$$\begin{aligned} \mu_{dS} &= b_{2S} v_d^2 + b_{1S} v_d + b_{0S} \\ \mu_{dM} &= b_{2M} v_d^2 + b_{1M} v_d + b_{0M} \end{aligned} \quad , \quad v_d = v_a - \omega_R r_g$$

de las cuales se pueden deducir los siguientes coeficientes (empleando velocidades en km/h):

$$b_{2S} = 3 \times 10^{-5}, b_{1S} = -0.0066, b_{0S} = 0.9246, b_{2M} = 4 \times 10^{-5}, b_{1M} = -0.0078, b_{0M} = 0.5323$$

Después del toque de llanta se considera que no hay deslizamiento entre la rueda y la pista, por lo que μ_d toma un valor constante de μ , correspondiente al máximo valor de μ_d .

- d. **Fricción de rodaje (f_r):** Cuando el avión está estático, la línea de acción de la reacción del suelo que actúa sobre el neumático (fuerza normal) pasa por el eje de giro de la rueda. No obstante, debido a las condiciones de viscoelasticidad de los neumáticos, una deformación en su parte frontal hace que la distribución de presiones verticales se mueva hacia delante, y, como consecuencia, que la fuerza normal no actúe directamente sobre el eje de giro. La fricción de rodaje es una fuerza que surge como resultado dicho corrimiento, y cuya contribución horizontal a la reacción del suelo hace que dicha línea de acción pase por el eje de giro, por lo que ningún momento adicional se genera de estas dos fuerzas. La expresión que describe esta reacción es la siguiente:

$$f_r = \mu_r N_T, \text{ donde } \mu_r = \frac{\beta}{R}. \quad \text{Ec. II.2-6}$$

y depende de la fuerza normal, de su corrimiento β y del radio nominal R de la rueda. El coeficiente de fricción por rodaje, μ_r en ruedas de aviación modernas, sin frenado y sin ángulo de guiñada entre la rueda y la dirección del movimiento, es considerado constante e igual a 0.015 [6].

Momentos sobre la rueda

Dado que la fricción principal es la única fuerza que no actúa sobre el eje de giro, son sólo dos los momentos principales actuando sobre cada rueda al aterrizaje:

- Momento por sujeción:** para hacer girar una rueda es necesario vencer el momento ejercido por los elementos que sujetan la rueda al eje.
- Momento por deslizamiento (M_d):** la única fuerza que no actúa directamente sobre el centro de masa de la rueda es la fricción de deslizamiento. El momento que esta fuerza ejerce sobre el neumático depende del radio efectivo de giro del mismo, cuya magnitud varía de acuerdo con la dinámica vertical del avión.

$$M_d = f_d r_g \quad \text{Ec. II.2-7}$$

c. **Momento resultante ($I_x \alpha_x$):** es la suma de los momentos anteriores, e indica, de acuerdo con la magnitud del momento de inercia de la rueda I_x , los cambios en la velocidad angular de la misma, es decir, su aceleración angular α_x . El momento I_x depende de la magnitud y distribución de la masa de cada elemento de la rueda; si I_x es grande, se necesitará una suma de momentos muy grande para hacer girar la rueda; si, por el contrario, I_x es pequeño, la energía necesaria para acelerar la rueda será menor.

Las sujeciones de las ruedas son diseñadas para ejercer una mínima resistencia al giro, y los coeficientes de fricción de las sujeciones son en general diez veces menores a los de fricción por rodaje, y debido a que la magnitud de los momentos que se tratará en el presente estudio es considerablemente mayor a la de los cojinetes, en esta tesis se despreciarán los efectos de fricción por sujeción.

II.3. MODELADO DURANTE EL TOQUE DE LLANTA

El toque de llanta, tomando en cuenta todas las variables que intervienen en él, no es sencillo de modelar. La primera complicación, como sucede en todos los sistemas compuestos, es que el valor de las fuerzas y reacciones en cada instante del aterrizaje no depende sólo de las propiedades mecánicas de la suspensión y del neumático, de la sustentación, y del peso de la nave, sino que también influyen las vibraciones estructurales de las alas, el efecto de adhesión a la pista provocado por la acción de los spoilers, el viento, y un sinnúmero de otros factores. A continuación se presenta la obtención del modelo matemático para un sistema relativamente sencillo, que permitirá, a grandes rasgos, conocer el comportamiento de la reacción normal de la pista sobre el avión. Una vez conocida esta fuerza, se calcularán tanto el comportamiento de la velocidad del avión y de la velocidad angular de sus ruedas, durante el toque de llanta.

II.3.1. Antecedentes

Dentro de los primeros intentos que se hicieron por comprender el comportamiento dinámico del tren de aterrizaje durante el toque de llanta se encuentra el reporte técnico "Medición de las cargas en el tren de aterrizaje y en la cola horizontal en aterrizajes de prueba de una aeronave de tipo gran bombardero"[6] elaborado por el National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) en 1946, en el cual se midieron tanto las cargas en el tren de aterrizaje como la fricción de deslizamiento, la deformación de los neumáticos durante el toque de llanta, las cargas máximas en el tren, la probabilidad de que ambas piernas del tren toquen al mismo tiempo, entre muchos otros datos. Las mediciones de carga y fricción se realizaron directamente por medio de medidores de deformación situados en los amortiguadores del

avión, e indirectamente (analizando el proceso de aceleración de las ruedas) con una cámara de video de 60 cuadros por segundo. Dentro de los resultados presentados que son de particular interés están⁷:

- Estadísticamente, el tiempo entre el toque de llanta de una pierna y la otra oscila entre 0 y 0.1 segundos después del primer contacto con el suelo, diferencia que no tiene ningún efecto distinguible en la relación de la carga vertical máxima en cada una de las piernas.
- El máximo de la fuerza normal se encuentra entre 0.1 y 0.2 segundos después del primer contacto con el suelo. El valor de dicho punto máximo es, en promedio, igual a la mitad del peso, y nunca es mayor que el peso.
- El máximo de la fricción por deslizamiento se encuentra entre 0.1 y 0.3 segundos después del primer contacto con el suelo.
- No se encontró ninguna relación en el orden de máximos de la carga vertical y la fricción por deslizamiento.
- Las gráficas presentadas en los resultados permiten saber que el toque de llanta ocurre en intervalos de tiempos menores que o iguales a 0.2 segundos.

Las siguientes gráficas son ejemplos representativos de los comportamientos de las diferentes cargas y desplazamientos analizados en el reporte mencionado:

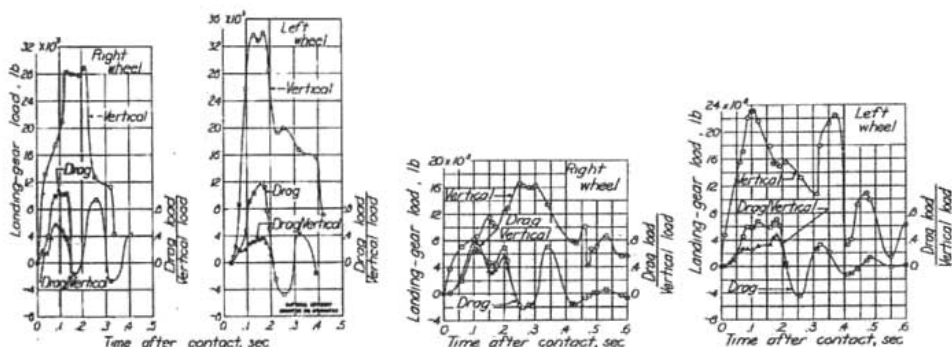


Fig. II.3-1 Mediciones de cargas normales y de fricción al toque de llanta [30]

Las gráficas de la Fig. II.3-1 muestran que, si bien el comportamiento de las cargas es bastante complejo, es posible distinguir un patrón de vibraciones amortiguadas.

⁷ El peso de los aviones utilizados era de aproximadamente 50,000 libras (22,680 kg).

Es interesante mencionar, aunque se discutirá a detalle en el capítulo 4, que estas pruebas se hicieron no sólo en aterrizajes normales, sino también en aterrizajes con las ruedas preaceleradas.

Un segundo estudio también publicado por el NACA en 1954, "Evaluación de un Método para Obtener las Cargas de Arrastre en el Tren de Aterrizaje por Medio de Acelerómetro" [27] presenta curvas de carga normal obtenidas en simulaciones del toque de llanta, variando la velocidad vertical de descenso. Dentro de los resultados más representativos se encuentran los siguientes:

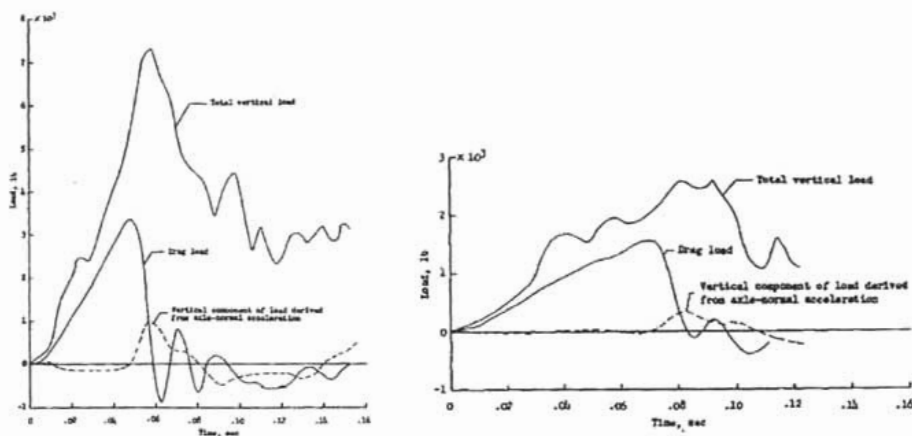


Fig. II.3-2 Mediciones de cargas normales y de fricción al toque de llanta [27]

La Fig. II.3-2 muestra dos pruebas con diferente velocidad vertical de toque, en que se puede apreciar más claramente que en los resultados del estudio anterior, el comportamiento de la carga normal y la fricción.

Los resultados de ambos estudios permiten ver que no se trata de funciones sencillas de modelar; aún así proporcionan una idea del comportamiento dinámico real del sistema de suspensión-neumático al toque de llanta, por lo que ahora es posible enfocarse en el modelado teórico del mismo fenómeno conociendo aproximadamente los resultados que se deberían obtener.

II.3.2. Determinación del sistema

Aislado el sistema de perturbaciones externas como viento, vibraciones y spoilers, y considerando las condiciones de un aterrizaje ideal, en que la sustentación es igual al peso, resulta un sistema parecido al de la Fig. II.3-3:

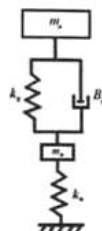


Fig. II.3-3 Tren de aterrizaje modelado como un sistema de suspensión- resorte

Suspensión

La suspensión es oleoneumática, la cual absorbe energía desplazando aceite a una cámara de aire seco o nitrógeno, y después comprimiendo el aceite y el gas. La energía se disipa principalmente por el paso del aceite a través de pequeños orificios y, después del impacto inicial, el rebote es controlado por la presión del aire que empuja de regreso al aceite a su cámara. El modelado más sencillo de la suspensión es con un amortiguador y un resorte conectados en paralelo. El coeficiente de amortiguamiento B_s del aceite es constante, sin embargo, el coeficiente del resorte k_s en la realidad es un poco más complicado de obtener, dado que el resorte es aire, y sus propiedades de compresión se comportan de acuerdo con las leyes de la termodinámica. En este modelado se considerará k_s como una constante. La eficiencia de la suspensión de un avión es comúnmente del 89%⁶.

Neumático

Para un caso sencillo, se puede considerar el neumático como un resorte con una k_n constante a pesar de que su comportamiento real tiene una tendencia cuadrática con respecto de la deformación del mismo [25]. La eficiencia del neumático (es decir, a qué grado cumple con sus propiedades de resorte) es aproximadamente del 45%.

II.3.3. Modelado de la Fuerza Normal: Análisis de Fuerzas Verticales

A continuación se presenta el diagrama de fuerzas del sistema suspensión-resorte. Hay que recordar que el valor de la diferencia $W - L$ se considerará igual a cero, dadas las condiciones del aterrizaje.

⁶ Por eficiencia se entiende como la relación entre el trabajo realizado ideal por el sistema comparado con el real.

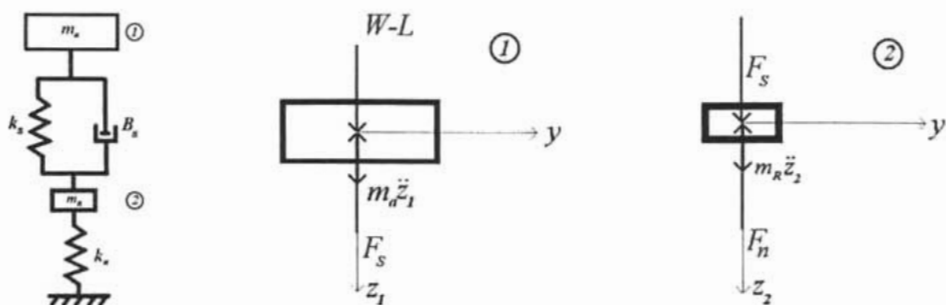


Fig. II.3-4 Diagramas de cuerpo libre: sistema de suspensión-resorte

De este sistema se obtienen dos ecuaciones básicas:

$$-B_s(\dot{z}_1 - \dot{z}_2) - k_s(z_1 - z_2) = m_a \ddot{z}_1 \quad \text{de (1)}$$

$$B_s(\dot{z}_1 - \dot{z}_2) + k_s(z_1 - z_2) - k'_a z_2 = m'_a \ddot{z}_2 \quad \text{de (2)}$$

$$k'_a = \#_a k_a; \quad m'_a = \#_a m_a$$

Ecs. II.3-1 y II.3-2

Donde las condiciones iniciales son:

$$z_1(0) = 0 \quad \dot{z}_1(0) = V_z \quad \ddot{z}_1(0) = 0$$

$$z_2(0) = 0 \quad \dot{z}_2(0) = V_z \quad \ddot{z}_2(0) = 0$$

De lo anterior es de particular interés encontrar la expresión de z_2 , dado que la finalidad es conocer el comportamiento de la fuerza normal ejercida por la pista sobre el avión.

Una forma de obtener la solución al sistema de ecuaciones anterior es por medio de transformadas de Laplace, resultando las siguientes expresiones:

$$z_1(t) = \sum_{\gamma_i} V_z \left[\frac{m_a m'_a \gamma_i^2 + B_s(m_a + m'_a)\gamma_i + k_s(m_a + m'_a) + k'_a m_a}{4m_a m'_a \gamma_i^3 + 3B_s(m_a + m'_a)\gamma_i^2 + 2(k_s(m_a + m'_a) + k_a m_a)\gamma_i + 2k'_a B_s} e^{\gamma_i t} \right]$$

$$\gamma_i = \text{Raíces}(m_a m'_a \Gamma^4 + B_s(m_a + m'_a)\Gamma^3 + (k_s(m_a + m'_a) + k_a m_a)\Gamma^2 + B_s k'_a \Gamma + k_s k'_a)$$

$$z_2(t) = \sum_{\gamma_i} V_z \left[\frac{m_a m'_a \gamma_i^2 + B_s(m_a + m'_a)\gamma_i + k_s(m_a + m'_a)}{4m_a m'_a \gamma_i^3 + 3B_s(m_a + m'_a)\gamma_i^2 + 2(k_s(m_a + m'_a)\gamma_i + k'_a m_a) + k'_a B_s} e^{\gamma_i t} \right]$$

$$\gamma_i = \text{Raíces}(m_a m'_a \Gamma^4 + B_s(m_a + m'_a)\Gamma^3 + (k_s(m_a + m'_a) + k'_a m_a)\Gamma^2 + B_s k'_a \Gamma + k_s k'_a)$$

Ec. II.3-3

De la ecuación II.3-3, se obtiene la siguiente expresión de la fuerza normal:

$$N(t) = \sum_{\gamma_i} \left[k'_a V_z \left(\frac{m_a m'_r \gamma_i^2 + B_s (m_a + m'_r) \gamma_i + k_s (m_a + m'_r)}{4m_a m'_r \gamma_i^3 + 3B_s (m_a + m'_r) \gamma_i^2 + 2(k_s (m_a + m'_r) \gamma_i + k'_a m_a) + k'_a B_s} \right) e^{\gamma_i t} \right] \quad \text{Ec. II.3-4}$$

$$\gamma_i = \text{Raices} (m_a m'_r \Gamma^4 + B_s (m_a + m'_r) \Gamma^3 + (k_s (m_a + m'_r) + k'_a m_a) \Gamma^2 + B_s k'_a \Gamma + k_s k'_a)$$

Conociendo los valores de las constantes en las ecuaciones anteriores, las expresiones de la fuerza normal y el desplazamiento vertical de la rueda toman la siguiente forma general, las cuales serán utilizadas partir de ahora:

$$z_z(t) = V_z [A_1 e^{\gamma_1 t} + A_2 e^{\gamma_2 t} + A_3 e^{\gamma_3 t} + A_4 e^{\gamma_4 t}] = V_z \sum_{i=1}^4 A_i e^{\gamma_i t} \quad \text{Ecs. II.3-5 y II.3-6}$$

$$N_T(t) = k'_a V_z [A_1 e^{\gamma_1 t} + A_2 e^{\gamma_2 t} + A_3 e^{\gamma_3 t} + A_4 e^{\gamma_4 t}] = k'_a V_z \sum_{i=1}^4 A_i e^{\gamma_i t}$$

II.3.4. Modelado de la Velocidad: Análisis de Fuerzas Horizontales

Ahora se concentrará la atención en calcular los efectos de las fricciones de deslizamiento y rodaje sobre el avión. Dado que el toque de llanta abarca un intervalo de tiempo muy corto, se puede considerar que la aceleración debida a las fuerzas de empuje y arrastre permanece constante e igual a $a_{e+A,T}$. Consecuentemente, la suma de las fuerzas horizontales que actúan sobre la rueda durante el spin-up es la siguiente:

$$\sum F_X = f_d + f_r - F_e + F_A = -m_a a_{aT}$$

$$\Rightarrow \mu_d N_{TD} + \mu_r N_{TD} + m_a a_{e+A,T} = -m_a a_{aT}$$

Analizando cada término involucrado en esta ecuación se puede ver que el coeficiente de fricción por deslizamiento μ_d depende no sólo de forma lineal y cuadrática de la variable que se desea calcular, sino también, de la misma forma, de la velocidad angular de la rueda, que es desconocida. Por lo demás, la expresión general del desplazamiento vertical de la rueda $z_z(t)$ fue ya determinada en la sección anterior.

$$(\mu_d - \mu_r) N_T + m_a a_{e+A,T} = -m_a \frac{dv_{aT}}{dt}$$

donde $\mu_d = \mu_d(v_{aT}^2(t), v_a(t), \omega_R^2(t), \omega_R(t), z_z^2(t), z_z(t))$, $N_T = N_T(z_z(t))$

Considerando la gran complejidad que añade al cálculo el término de μ_d , será considerado constante, y se sustituirá su valor para un tiempo t en caso de ser necesario.

Una vez hecha esta simplificación, se tiene que el cambio en la velocidad del avión se obtiene de la siguiente forma:

$$\begin{aligned} \frac{dv_{aT}}{dt} &= - \left[\frac{(\mu_d + \mu_r)}{m_a} \left(k'_n V_Z \sum_{i=1}^4 A_i e^{\gamma_i t} \right) + a_{e+A,T} \right] \\ \int dv_{aT} &= - \left[\frac{(\mu_d + \mu_r)}{m_a} \left(k'_n V_Z \int \sum_{i=1}^4 A_i e^{\gamma_i t} dt \right) + \int a_{e+A,T} dt \right] \\ \Rightarrow v_{aT} &= v_0 - \left[\frac{k'_n V_Z (\mu_d + \mu_r)}{m_a} \left(\sum_{i=1}^4 \frac{A_i}{\gamma_i} (e^{\gamma_i t} - 1) \right) + a_{e+A,T} t \right] \end{aligned}$$

Con la finalidad de conocer los cambios en de la velocidad del avión debido a la aceleración de las ruedas, se puede aislar el término de velocidad v_{aTR} que proviene de las cargas verticales, quedando así:

$$v_{aTR} = v_0 - \left[\frac{k'_n V_Z (\mu_d + \mu_r)}{m_a} \left(\sum_{i=1}^4 \frac{A_i}{\gamma_i} (e^{\gamma_i t} - 1) \right) \right] \quad \text{Ec. II.3-7}$$

II.3.5. Modelado de la Velocidad Angular: Análisis de Momentos

Los momentos que actúan sobre la rueda al toque de llanta permitirán determinar el comportamiento de la velocidad angular de la rueda durante esta etapa.

La suma de momentos es muy sencilla, ya que sólo un momento actúa sobre la rueda: el momento de fricción por deslizamiento.

$$\begin{aligned} \sum M &= M_d = I_R \alpha_R \\ M_d &= f_d r_R = \mu_d N_T r_R \end{aligned}$$

donde $\mu_d = \mu_d (v_{aT}^2(t), v_a(t), \omega_R^2(t), \omega_R(t), z_2^2(t), z_2(t))$, $N_T = N_T(z_2(t))$, $r_R = r_R(z_2(t))$

Se puede ver que el término μ_d complica los cálculos de la misma forma que en la sección anterior por lo que será considerado una vez más esta variable como una constante.

La obtención de ω_R se lleva a cabo de la siguiente manera:

$$I'_R \frac{d}{dt} \omega_R(t) = \mu_d (k'_n z_2(t)) \left(R - \frac{z_2(t)}{C} \right)$$

$$\int d\omega_R(t) = \frac{\mu_d k'_n}{CI'_R} \int [RCz_2(t) - z_2^2(t)] dt = \frac{\mu_d k'_n V_Z^2}{CI'_R} \int \left[\frac{RC}{V_Z} \left(\sum_{i=1}^4 A_i e^{\gamma_i t} \right) - \left(\sum_{i=1}^4 A_i e^{\gamma_i t} \right)^2 \right] dt$$

$$\omega_R(t) = \frac{\mu_d k'_n V_Z^2}{CI'_R} \left[\frac{RC}{V_Z} \sum_{i=1}^4 \frac{A_i}{\gamma_i} (e^{\gamma_i t} - 1) - \sum_{i=1}^4 \sum_{j=1}^4 \left(\frac{A_i A_j}{\gamma_i + \gamma_j} (e^{(\gamma_i + \gamma_j)t} - 1) \right) \right]$$

Ec. II.3-8

Este modelo es válido hasta el momento en que las ruedas tengan una velocidad tangencial igual a la del avión.

II.3.6. Estimación de las constantes

Para poder comparar el modelo matemático obtenido con las gráficas de comportamiento real presentadas anteriormente, es necesario establecer el valor de las constantes tanto de la suspensión como del resorte.

Constante de amortiguamiento B_s

La constante de amortiguamiento es aquella que relaciona la fuerza aplicada con la velocidad de compresión del sistema. La carrera de las suspensiones de aviación varían entre 8.0 y 28.0 pulgadas, y la compresión máxima oscila entre el 55% y el 6% de dicha longitud. Tomando un avión estándar, como el Boeing 737-200 con un peso de aterrizaje de 45,000 kg (22,500 kg por pierna), y cuya suspensión tiene una carrera de 14 pulgadas, con una compresión de aproximadamente 11.9 pulgadas para una carga máxima que alcanza en 0.1 segundos, Se puede calcular un estimado de la constante de amortiguamiento de la siguiente forma:

$$F_B = B_s v_s \Rightarrow B_s = \frac{F_B}{v_s} = \frac{22500 \times 9.81}{\frac{11.9(0.0254)}{0.1}} = 7.56 \times 10^5 \left[\frac{kg}{s} \right]$$

Constante del resorte k_s

Dada la poca información que se tiene con respecto de esta constante se dejará desconocida y tratará obtenerse al ajustarse las curvas resultantes.

Constante del resorte k_n

Diferentes fuentes[5, 17, 25, 27] presentan curvas de carga estática (que son valores semejantes a aquellos de cargas dinámicas[27]) contra deformación que permiten calcular un valor aproximado de

$$k_n = 1.44 \times 10^6 \left[\frac{N}{m} \right]$$

II.3.7. Resultados y análisis

A continuación se presenta una serie de curvas de fuerza normal en las cuales se variaron los diferentes parámetros que intervienen en el modelo matemático obtenido, (velocidad vertical, coeficiente de amortiguamiento y constante del resorte de la suspensión, constante del resorte del neumático y masa del avión), con el fin de analizar el peso de cada uno de ellos en el comportamiento dinámico del avión durante el toque de llanta. El factor principal comparativo para determinar que una curva se acerca más a la realidad que otra son los resultados obtenidos en otros estudios, y presentados en los antecedentes. Finalmente, estas curvas servirán para evaluar las constantes estimadas líneas arriba.

En la Tabla II.3-1 se presentan los diferentes valores asignados a cada parámetro. En cada curva, sólo uno de los parámetros fue variado (de A a C o a D, según sea el caso), y los demás permanecen fijos en el valor de la columna B.

	A	B	C	D
$V_z \left[\frac{m}{s} \right]$	1	2	3	4
$B_s \left[\frac{kg}{s} \right]$	9×10^3	60×10^3	765×10^3	
$k_s \left[\frac{N}{m} \right]$	1.44×10^3	14.4×10^3	144×10^3	1.44×10^6
$\frac{k_n}{\#_n} \left[\frac{N}{m} \right]$	144×10^3	1.44×10^6	14.4×10^6	
$m_a \left[kg \right]$	1.134×10^3	11.34×10^3	113.4×10^3	

Tabla II.3-1 Valores asignados a los parámetros del aterrizaje en el análisis de fuerza normal

$$I_R = \frac{3.8 \times 10^3}{\#_p} m_a R_n^2, m_R = \frac{0.005}{\#_p} m_a, \#_p = 2, \#_p = 2, R_n = 0.635 [m], C = 3$$

$$\mu = \mu_d + \mu_R = 0.64 + 0.015$$

Fuerza normal

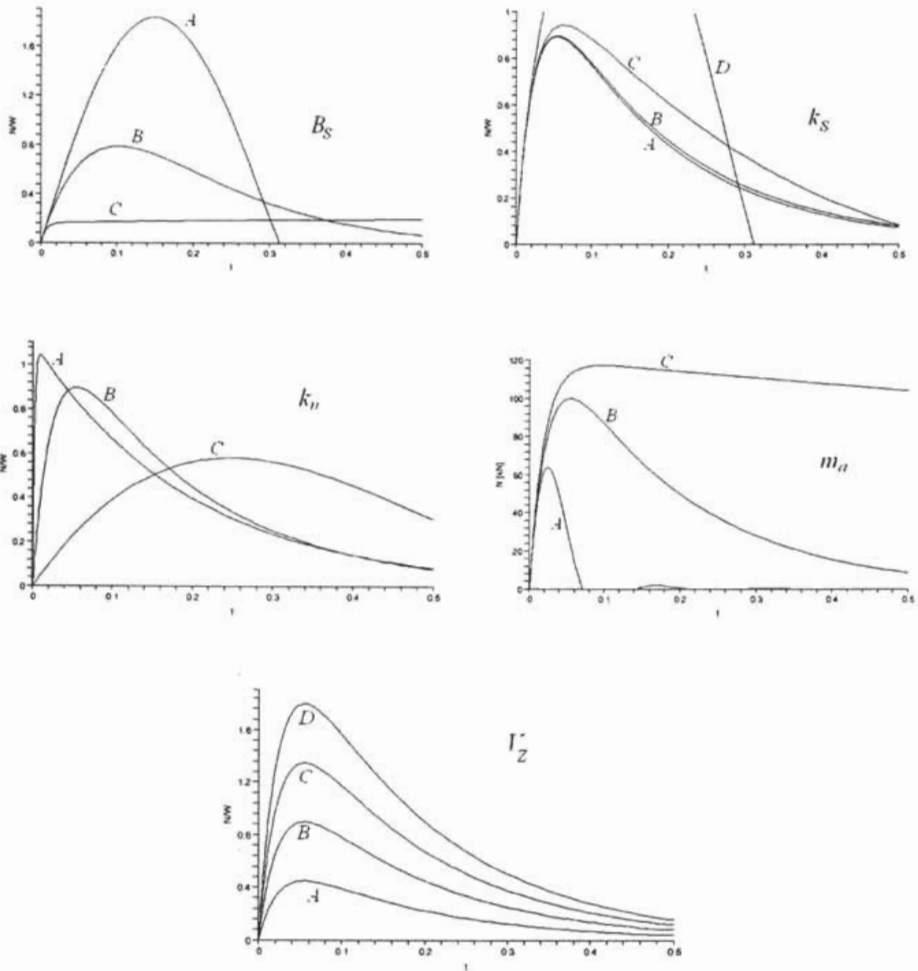


Fig. II.3-5 Fuerza normal en función de: B_S , k_S , k_n , m_A y V_Z , de acuerdo a los valores asignados en las columnas A a D de la Tabla II.3-1 . Los parámetros no modificados toman el valor asignado en la columna B de la Tabla II.3-1.

Si se analiza la curva correspondiente a la variación del coeficiente de amortiguamiento puede apreciarse que el valor elegido en la sección anterior (A) resulta en un rebote del avión (fuerza normal negativa), por lo que fue necesario ir variando su valor hasta que se tuviera un aterrizaje suave. El valor

que mejor se ajustó a las curvas de fuerza normal publicadas es el de $B_s = 60 \times 10^3 \text{ [kg/s]}$ (B), magnitud que se utilizó durante el resto del análisis. En el caso de A la fuerza normal presenta un periodo muy pequeño de vibraciones (no se distingue en la gráfica), para después volverse constantemente creciente. Una suspensión con un B_s muy grande implica un amortiguador muy duro, y que opaca el efecto de su resorte, dependiendo el comportamiento de las propiedades del neumático. Valores muy pequeños de B_s resultan en un amortiguador muy débil, dejando la fuerza normal en manos de los dos resortes.

La constante del resorte de la suspensión que generó el mejor ajuste de los datos fue $k_s = 14.4 \times 10^3 \text{ [N/m]}$ (B), sin embargo, puede apreciarse cómo cualquier valor menor o ligeramente mayor al establecido afecta poco el resultado final (A y C). Ahora bien, si se le asignan valores uno o dos órdenes mayores, se obtiene una fuerza normal altamente oscilante y que resulta en un rebote. Un valor muy grande de k_s equivale a un resorte muy duro, que opaca el efecto del amortiguador y deja el comportamiento en manos del neumático. Por otra parte, un k_s pequeño hace que la fuerza normal dependa casi exclusivamente del amortiguador y del neumático.

La constante del resorte del neumático determinada de acuerdo con los resultados presentados en la literatura se ajusta bien a los datos. Si se le da un valor un orden de magnitud mayor, se obtiene un aumento drástico de la fuerza normal, y si se asigna un valor diez veces menor, resulta en una fuerza normal muy suave que alcanza su máximo mucho más tarde. Un valor muy grande de k_s hace que el impacto del aterrizaje se transmita de golpe a la suspensión, mientras que un valor pequeño resultará primero en una gran deformación del neumático y después en una retracción de la suspensión, generando un comportamiento de impacto suave.

El efecto de la masa en la fuerza normal es muy lógico: si se aumenta diez veces la masa, el avión difícilmente permite una restitución del sistema, mientras que si se trata de un peso mucho menor, la recuperación es rápida y resulta en un pequeño rebote. Es importante comentar que el valor máximo de la fuerza normal no es directamente proporcional al valor de la masa.

Finalmente, el efecto que tiene la velocidad vertical en la reacción normal de la pista es predecible, mas no deja de ser notable: es el único factor directamente proporcional a la fuerza normal, y por tanto, a la fuerza de fricción. Los cuatro valores de velocidad corresponden al intervalo permitido en aviación (3 a 12 pies por segundo).

Si se comparan ahora estos resultados con aquéllos reportados por la literatura, se puede comentar que en ambos casos el valor de la fuerza normal no excede el valor del peso, y el máximo se alcanza en menos de 0.1 segundos. Finalmente, si se considera una eficiencia real del 89% de la suspensión y del

45% del neumático, el comportamiento de la fuerza normal no varía considerablemente (B), como se aprecia en la Fig. II.3-6:

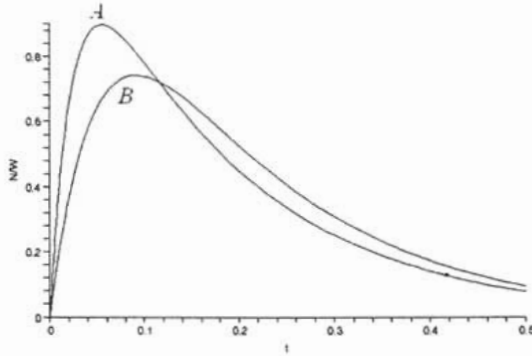


Fig. II.3-6 Fuerza normal con sistema ideal (A) y sistema real (B)

Velocidad del avión y velocidad angular

Como se mencionó anteriormente, el comportamiento de la velocidad angular determinado por la ecuación II.3-8 es válido hasta que la velocidad tangencial de la rueda es igual a la del avión. Las siguientes gráficas explican lo anterior para dos casos: $\mu_d = 0.64$ y $\mu_d = 0.30$, imaginando una pista seca (A) y una mojada (B), respectivamente.

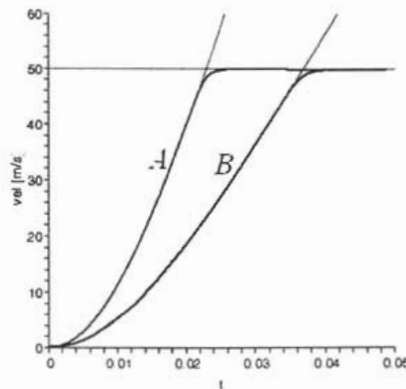


Fig. II.3-7 Velocidad angular de las ruedas en pista seca y mojada

En el caso de una pista seca (A) la rueda alcanza su velocidad tangencial final en menos de 0.025 segundos, mientras que con un coeficiente de fricción menor (B), tarda menos de 0.04 segundos. El tiempo de aceleración de la rueda es tan corto que la velocidad del avión no presenta cambios considerables.

Este tiempo de aceleración (pista seca) es unas cuatro veces más corto que el reportado en otras publicaciones, diferencia que puede atribuirse tanto a la incertidumbre de los valores de los parámetros otorgados en este modelo, como a factores externos que podrían entrar en juego, como la fricción por sujeción, despreciada en este análisis.

La velocidad del avión (comparada con la velocidad de aterrizaje) se comporta de la siguiente forma:

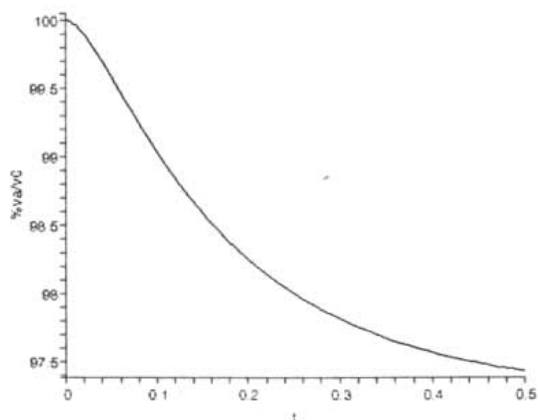


Fig. II.3-8 Velocidad del avión durante el toque de llanta

Sin embargo, este modelo deja de tener validez en el momento en que las ruedas están completamente aceleradas, y se pasa al modelo que se obtendrá en la sección II.4.2.

II.3.8. Conclusiones

Se han presentado modelos matemáticos que describen el comportamiento de la fuerza normal, la velocidad angular de las ruedas, y la velocidad del avión durante el toque de llanta. Las curvas de fuerza normal obtenidas numéricamente se aproximan en forma y magnitud a aquellas obtenidas experimentalmente por otros autores. Dicho ajuste fue logrado variando los parámetros de coeficiente de amortiguamiento y constante del resorte de la suspensión, empleando el valor de constante del resorte

del neumático proporcionado por la literatura, la misma masa de los aviones de las pruebas publicadas, y una velocidad vertical dentro del intervalo permisible por la aviación.

Las curvas de velocidad angular de las ruedas (pista seca y pista mojada) coinciden en forma con lo publicado, sin embargo presentan valores de aceleración cuatro veces menor.

La velocidad del avión varía en función del intervalo de aceleración de las ruedas, y en las curvas obtenidas, esta variación es imperceptible.

II.4. MODELADO ANTES Y DESPUÉS DEL TOQUE

II.4.1. Modelado de la Fuerza Normal: Análisis de Fuerzas Verticales

Una de las grandes diferencias entre el toque de llanta y unos momentos después del mismo es que después de este corto lapso, la resultante vertical de fuerzas deja de ser nula, mientras que las complejas aceleraciones verticales generadas por el impacto dejan de entrar en juego. Es así como resulta necesario calcular el comportamiento de la fuerza normal después del toque, más que nada porque en el capítulo V se analizará el comportamiento dinámico vertical del avión durante la etapa del frenado. Cabe recalcar que el desarrollo de esta tesis no requiere el análisis de las fuerzas horizontales durante el frenado.

Sabiendo que al toque de llanta el peso es igual a la sustentación, y que cuando el avión está detenido la sustentación es nula, se puede determinar la siguiente expresión para la fuerza normal durante el frenado:

$$\left. \begin{aligned} N_F(v_a) &= W - k_L v_a^2 \\ N_F(v_0) &= 0 = W - k_L v_0^2 \Rightarrow k_L = \frac{W}{v_0^2} \end{aligned} \right\} \Rightarrow N_F(v_a) = W \left[1 - \left(\frac{v_a}{v_0} \right)^2 \right] \quad \text{Ec. II.4-1}$$

II.4.2. Modelado de la Velocidad: Análisis de Fuerzas Horizontales

Antes de realizar los siguientes análisis, es conveniente estudiar el comportamiento cinemático horizontal del avión, antes, durante y después del toque de llanta. Antes de que el avión entre en contacto con la pista, sólo dos fuerzas horizontales actúan sobre él: el empuje y el arrastre, por lo que la velocidad del avión va decreciendo de alguna forma que se averiguará más adelante. Inmediatamente después del toque de llanta, son las mismas dos fuerzas las que actúan de la misma forma sobre la aeronave. Ahora bien, durante la pequeña fracción de tiempo que dura el spin-up entran en acción las fricciones por

deslizamiento y por rodaje. Por el momento no se conoce la pérdida de velocidad debida a estas fuerzas durante este lapso, sin embargo, puede imaginársela como un cambio instantáneo, como un escalón.

A continuación el objetivo es obtener tanto la curva de comportamiento de la velocidad antes y después del toque, como la magnitud del escalón durante el spin-up.

La suma de fuerzas para este análisis queda:

$$\begin{aligned}\sum F_x &= F_e - F_A = m_a a_a \\ \Rightarrow \frac{d}{dt} v_a &= a_e - \frac{k_A}{m_a} v_a^2\end{aligned}$$

La solución de la ecuación diferencial anterior es la siguiente:

$$v_a(t) = \frac{H}{k_A} \tanh\left(\frac{H}{m_a} t + \frac{1}{2} \ln\left(\frac{H + v_i k_A}{H - v_i k_A}\right)\right) \quad \text{donde } H = \sqrt{a_e m_a k_A} \quad \text{Ec. II.4-2}$$

La constante v_i tiene unidades de velocidad, y se refiere a la velocidad del avión en el tiempo $t_0 = 0$. Si el primer contacto del avión con la pista es el tiempo t_0 , entonces v_i será igual a v_0 , la velocidad al inicio del toque de llanta.

Una vez conocida la velocidad del avión inmediatamente antes y después, el siguiente paso es calcular la magnitud del cambio de velocidad durante el toque de llanta.

II.4.3. Análisis de Energías

En esta sección se determinará la energía requerida por las ruedas del avión para acelerarse de una velocidad angular inicial ω_0 a una velocidad final ω_f , y se utilizará el resultado para conocer el cambio de energía y, por ende, de la velocidad del avión después de dicha aceleración.

La energía cinética cedida por el avión para acelerar las ruedas, despreciando pérdidas, es de:

$$EC_T = \frac{1}{2} I_R (\omega_0^2 - \omega_f^2) \Rightarrow EC_T = -\frac{1}{2} \Theta_I m_A R_n^2 \left(\left(\frac{v_f}{r_{ef}} \right)^2 - \omega_0^2 \right) \quad \text{Ec. II.4-3}$$

El cambio en la energía cinética del avión por la aceleración de las ruedas es igual a:

$$EC_a = \frac{1}{2} m_A (v_f^2 - v_0^2)$$

Considerando que no hay pérdidas de energía, se puede igualar las dos ecuaciones anteriores y obtener el valor de la velocidad final:

$$\left(\Theta_f R_n^2 \right) \left(\left(\frac{v_f}{r_{xf}} \right)^2 - \omega_0^2 \right) = v_0^2 - v_f^2 \Rightarrow v_f = v_0 \sqrt{\frac{1 + \Theta_f \left(\frac{R_n \omega_0}{v_0} \right)^2}{1 + \Theta_f \left(\frac{R_n}{r_{xf}} \right)^2}}$$

La diferencia de velocidades, por lo tanto, es igual a:

$$\Delta v_{aT} = v_f - v_0 = -v_0 \left[1 - \sqrt{\frac{1 + \Theta_f \left(\frac{R_n \omega_0}{v_0} \right)^2}{1 + \Theta_f \left(\frac{R_n}{r_{xf}} \right)^2}} \right]$$

Ec. II.4-4

II.5. EFECTO DE GIRÓSCOPO

El efecto de giróscopo se presenta cuando un cuerpo que gira es afectado por un torque externo actuando en un eje diferente al eje de giro del cuerpo. En el caso de un avión, es muy sencillo imaginar este fenómeno: suponiendo que las ruedas del tren principal están girando a una velocidad angular determinada en dirección del eje Y, cualquier torque que actúe sobre los ejes X o Z del avión –alguna turbulencia o corrección de posición, por ejemplo, – y que, por ende, genere una fuerza sobre ellas se traducirá, no sólo en un cabeceo, sino también en una guiñada o un alabeo de la nave, respectivamente (Fig. II.5-1). A este segundo giro se le llama precesión. La magnitud de la precesión del avión depende del momento de inercia del avión con respecto del eje sobre el cual es aplicado el torque, de la distancia entre el centro de gravedad de la nave y cada rueda, del torque aplicado y del momento angular de las ruedas.

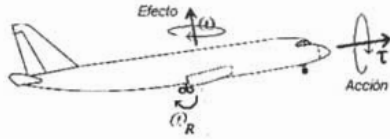


Fig. II.5-1 Efecto de giróscopo en un avión cuyas ruedas giran en vuelo

Considerando que todas las ruedas giran a la misma velocidad, sean I_R el momento de inercia rotacional de la rueda en su eje de giro natural, I_{Rz} el momento de inercia rotacional de la rueda con respecto de un eje perpendicular al natural de giro, ω_R la magnitud de la velocidad angular, I_{Az} el momento de inercia rotacional del avión con respecto al eje Z, y $\tau_{x,z}$ algún torque externo aplicado sobre el avión, en dirección X o Z. La velocidad de precesión de las ruedas se obtiene mediante:

$$\frac{d\Omega_{x,z}}{dt} = \frac{\tau_{x,z}}{I_R \omega_R}$$

Puede verse que para un mismo torque, si el momento angular de la rueda es muy grande, ésta no precesará fácilmente, mientras que si es pequeño, la velocidad de precesión será alta. Se trata de una velocidad de precesión constante.

Lo que interesa conocer es el cambio de la velocidad angular del avión por resultado del efecto de giróscopo con relación al cambio de velocidad angular de las ruedas, durante el lapso en que los cuerpos comienzan a precesar. Con este fin, se plantea la siguiente ecuación, que representa la conservación del momento angular para un sistema no conservativo:

$$\sum \tau_i = I_{Az} \alpha_A = I_{Az} \frac{\Delta \omega_A}{\Delta t} \Rightarrow I_{Rzz} \left(\frac{d\Omega_{x,z}}{dt} - 0 \right) = I_{Axx,zz} \frac{(\omega_{Af} - \omega_{A0})}{\Delta t}$$

Es así que la velocidad angular final de precesión del avión, considerando que ω_{A0} es nula, se obtiene de la siguiente forma:

$$\omega_{Af} = \frac{I_{Rzz}}{I_{Axx,zz}} \frac{d\Omega_{x,z}}{dt} = \frac{I_{Rzz}}{I_{Axx,zz}} \frac{\tau_{x,z}}{I_R \omega_R}$$

Ec. II.5-1

Capítulo III

MEDICIONES

Con la finalidad de tener una mejor comprensión del proceso de aterrizaje y de obtener datos que corroboren los modelos obtenidos en el capítulo anterior, se presentan a continuación las descripciones y resultados de dos diferentes mediciones –por instrumentación y experimental– que se llevaron a cabo para la realización de esta tesis.

III.1. MEDICIÓN POR INSTRUMENTACIÓN

Los datos de vuelo registrados por la instrumentación del avión son información de acceso restringido y propiedad de cada aerolínea, por lo que no es fácil conseguirla. Fue posible obtener tres registros con datos diversos entre los cuales se encuentran: la velocidad del avión con respecto del aire y del suelo. La cantidad de información que se tiene sobre cada uno de ellos (tipo de avión y condiciones al aterrizaje) es mínima, los datos resultaron muy útiles para tener una idea de qué esperar al hacer las mediciones experimentales.

III.1.1. Registro de datos

La computadora de un avión tiene un registro de toda la instrumentación de la nave (posición, velocidades, aceleraciones, fuerzas, flujo de combustible, activación de mecanismos, etc.), y cada 18 horas de vuelo se vacían los datos a una computadora en tierra. Durante el vuelo los datos se actualizan en intervalos mínimos de 1/16 de segundo, aunque dichos lapsos varían según el tipo de medición. Uno de los registros presentados tiene una frecuencia de toma de datos de un segundo, mientras que en los otros dos registros es de cuatro segundos. La Tabla III.1-1 presenta una breve descripción de los registros presentados:

Registro	1	2	3
Air/Ground	✓	✓	✓
Velocidad del aire	✓	✓	✓
Velocidad del suelo	x	x	✓
Altura	x	✓	x
Posición senda de planeo	✓	x	x
Alabeo	✓	✓	x
Cabeceo	✓	x	x
Aceleración longitudinal	✓	✓	✓
Aceleración vertical	✓	✓	✓
Frecuencia de registro [s]	4	1	4

Tabla III.1-1 Descripción de los registros de datos por instrumentación

Air/Ground

Para conocer el momento del aterrizaje, el avión tiene un indicador del switch *Air/Ground*, que cambia de AIR a GROUND en el momento en que la primera llanta del tren toca el suelo.

Velocidad

El avión tiene dos formas de medir su velocidad: respecto de la velocidad del aire, y respecto del suelo. La primera y más sencilla, consiste en un tubo de Pitot y un manómetro diferencial, mientras que la segunda se basa en un sistema de giróscopos. Muchos aviones cuentan sólo con medición de velocidad respecto del aire (conocida como *velocidad del aire*). Sólo uno de los registros presentados cuenta con velocidad con respecto del suelo (conocida como *velocidad del suelo*).

Altura

El avión puede medir su altura con respecto del suelo de dos formas: con un barómetro o un radioaltímetro. Este último entrega los datos más precisos, dado que no depende de las condiciones atmosféricas. Es esta medición la que se incluye en los registros.

Posición senda de planeo

Se trata de un registro que permite corregir la posición del avión con respecto de la senda de planeo. Si el dato es negativo, la nave está por debajo de la senda, y viceversa.

Actitud: Cabeceo y alabeo

Las variaciones de posición angular (actitud) de cabeceo y alabeo son medidas con la ayuda de sistemas de giróscopos.

Aceleraciones

Las aceleraciones longitudinal y transversal son medidas por un sistema de giróscopos, y permiten visualizar los efectos de los diferentes mecanismos de corrección de posición del avión y de frenado antes y después del toque de llanta.

III.1.2. Precisión de las lecturas

La precisión de las lecturas varía con el tipo de computadora con que cuente el avión. La precisión específica de cada medición se presenta junto con la totalidad de los registros, en el apéndice A.

III.1.3. Resultados

A continuación se presentan, gráficamente, los datos registrados por la instrumentación de tres aviones diferentes en la fase de aproximación final. El cambio en el formato de los puntos en las gráficas representa los periodos anterior y posterior al toque de llanta.

Registro 1

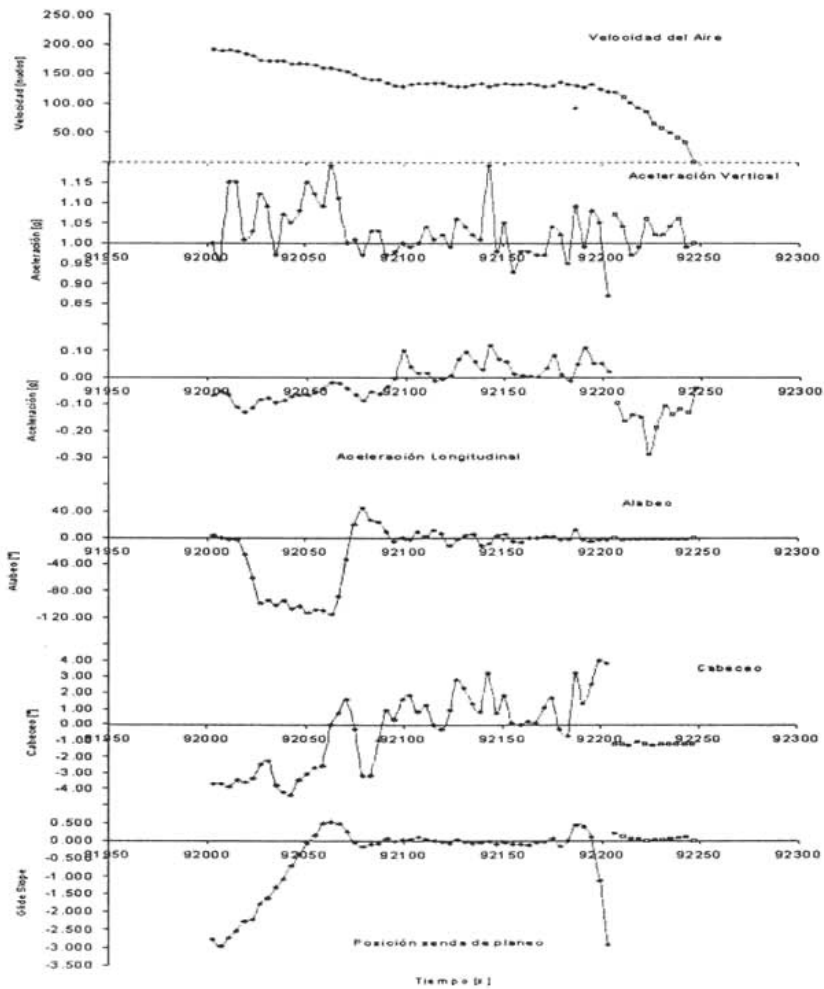


Fig. III.1-1 Resultados registro 1

Desde el inicio de este registro y durante cien segundos aproximadamente puede verse cómo el avión va bajando su velocidad horizontal con una aceleración longitudinal negativa relativamente constante, y va acercándose a la senda de planeo. Durante este periodo el avión realiza el último giro (alabeo) que lo preparará a su aproximación final; es después de esta rotación que la nave se coloca sobre la senda de planeo, su ángulo de ataque (cabeceo) se acerca a cero o incluso llega a ser ligeramente positivo y su velocidad horizontal se mantiene constante, requiriendo aceleraciones longitudinales positivas para contrarrestar los efectos de arrastre. En el segundo 92183 el avión se prepara para llevar a cabo el flare (ver sección 1.4.2.b): aumenta su ángulo de ataque y por consiguiente debe acelerar longitudinalmente para evitar desestabilizaciones por la resistencia aerodinámica creciente. A consecuencia de dicha aceleración la velocidad horizontal de la nave tiene un escalón positivo, y se va por encima de la senda de planeo. A escasos segundos del toque de llanta el piloto deja ir el avión hacia abajo, pasando muy por debajo de la senda de planeo y aterrizando con un ángulo de ataque de 5° (considerando que las mediciones de alabeo parecen tener un error de calibración de un grado). La aceleración longitudinal a partir de ese momento es negativa, y, aunque la baja frecuencia de toma de datos no permite apreciar muy claramente, se puede ver que el avión frena con las reversas durante 12 segundos, y después aplica los frenos teniendo una desaceleración máxima de -0.287 g . Aproximadamente cuarenta segundos después del toque el medidor de velocidad del aire llega a su límite mínimo de medición; de acuerdo con los datos de aceleración longitudinal y vertical el avión se encuentra posiblemente ya en el taxeo.

Registro 2

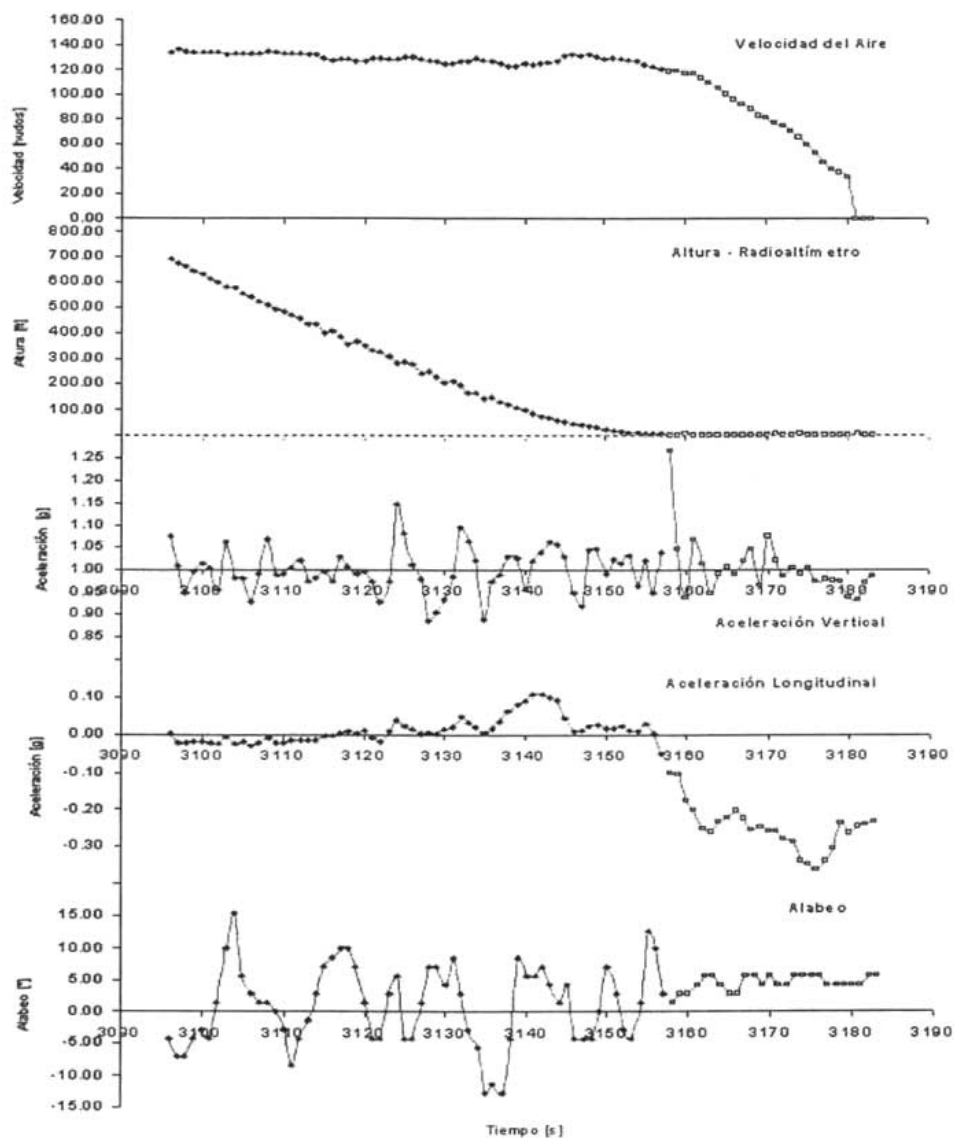


Fig. III.1-2 Resultados registro 2

El avión avanza a velocidades horizontal y vertical constantes, llevando a cabo únicamente movimientos de alabeo. Puede interpretarse que el viento no es muy fuerte dado que las mediciones de velocidad del aire son estables a pesar del alabeo. Unos quince segundos antes del aterrizaje, el piloto acelera longitudinalmente al avión para llevar a cabo el flare que se traduce en una suavización del descenso, y aunque no se tienen los datos, es posible imaginar a la nave cabeceando y aumentando su ángulo de ataque como preparación al toque de llanta. En todo momento la aceleración vertical permanece constante. Al momento del toque de llanta se tiene un pico en la aceleración vertical, y la aceleración longitudinal aumenta considerablemente durante los primeros 5 segundos de la carrera de frenado; después permanece constante por diez segundos, lapso en el cual muy posiblemente están aplicándose las reversas. Al segundo 3173 la magnitud de esta aceleración aumenta nuevamente teniendo un máximo de -0.363 g, muy posiblemente por efecto de la aplicación de los frenos. En el segundo 3180 el velocímetro llega a su límite mínimo de medición y deja de proporcionar información, son embargo los datos de aceleración longitudinal dejan ver que el avión sigue frenando. Dados los datos de ángulo de alabeo durante la etapa final del aterrizaje, se puede interpretar que el instrumento de medición está descalibrado 5° , siendo claro que una vez en suelo el avión debe tener una posición completamente horizontal.

Registro 3

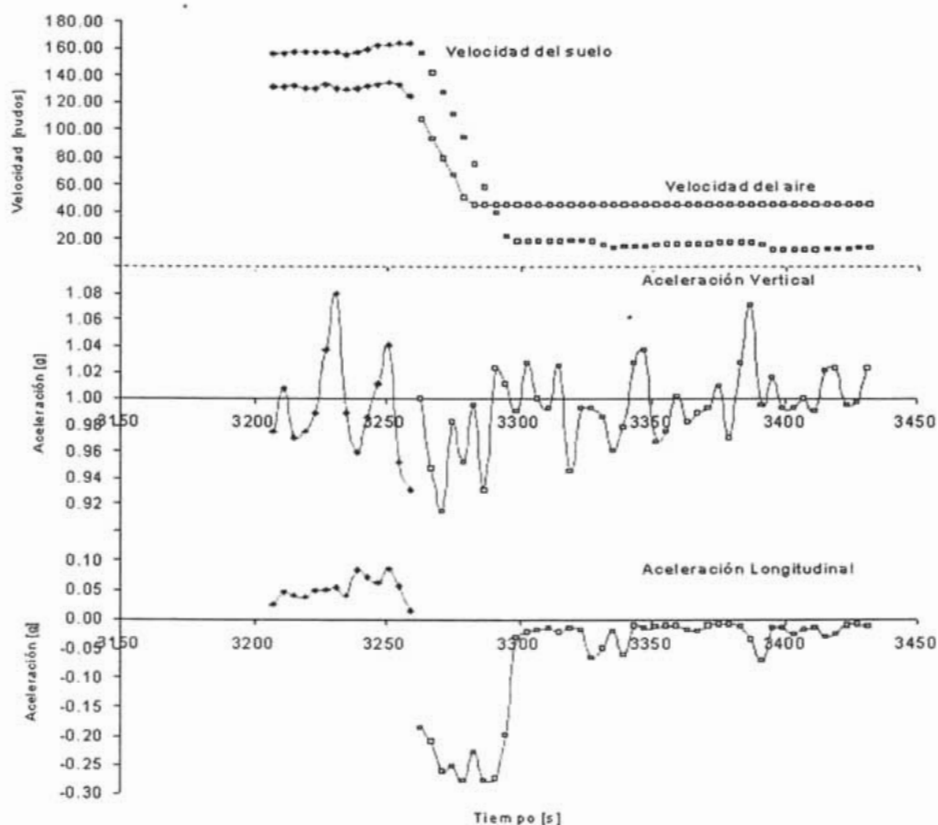


Fig. III.1-3 Resultados registro 3

Esta tercera serie de datos tiene la particularidad de presentar dos mediciones de velocidad, gracias a las cuales es posible determinar que durante este aterrizaje se tenían condiciones de viento de cola de aproximadamente 26 nudos. Unos segundos antes del toque de llanta el avión aumenta ligeramente su aceleración longitudinal, y se deja caer sobre la pista con una aceleración vertical negativa. La etapa de frenado presenta una aceleración negativa máxima de -0.277 g. El avión tarda 40 segundos en frenar hasta una velocidad de taxeo. Se puede distinguir un error de calibración en la medición de aceleración longitudinal de 0.012 g por debajo de los valores reales.

III.1.4. Análisis de resultados

Las series de datos recién presentadas contienen mucha información que es útil no sólo para comprender el comportamiento de un avión durante el aterrizaje sino para saber qué tanto se parece dicho comportamiento con respecto de lo que se ha planteado teóricamente hasta este punto. Adicionalmente, los registros proporcionan valores reales de posición, velocidad y aceleración, tanto lineales como angulares, que permitirán hacer estimaciones numéricas en los análisis del último capítulo.

Cada uno de los registros permite analizar un aspecto diferente del aterrizaje: el registro 1 no sólo presenta seis datos diferentes que permiten vigilar cada movimiento de la nave con muchos parámetros en mano, sino que inicia seis minutos antes del toque de llanta, por lo que se pueden distinguir las maniobras previas a la aproximación final, el posicionamiento sobre la senda de planeo, y la estabilización de la velocidad horizontal. Presenta además los datos de cabeceo, con lo cuales es fácil comprender el flare punto a punto.

El registro 2 es el más rico en lo que refiere al toque de llanta, ya que el periodo de registro de datos es de sólo un segundo. Es así que se pueden analizar los cambios de velocidad de formas más detallada que en cualquier otro de los registros. Adicionalmente, gracias a esta serie de datos resulta muy claro visualizar la senda de planeo del avión, tanto en su porción recta como en la etapa del flare. Finalmente, resultan muy enriquecedores los datos de aceleración longitudinal, que permiten discernir las dos etapas del frenado, por reversas y por aplicación de frenos.

El registro 3, si bien no presenta una gran variedad de datos, ayuda a comprender el funcionamiento de los dos velocímetros de la nave. Puede apreciarse que los datos de velocidad del suelo son más precisos, y sobre todo no son afectados por factores externos como el viento, sin embargo, aún en condiciones eólicas fuertes, la medición de velocidad del aire proporciona datos bastante precisos. Si se compara esta serie de datos con las dos anteriores, es posible ver que el toque de llanta sucede exactamente entre los puntos 3259 y 3263, por lo que no se registró ni la aceleración vertical positiva propia del impacto, ni la primera parte de la desaceleración longitudinal. De igual forma, la baja frecuencia de los datos no permite distinguir la segunda etapa de frenado que se puede ver claramente en los demás registros; es posible, sin embargo, que se haya tratado de un avión sin sistema de frenado por inversión de flujo, y que por eso sólo se vea un escalón de desaceleración y no dos.

Si se analizan los números proporcionados por estos registros, se aprecia que las mediciones de velocidad del aire al aterrizaje son de 130 nudos (240 km/h) en promedio, para los tres registros, y el único dato de velocidad real (velocidad del suelo) proporciona un valor aproximado de 160 nudos (300 km/h). Las aceleraciones verticales del avión se mantienen constantes dentro del intervalo 1 ± 0.15 g, no obstante, al toque de llanta se pueden tener aceleraciones de hasta casi 1.30 g. La aceleración

longitudinal tiene un valor característico de 0.10 g unos segundos antes del toque de llanta, y después de éste decrece durante dos a cuatro segundos hasta alcanzar un valor de aproximadamente -0.20 g, donde permanece durante unos diez segundos; posteriormente tiene un escalón de unos cuatro segundos de duración cerca de los -0.35 g, para después regresar al valor anterior (-0.20) y conservarlo por otros ocho segundos aproximadamente, llegando a la etapa final del aterrizaje.

En lo que respecta a las condiciones específicas del avión durante el toque de llanta, la frecuencia de toma de datos de los registros 1 y 3 impide llegar a cualquier conclusión referente a esta corta etapa del aterrizaje. Por su parte, los datos del registro 2 permiten apreciar que la fuerza vertical antes del toque de llanta corresponde a valores de aceleración muy cercanos a 1.00 g. En cuanto a las variaciones de la velocidad antes y después del toque, los datos de la segunda serie no dejan ver ningún escalón que sobresalga por encima de las demás variaciones de velocidad que se presentan durante la totalidad del aterrizaje. Lo mismo se puede concluir de la variación en la aceleración longitudinal, no se distingue ningún cambio excepcional en su valor.

Finalmente, es importante mencionar que en dos mediciones se detectaron errores sistemáticos de calibración de los instrumentos, que si bien pudieron haber ocasionado alguna confusión durante el vuelo, no lo afectan en el presente análisis.

III.1.5. Conclusiones

En esta sección del capítulo se analizaron tres registros de mediciones de instrumentación almacenados por la computadora de vuelo de aviones comerciales en el intervalo de tiempo correspondiente al aterrizaje. Dichas mediciones corresponden, dependiendo de cada registro, a: switch air/ground, velocidad del aire, velocidad del suelo, altura, actitudes de alabeo y cabeceo, aceleraciones longitudinal y vertical y posición con respecto de la senda de planeo.

Gracias a la graficación de estos datos se pudieron analizar en detalle tanto el comportamiento general del avión como las variaciones de ciertos valores, notablemente durante las etapas de flare, toque de llanta y frenado. Las mediciones presentadas permitieron obtener valores reales de algunos parámetros que serán útiles más adelante en esta tesis.

En lo que refiere al toque de llanta, no destacó ninguna variación excepcional en la velocidad y aceleración longitudinal del avión durante esta etapa.

III.2. MEDICIÓN EXPERIMENTAL

La medición experimental de la velocidad de un avión por medio de filmación es un sencillo método que permite tener altas frecuencias de registro de datos, ventaja clave cuando se desea caracterizar un fenómeno como el toque de llanta, que dura fracciones de segundo. En esta sección se presentan las mediciones de velocidad al aterrizaje de aviones comerciales que se llevaron a cabo en el Aeropuerto Internacional de la Ciudad de México (AICM), con el apoyo de la Dirección de Aeropuertos y Servicios Auxiliares.

El método utilizado consiste básicamente en filmar el aterrizaje de un avión con una cámara de video, y posteriormente medir los desplazamientos relativos del avión entre cuadro y cuadro, considerando las condiciones de paralaje.

III.2.1. Aviones y aeropuerto

Se filmaron 9 tipos diferentes de avión: MD 80, F100, ATR-42, A320-200, B737-200, B737-300, B737-700, B737-800, y B757-200, los cuales cuentan con dos piernas en el tren principal y dos ruedas por pierna (a excepción del B757-200 que tiene cuatro ruedas por pierna).

La Tabla III.2-1 muestra las características principales de cada modelo de avión:

Avión	Neumático tren principal	Peso Máximo de Aterrizaje [kg]	Peso Aterrizaje [kg]	Longitud [m]	# _R
MD80	H44.5x16.5-20	130,000	54,500	45.06	2
F100	H40x14.0-19	88,000	37,000	35.53	2
ATR-42	32x8.8R16	18,300	17,000	22.67	2
A320-200	49x17 o 46x17.0R20	64,500	60,000	37.57	2
737-800	H44.5x16.5-21	66,360	61,500	39.47	2
737-700	H43.5x16.0-21	58,604	54,500	33.63	2
737-300	H42x16.0-19	52,526	49,000	33.4	2
737-200	40x14	48,534	45,000	28.67	2
757-200	H40x14.5-19	95,254	88,500	47.32	4

Tabla III.2-1 Características principales de los aviones analizados

El AICM cuenta con dos pistas: 05R (5 derecha), y 05L (5 izquierda), orientadas a 52° NE. Ambas pistas miden 3900 m, y su distancia de separación es de 305 m. La mayoría de los aterrizajes se lleva a cabo en la 05R, dado que esta pista permite el uso de ILS (Instrument Landing System), sistema que facilita las maniobras de aterrizaje.

III.2.2. Descripción del Método de Medida

Se filmaron 41 aterrizajes en dos sesiones, con una cámara digital JVC de 30 cuadros por segundo, a una velocidad de obturación de $1/500$ s y ángulo de visión de 30° . Se situó la cámara sobre un tripie nivelado, y se instaló un transportador en la base de la cámara que permitió conocer la posición de filmación de la cámara en cada momento. Con ayuda de una brújula, se colocó el ángulo de 90° (posición media) del transportador perpendicular a las pistas de aterrizaje. Se rectificó el número de cuadros por segundo de la cámara con la ayuda de un cronómetro digital.



Fig. III.2-1 Aparatos de medición

Durante la primera sesión se filmaron diez aterrizajes a una distancia de 120 m de la pista de aterrizaje (05R, AICM), cercanía que se pensó sería favorable en cuanto a resolución y precisión. Sin embargo, se observó que el ángulo de visión para un aterrizaje a una distancia tan corta era muy grande (80° aprox.), por lo que era necesario girar la cámara manualmente a velocidades angulares muy difíciles de calcular, por no ser constantes. Lo anterior iba a tornar extremadamente complicado el cálculo de la diferencia de velocidades del avión, dado que entre cada cuadro de filmación sería necesario calcular la diferencia de ángulo de la cámara basándose en fotografías de cada posición angular, y posteriormente, restar el desplazamiento relativo del avión. Siendo que la parte que interesa del aterrizaje dura entre 3 y 4 segundos, y cada segundo tiene 30 cuadros, cada aterrizaje habría requerido hacer el cálculo anterior alrededor de cien veces por medición. Por todo lo anterior, esta sesión se consideró de prueba, y no se tomaron los datos de las filmaciones realizadas.



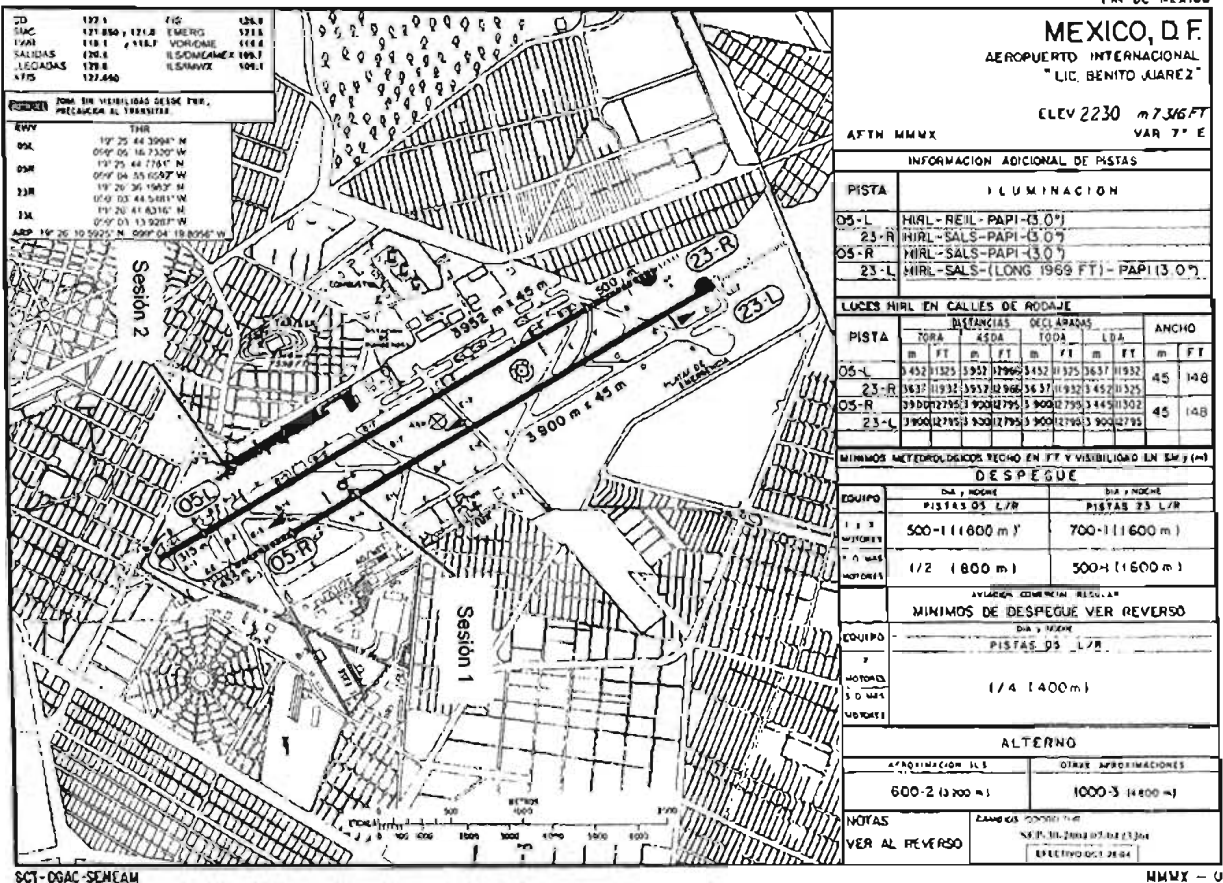
Fig. III.2-2 Primera sesión de mediciones

En la segunda sesión se filmaron 31 aterrizajes desde la sub-torre de control del AICM, situada a 285 m de la pista 05L, y 590 m de la pista 05R, a la altura de la cabecera de la 05R. Se filmaron 30 aterrizajes de la pista 05R, y uno de la 05L. Durante cada aterrizaje se mantuvo la cámara fija a un ángulo ϕ , procurando que el toque de llanta se diera en el centro de la pantalla. Debido a la localización de la sub-torre, dicho ángulo fue en promedio de 60° (30° con respecto de la línea central (90°)) para los aterrizajes en la pista 05R, y de 90° (0° con respecto de la línea central) para los eventos en la pista 05L.

La siguiente figura presenta un mapa del AICM, indicando la localización del equipo en las dos sesiones de medición.

Ambas mediciones se llevaron a cabo después del mediodía, por cuestiones de iluminación.

Fig. III-2-3 Localización del punto de medición



CD	197.5	FIG.	126.9
SAC	171.80 y 171.8	EMERGEN.	171.8
IVAR	118.1	VORONAVE	118.1
SALIDAS	170.8	ILSOMINAVE	170.7
LEGADAS	179.8	ILSOMINAVE	179.1
175	177.660		

ZONA DE VISIBILIDAD DESDE PUNTO DE CALCULA AL TRANSITO

AVIA	TRAY
09L	10° 25' 44" 3994' M 09° 05' 05" 16 7320' W
09R	10° 25' 44" 778' M 09° 04' 04" 55 6027' W
23R	10° 20' 36" 1962' M 10° 03' 03" 44 5481' W
23L	10° 20' 41" 8316' M 09° 03' 03" 13 3287' W
APR	10° 26' 10" 5925' N. 099° 04' 19 8056' W

MEXICO, D.F.

AEROPUERTO INTERNACIONAL
"LIC. BENITO JUAREZ"

ELEV 2230 m 7365 FT
VAR 7° E

AFTN MMXX

INFORMACION ADICIONAL DE PISTAS

PISTA	ILUMINACION
05-L	HIRL-REIL-PAPI-(3.0°)
23-R	HIRL-SALS-PAPI-(3.0°)
05-R	HIRL-SALS-PAPI-(3.0°)
23-L	HIRL-SALS-(LONG 1969 FT)-PAPI(3.0°)

LUCES HIRL EN CALLES DE RODAJE

PISTA	DISTANCIAS DECLARADAS		LDA	ANCHO	
	TORA	ASDA		FT	MT
05-L	3452 (11325)	5952 (17965)	3452 (11325)	3637 (11092)	45 (148)
23-R	1637 (5032)	5952 (17965)	3637 (11092)	3452 (10512)	45 (148)
05-R	3900 (11890)	900 (2735)	3900 (11890)	3452 (10512)	45 (148)
23-L	3900 (11890)	900 (2735)	3900 (11890)	3900 (11890)	45 (148)

MINIMOS METEOROLOGICOS RECHO EN FT Y VISIBILIDAD EN SMY (M)

DESPEGUE

EQUIPO	DIA Y NOCHE	
	PISTAS 05 L/R	PISTAS 23 L/R
1 o 2 MOTORES	500-1 (1600 m)	700-1 (1600 m)
3 o MAS MOTORES	1/2 (800 m)	500-1 (1600 m)

AVIACION COMERCIAL REGULADA

MINIMOS DE DESPEGUE VER REVERSO

EQUIPO	DIA Y NOCHE	
	PISTAS 05 L/R	
1 o 2 MOTORES	1/4 (400 m)	

ALTERNO

APROXIMACION ILE	OTRAS APROXIMACIONES
600-2 (1800 m)	1000-3 (1800 m)

NOTAS
VER AL REVERSO

SCT-OGAC-SENAM

MMXX - 0

III.2.3. Condiciones al aterrizaje

Las condiciones al aterrizaje para la segunda sesión fueron:

- Pista seca
- Viento cruzado
- Aterrizaje en dirección SO-NE
- Cielo despejado

III.2.4. Análisis de las Mediciones

Para obtener las velocidades de cada avión filmado, se instaló en un cuarto oscuro un DVD conectado a un cañón situado a una distancia fija de aproximadamente 2 metros de la superficie de proyección, con el cual se pudieron ver las filmaciones cuadro por cuadro. Dicha superficie constaba de un rectángulo de papel rotafolio de cuadrícula chica (0.5x0.5 cm) de aproximadamente 1x1.3 m de alto y ancho respectivamente, con el cual se calibró la orientación del proyector, asegurando que la imagen fuese un rectángulo perfecto, y evitando así cualquier deformación de la misma. En cada medición el proyector fue inclinado de forma que la posición de la pista de aterrizaje fuese siempre horizontal con respecto de la cuadrícula. Las mediciones se hicieron sobre hojas del mismo papel cuadrículado que se fueron pegando y orientando sobre el rectángulo principal, permitiendo tener tres o más series de datos por pliego (cada serie ocupaba toda la longitud del pliego, pero una fracción muy pequeña de su altura), y evitando sobre todo tener que calibrar la imagen cada vez.

Para cada medición se eligió la parte del avión que se viera más claramente a lo largo de la filmación (el logo de la cola, la turbina bajo el ala, la nariz, etc.), y posteriormente se corrió el video cuadro a cuadro, indicando con un punto sobre el papel rotafolio la posición de dicha marca. En muchos casos, el paso del avión delante de algún edificio de un color igual a dicha marca provocó distorsiones en la imagen (la marca se mezclaba con el paisaje) y mayores incertidumbres de medición. Lo mismo sucedió en el caso de un elemento muy contrastante (la marca cambiaba notablemente de tamaño). En las imágenes en que resultó imposible determinar el tamaño de la marca, se hizo una interpolación entre los puntos colindantes.

Sobre el papel se indicó adicionalmente el punto correspondiente al o a los toques de llanta (en caso de haber tocado primero con una pierna y después con la otra). Cuando la imagen era lo suficientemente clara, se hizo un dibujo del avión (señalando la parte del fuselaje seleccionada como marca, para saber a qué cuadro del video correspondía el dibujo), y se midió su longitud. Lo anterior con la finalidad de comparar esta medición con el largo real de la nave, y obtener la escala de medición.

Muchos de los aviones, por sus colores y tamaño, no fueron analizables, por lo que de las 31 grabaciones realizadas, sólo 13 pudieron ser utilizadas.

Una vez marcadas todas las trayectorias sobre papel, se procedió a medir las distancias entre los centros de cada par de puntos. Se utilizó una regla de 15.5 cm de largo, con una precisión de 0.5 mm. Se tuvo un error adicional de 0.02 mm por cada longitud de la regla, obtenido comparando la longitud real de la imagen con la suma de las longitudes medidas.

Paralaje

Debido a que en cada filmación la distancia entre el punto de observación y el avión no era constante, fue necesario llevar a cabo las correcciones de paralaje correspondientes que permitieron analizar tanto los desplazamientos del avión en cada cuadro como su longitud. A continuación se describen brevemente dichos ajustes.

Velocidades

Sean O el punto de observación, P el punto sobre la pista más cercano a O , A la posición del avión a cada instante, y OP y OA los segmentos que unen a dichos puntos. En una primera imagen, el ángulo entre las rectas OP y OA es θ . Un cuadro más tarde, el avión se habrá movido una distancia ΔL sobre la pista hasta un punto A' , y el ángulo entre OP y OA' será $\theta + \alpha$.

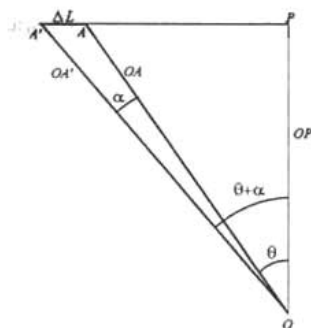


Fig. III.2-4 Cálculo de la velocidad

Sobre el papel cuadriculado, cada variación α es representada como una distancia $\Delta \ell_p$ entre dos puntos, por lo que, conociendo el ángulo de visión θ_{vir} de la cámara y la longitud total de la imagen

sobre el papel ℓ_M , a través de una sencilla regla de tres, se pueden conocer las variaciones de ángulo α entre punto y punto:

$$\alpha_i = \frac{\Delta \ell_{Pi}}{\ell_M} \theta_{vis}$$

Ec. III.2-1

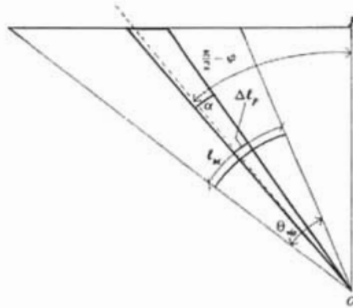


Fig. III.2-5 Parámetros de medición

Finalmente, mediante trigonometría, es factible conocerse un valor aparente de la velocidad del avión en cada cuadro:

$$v_i = \frac{\Delta L_i}{\Delta t} = OP [\tan(\theta_i + \alpha_i) - \tan(\theta_i)]$$

Ec. III.2-2

Para obtener la velocidad real del avión se multiplicó por la distancia OP y por un factor de conversión de m/s a km/h.

Escala de medición

Sean O el punto de observación, P el punto sobre la pista más cercano a O , A la posición del avión al momento de medir su longitud ℓ_A , OP y OA los segmentos que unen a dichos puntos, y θ_{med} el ángulo entre OP y OA . Para conocer la longitud del avión si éste se encontrara sobre P (es decir, a una distancia conocida y con inclinación cero con respecto del observador), es necesario realizar un cálculo de corrección angular y uno de escala:

$$L_A = \ell_A \frac{1}{\cos \theta_{med}} \frac{1}{\cos \theta_{med}} = \frac{\ell_A}{\cos^2 \theta_{med}}$$

Ec. III.2-3

Finalmente, para conocer la escala de medición, se calcula la relación entre la longitud aparente del avión L_a y su longitud real L :

$$\boxed{\text{Escala} = 1 : \frac{L}{L_a}}$$

Ec. III.2-4

Precisión de las mediciones

Las mediciones de velocidad que se presentan en esta sección son estimadas como correctas dentro de los límites que a continuación se muestran:

Desplazamiento del avión entre cuadros de filmación	$\pm e_i = \pm 0.2$ [cm] (± 0.1 Medición 2)
Intervalo de tiempo entre cuadros de filmación	± 0.0 [s]
Ángulo de orientación de la cámara φ	± 0.5 [°]
Distancias entre cada punto sobre el papel	± 0.05 [cm]
Ángulo de visión de la cámara	± 0.5 [°]
Longitud total de la imagen analizada	± 1 [cm]

Incertidumbre de medición y barras de error

La única de las precisiones mencionadas en la sección anterior que presenta una incertidumbre no sistemática es la del desplazamiento del avión entre cuadro y cuadro. Las barras de error de cada punto se determinaron de la siguiente forma (de acuerdo con la definición de dispersión de errores):

$$\boxed{\begin{aligned} e_{v_i} &= \sqrt{\left(\left(-\tan(\theta_i) + \tan^2(\theta_i + \alpha_i)\right) e_\theta\right)^2 + \left(\left(1 + \tan^2(\theta_i + \alpha_i)\right) e_\alpha\right)^2} \\ e_\theta &= e_\alpha = \frac{\theta_{\text{vis}}}{\ell_M} e_x \end{aligned}}$$

Ec. III.2-5

III.2.5. Resultados

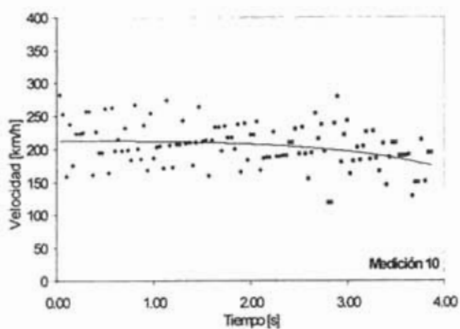
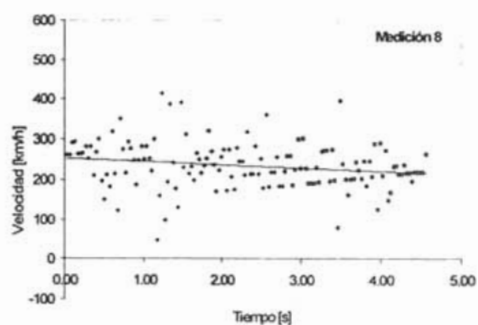
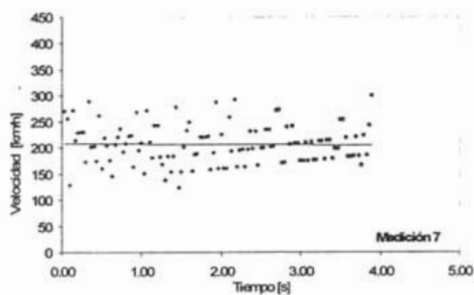
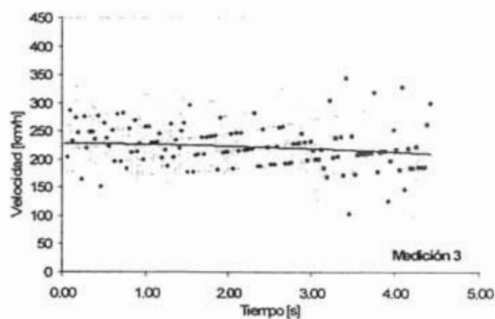
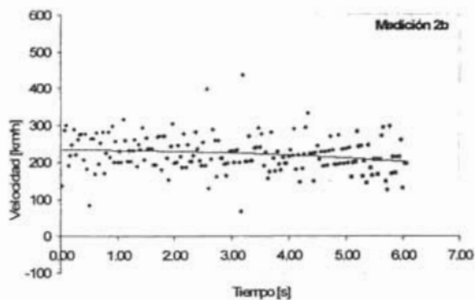
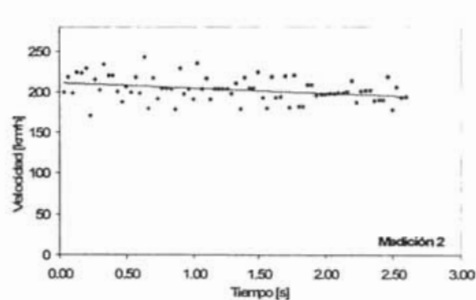
En la siguiente tabla se presentan los aterrizajes registrados durante la segunda sesión de medición. En fondo claro están aquellos cuyos datos fueron analizados:

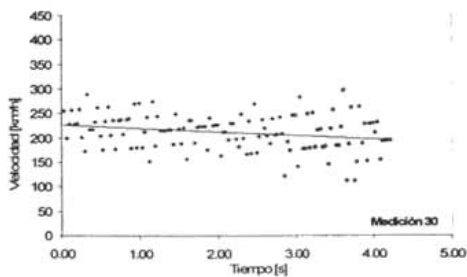
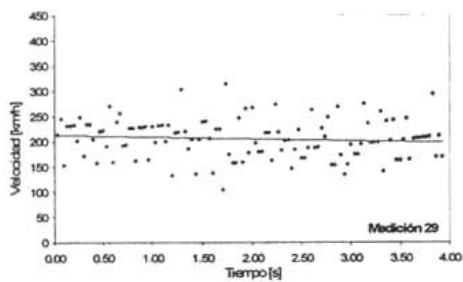
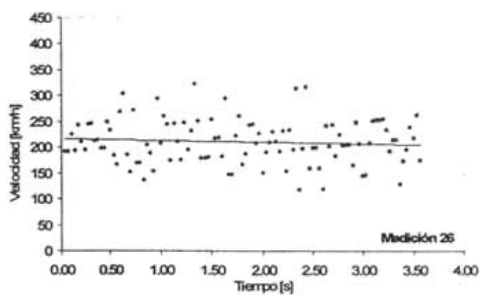
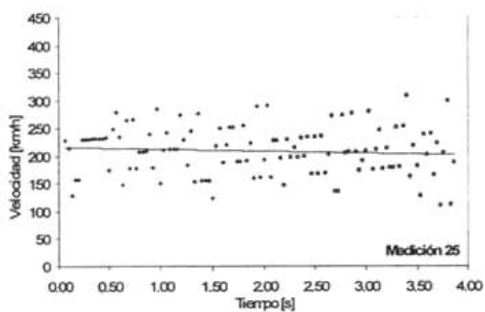
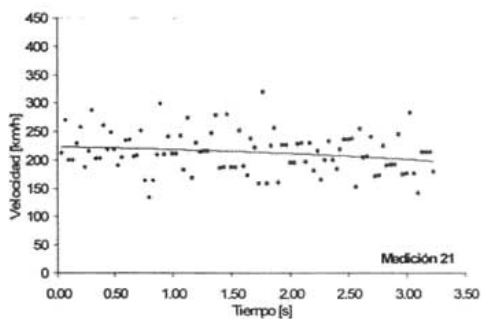
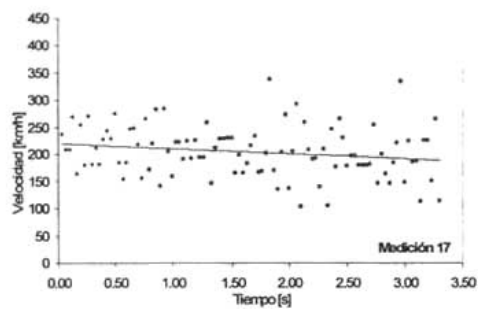
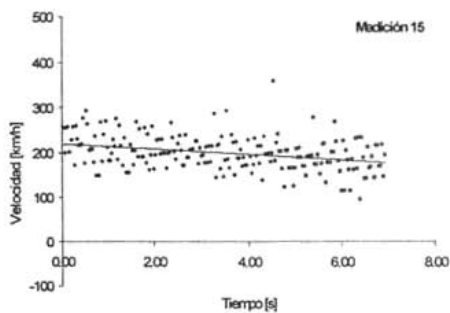
Medición	Pista	Hora	Aerolínea	Avión	ϕ [°]
1	05 R	1:08 PM	Aviacsa	737-200	65
2	05 L	1:10 PM	North West	A320	88
2b	05 R	1:12 PM	Aeromexico	MD80	65
3	05 R	1:15 PM	Aeromexico	737-700	65
4	05 R	1:17 PM	Mexicana	A320	60
5	05 R	1:19 PM	Delta Airlines	757	60
6	05 R	1:27 PM	Aeromexico	MD80	61
7	05 R	1:29 PM	Mexicana	A320	60
8	05 R	1:32 PM	Continental	737-800	60
9	05 R	1:34 PM	Aeromexico	MD80	60
10	05 R	1:35 PM	Mexicana	A320	60
11	05 R	1:37 PM	Aeromexico	737-700	60
12	05 R	1:39 PM	Aeromexico	MD80	60
13	05 R	1:41 PM	Aeromar	ATR-42	60
14	05 R	1:46 PM	Aeromar	ATR-42	60
15	05 R	1:47 PM	Delta Airlines	757	60
16	05 R	1:52 PM	Aviacsa	737-200	60
17	05 R	1:57 PM	Mexicana	A320	56
18	05 R	2:02 PM	Mexicana	F100	60
19	05 R	2:08 PM	Della Airlines	757	60
20	05 R	2:10 PM	Aeromar	ATR-42	60
21	05 R	2:21 PM	Aeromexico	MD80	60
22	05 R	2:23 PM	Mexicana	A320	60
23	05 R	2:33 PM	America West	737-300	60
24	05 R	2:35 PM	United Airlines	A320	60
25	05 R	2:37 PM	Aeromexico	MD80	60
26	05 R	2:42 PM	Aviacsa	737-200	60
27	05 R	2:44 PM	Aviacsa	737-200	60
28	05 R	2:46 PM	Aviacsa	737-200	60
29	05 R	2:59 PM	Aeromexico	MD80	60
30	05 R	3:06 PM	Aeromexico	757	60

Tabla III.2-2 Aterrizajes filmados y analizados (fondo claro)

A continuación se presentan las gráficas de velocidad contra tiempo para cada uno de los trece aterrizajes estudiados. La línea de tendencia presentada corresponde a la mejor aproximación del modelo de velocidad antes y después del toque descrito por la ecuación II.4-2. Cada punto tiene barras de error calculadas de acuerdo con la ecuación mencionada en la sección III.2.4. Dichas barras de error tienen un promedio del 13.4% en la medición 2, y del 37.0% en las demás mediciones. Los puntos

marcados con un rombo sólido corresponden a los datos previos al toque de llanta, mientras de que los rectángulos vacíos representan los puntos durante y después del toque. El toque se determinó visualmente analizando la filmación.





La Tabla III.2-3 contiene la información de los coeficientes correspondientes al mejor ajuste de cada serie de datos a la ecuación II.4-2. A partir de dichos coeficientes es posible obtener el valor de la aceleración de empuje a_e y de la velocidad de aterrizaje v_0 . Se presentan también los valores de las desviaciones estándar σ_{vel} de cada medición en relación con sus respectivas líneas de tendencia, y de su proporción $\% \sigma_{vel}$ con respecto de la media de velocidad en cada caso. Se puede apreciar que la medición 2 tiene un menor margen de error, mientras que la medición 8 es aquella cuyos datos se encuentran más dispersos.

Medición	A_1	A_2	A_3	a_e [m/s ²]	v_0 [km/h]	σ_{vel} [km/h]	$\% \sigma_{vel}$
2	206.0199	-0.0093	1.796652837	1.92	211.27	14.19	6.99
2b	98.17117	-0.024	5.135060461	2.36	238.20	47.89	21.45
3	102.1625	-0.0276	4.632061692	2.82	237.18	36.91	15.66
7	101.1249	-0.0031	3.674886936	0.31	208.30	37.44	18.10
8	417.0249	-0.0056	1.405943768	2.33	253.31	56.60	24.15
10	98.11161	-0.0368	4.304351578	3.61	220.03	30.76	15.11
15	388.5299	-0.0046	1.372124098	1.78	219.42	33.76	17.12
17	173.3276	-0.0167	2.08623818	2.90	219.62	45.35	22.23
21	99.11692	-0.0333	4.435421951	3.30	225.53	34.88	16.36
25	85.40961	-0.0213	5.726083465	1.82	216.05	43.26	20.71
26	104.3218	-0.0121	3.712734883	1.26	216.18	42.22	20.05
29	107.1821	-0.0141	3.465808605	1.51	213.05	38.86	18.92
30	298.0835	-0.0071	1.536342995	2.11	226.92	34.81	16.48
Media(2b-30)						40.23	18.86

Tabla III.2-3 Características de ajuste para cada medición

$$v(t) = A_1 \tanh\left(A_2 t + \frac{1}{2} \ln(A_3)\right), \quad \left. \begin{aligned} A_1 &= \sqrt{\frac{m_A a_e}{k_A}}, \\ A_2 &= \sqrt{\frac{k_A a_e}{m_A}}, \\ A_3 &= \frac{\sqrt{m_A a_e k_A} + v_0 k_A}{\sqrt{m_A a_e k_A} - v_0 k_A} \end{aligned} \right\} \Rightarrow \begin{cases} a_e = A_1 A_2 \\ v_0 = A_1 \frac{(A_3 - 1)}{(A_3 + 1)} \times 3.6 \end{cases}$$

Los datos de escala de medición presentados en la siguiente tabla corresponden a la relación entre el largo del avión sobre el papel de medición comparado con el largo real del mismo, normalizada a 0°. La

variación entre las escalas correspondientes a aterrizajes en la misma pista (todas las mediciones excepto la 2) es del 10.9% de su valor medio.

Medición	L_s [m]	L [cm]	θ_{med} [°]	Escala de medición (± 49.20)
2	37.57	19.81	87.84	1:189
2b	45.06	12.03	72.21	1:312
3	33.63	7.66	72.32	1:401
7	37.57	7.68	68.42	1:426
8	39.47	8.98	67.34	1:391
10	37.57	7.52	68.86	1:465
15	47.32	10.77	67.99	1:383
17	37.57	7.91	64.48	1:397
21	45.06	9.11	67.97	1:423
25	45.06	7.71	68.09	1:508
26	28.67	6.12	68.96	1:436
29	45.06	9.54	68.67	1:426
30	47.32	11.10	67.83	1:369

Tabla III.2-4 Escalas de medición

El total de los datos obtenidos y los cálculos elaborados pueden consultarse en el Apéndice B.

III.2.6. Análisis de resultados

Las gráficas presentadas muestran una tendencia de velocidad decreciente en todos los casos; este comportamiento concuerda con aquel descrito en la sección II.4.2. La medición 10 presenta aparentemente una desaceleración más pronunciada que las demás, sin embargo podría ponerse en duda esta afirmación si se considera que se trata de la medición con la desviación estándar más alta. Por otra parte, en la medición 7 la velocidad del avión pareciera permanecer casi constante durante todo el intervalo de registro.

Todas las series de datos fueron ajustadas a la ecuación II.4-2, obteniéndose coeficientes correspondientes al mejor ajuste de la línea de tendencia. Los valores de aceleración de empuje obtenidos gracias a dichos coeficientes son relativamente homogéneos, a excepción de las mediciones 7 y 10, mismas que, como se mencionó anteriormente, presentan líneas de tendencia que difieren de las del resto.

La medición 2 es, sin duda alguna, aquella que presenta los datos más precisos, considerando el valor promedio de sus barras de error así como la desviación estándar de sus datos. Esto se debe a que el aterrizaje sucedió a una distancia más corta y a un ángulo de medición menor que los demás. La nitidez

de la imagen permitió reducir la incertidumbre de medición a 0.1 cm, obteniéndose datos menos dispersos.

Las barras de error promedio en cada medición se encuentran alrededor del 38% de cualquier medición excepto la número 2, en que son del 13%. El tamaño de estas barras crece conforme crece el ángulo θ , es decir, conforme el avión se aleja del punto de medición. Este efecto es particularmente notable en la gráfica de las mediciones 17 y 30.

Se observa que la mayoría de los datos que se desvían considerablemente del resto son precedidos o seguidos por un dato que se aleja de la misma forma pero en el otro sentido. Las mediciones 3 (entre los segundos 3 y 4) y 8 (entre los segundos 1 y 2), presentan una zona de dispersión notable en sus datos, muy posiblemente debida al paso del avión por delante de un edificio de un color que hiciera interferencia con la imagen del avión sobre la pantalla de medición.

En cuanto al cambio de velocidad del avión durante el toque de llanta, tanto la dispersión como el alto porcentaje de incertidumbre de los puntos impiden distinguir variaciones notables entre cada punto. Las desviaciones estándar en cada video analizado son del orden del 20% de la velocidad medida, siendo la menor del 8% (medición 2), lo que quiere decir que si la velocidad de toque del avión fuese de 100 km/h, los valores entregados por la medición más precisa podrían variar entre 92 y 108 km/h. Mas aún, de acuerdo con estos valores, para que un cambio en la velocidad fuese estadísticamente significativo debería ser mayor a tres veces la desviación estándar, es decir una diferencia igual a o mayor que 24 km/h entre un punto y otro (1/30 s), aceleración mayor que 20 veces la de la gravedad. Más allá de los modelos matemáticos, queda claro que dicha situación es materialmente imposible. Es así que se concluye que este método de medición no permite percibir los cambios en la velocidad de un avión al momento del toque de llanta.

No obstante, este método podría considerarse apropiado para medir cambios de velocidad en el avión a escalas mayores, obteniendo el valor promedio de grupos de datos y así reduciendo las barras de error de medición.

Dicho error de medición depende directamente de la incertidumbre al momento de marcar la posición del avión cuadro por cuadro sobre el papel rotafolio. A su vez, dicha incertidumbre puede tener su origen en cuatro factores principales: la velocidad de obturación, la calidad de proyección de la imagen sobre el papel, la calidad en la transmisión de la imagen y la resolución de la cámara utilizada. La velocidad de obturación implica que la imagen tenga un corrimiento del 6%; la proyección de la imagen con cañón fue extremadamente buena (se podían distinguir claramente los píxeles sobre el papel, aproximadamente 100 por centímetro cuadrado; en lo que se refiere a la calidad de transmisión de la imagen se encontró que la nitidez de la proyección dependía fuertemente del tipo de cable utilizado para enviar la señal del

DVD al cañón de proyección (siendo los cables tipo RCA los menos efectivos). Utilizando un cable tipo S-Video se consiguió una resolución de muy buena calidad (± 1 mm, a mi juicio). Se puede intuir entonces, que la gran incertidumbre de las mediciones se debió a la resolución de la cámara, combinada con la distancia de medición; a pesar de que la filmación se viera bastante clara, las imágenes analizadas cuadro por cuadro y a gran escala resultaron ser muy difusas, al grado de tener que descartar 18 de las filmaciones realizadas. Ahora bien, el problema de resolución podría ser solucionado de dos maneras diferentes: cambiando de cámara a una de alta resolución o acortando la distancia de medición (se vio con la medición 2 que la dispersión de datos es considerablemente menor). Aún así, en el caso ideal de tener una imagen perfecta y estar filmando un aterrizaje a $\Phi=90^\circ$ y a una distancia de 285 metros (pista 05L), este sistema de medición permitiría conocer un cambio de velocidad mínimo de aproximadamente 6.35 km/h, de acuerdo con mínima medición permisible por la regla utilizada (0.5mm), por lo que su resolución, para un avión viajando a 200 km/h, sería del 3%.

Los cálculos de la escala de medición dan una idea de la capacidad del método para calcular longitudes de objetos. En teoría, todas las escalas, a excepción de la medición 2, deberían coincidir en el mismo valor, dado que la cámara no cambió de posición durante toda la sesión de filmación, ni la escala de imagen proyectada al momento de medir fue alterada. Sin embargo, dichos datos tienen una desviación estándar cercana al 11%, valor que determina la precisión de medición de distancias. Cabe remarcar que este resultado anticipa la magnitud de las incertidumbres de medición que podrían tenerse si el paralaje fuera óptico y no analítico, esto es, si en lugar de establecer una relación entre el ángulo de visión de la cámara y la longitud de la imagen proyectada para determinar el avance del avión cuadro a cuadro, se optara por determinar la posición de la aeronave relativa a algún objeto conocido en el paisaje. Este es el método de paralaje que habría tenido que usarse en caso de haber utilizado las imágenes de la primera sesión de filmación.

III.2.7. Conclusiones

Se llevó a cabo un conjunto de trece mediciones experimentales de la velocidad de aproximación y aterrizaje por medio de filmaciones realizadas en el AICM. La mejor forma de realizar estas mediciones fue filmando con una cámara fija y elaborando los cálculos de paralaje por métodos analíticos.

Los valores medidos de velocidad son ligeramente más bajos que aquellos de un aterrizaje común. Los resultados obtenidos tienen barras de error del 37% en promedio, y se ajustan al modelo matemático obtenido en la sección II.4.2, con desviaciones estándar del 38% en promedio.

La distancia de medición y la resolución de la cámara de filmación son los dos factores que más influyeron en la dispersión de los resultados, obteniéndose datos más precisos a una menor distancia de medición.

El método utilizado no permite discernir cambios significativos en la velocidad del avión durante el toque de llanta, mas ofrece una alternativa relativamente precisa para la medición de velocidad de aviones en intervalos de tiempo mayores que $1/30$ s.

Capítulo IV

PREACELERACIÓN DE RUEDAS DE AVIACIÓN

IV.1. INTRODUCCIÓN

La idea de preacelerar las ruedas de un avión antes de que éste toque la pista de aterrizaje data del año 1931, es decir, tan sólo 25 años después de la utilización del primer tren de aterrizaje. La cantidad de patentes registradas desde ese entonces no ha dejado de crecer, e inventores de muchos países han intentado contribuir a solucionar un problema considerado por algunos como de gran importancia. El objetivo principal de todos estos sistemas es que la rueda alcance una preaceleración del 100%, es decir, que la velocidad tangencial de la rueda sea igual a la velocidad de aterrizaje del avión.

El funcionamiento general de estos dispositivos es muy simple: se trata de sistemas instalados en el tren de aterrizaje los cuales, al desplegarse este último, provocan un aumento de la velocidad angular en las ruedas del avión.

IV.2. TIPOS

Los sistemas preaceleradores de ruedas de aviación pueden clasificarse, en mi opinión, de dos formas diferentes: por el tipo de fuerza motriz que utilizan, y por su adaptabilidad al tren de aterrizaje.

IV.2.1. Por su fuerza motriz

Los diseños propuestos utilizan dos fuerzas motrices para activar un sistema preacelerador de ruedas: aerodinámica y mecánica. Para comprender bien la diferencia entre ambas, puede decirse que aquellos sistemas activados por una fuerza aerodinámica no requieren más contacto que el de un flujo de aire para ser movidos, mientras que aquellos activados por una fuerza mecánica necesitan estar en contacto físico con algún elemento mecánico para entrar en funcionamiento. La fuerza motriz más popular entre los diseños propuestos es la aerodinámica, y muchas veces es combinada con sistemas hidráulicos o mecánicos para mejorar su eficiencia o fiabilidad. Aún así, existen algunos casos de patentes que usan energía mecánica, generada por sistemas hidráulicos, eléctricos o aerodinámicos, para mover las ruedas.

Fuerza Motriz Aerodinámica

Son sistemas que utilizan la fuerza de un flujo de aire para hacer girar las ruedas del avión. A pesar de que casi todas las patentes proponen el uso por turbinas, independientes o acopladas a otro sistema, unos pocos diseños sugieren el uso de propulsión a chorro (activación del sistema gracias a la expulsión de aire a alta velocidad) por medio de toberas.

a. Turbinas

Las turbinas mencionadas en las patentes son todas de flujo radial, formadas por una serie de álabes (aspas alabeadas), cucharas (aspas cóncavas) o aletas (aspas rectas y flexibles). El flujo de aire que choca con las aspas causa una fuerza de impulso – cuya magnitud depende del coeficiente de arrastre de las aspas y de la velocidad del flujo, principalmente –, la cual genera un torque de rotación sobre la rueda, haciéndola girar.

En los sistemas preaceleradores de turbina registrados, las aspas pueden ser inmóviles (coeficiente de arrastre constante) o móviles (coeficiente de arrastre variable), como se muestra en la Fig. IV.2-1. La finalidad de que las aspas sean móviles es aumentar el área de arrastre cuando el flujo es favorable, incrementando así el torque de rotación en la rueda. Algunos de estos sistemas permiten incluso regular la velocidad de giro de la rueda.

La extensión de las aspas móviles es generada, ya sea por la misma corriente de aire que las impulsa a abrirse, o bien por mecanismos controlados por actuadores hidráulicos o mecánicos.

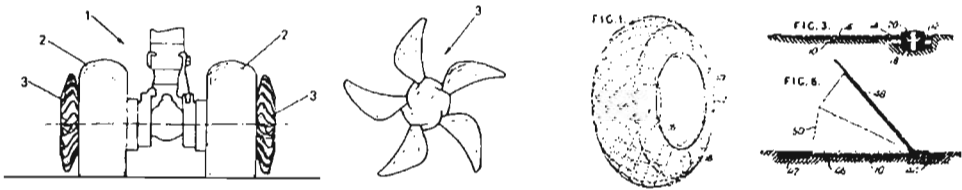


Fig. IV.2-1 Preaceleradores tipo turbina: aspas inmóviles [189] y móviles [115]

b. Difusor-turbina

Los dispositivos aerodinámicos difusor-turbina parten del principio de acelerar el flujo de aire que pasa por el tren de aterrizaje por medio de un elemento difusor como el que se muestra en la siguiente figura, y eyectarlo contra una turbina de paletas (aspas rectas y rígidas) localizada en la parte interna de las ruedas.



Fig. IV.2-2 Preacelerador tipo difusor-turbina [167]

Algunas patentes proponen que dicho difusor sea deformable, con el fin de regular la velocidad del flujo que llega a la turbina.

c. Tobera-turbina

Se trata de sistemas muy parecidos a los de difusor-turbina, salvo que en este caso el flujo de aire no proviene del exterior, sino de un compresor o una bomba. El aire es eyectado por una o más toberas fijas al tren contra una turbina de aspas inmóviles (paletas, generalmente) que está el interior del rin, impulsando así la rueda.

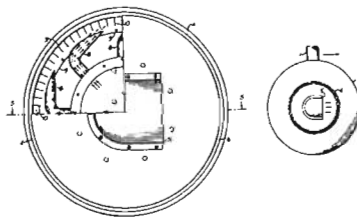


Fig. IV.2-3 Preacelerador de tipo tobera-turbina [155]

d. Toberas impulsoras

Las toberas impulsoras funcionan de acuerdo al principio de propulsión a chorro, el cual consiste en expulsar masa a alta velocidad con el fin de lograr una fuerza de reacción contraria al sentido del flujo. Por medio de una bomba o un compresor, aire a alta presión es inyectado en conductos que están montados en la rueda, logrando un impulso automático. El flujo de aire, y por lo tanto, la velocidad de giro de la rueda, puede ser regulado por el piloto o por algún sistema de control integrado a la aeronave.

e. Casos especiales

Hay unas pocas patentes que no funcionan por medio de ninguno de los principios descritos anteriormente, pero cuya fuerza motriz es la aerodinámica. A continuación se enlistan brevemente sus principios de funcionamiento⁹:

- Turbina de aspas inmóviles cuyo semicírculo superior está cubierto, de forma que sólo la mitad inferior estará expuesta al flujo del aire. Una versión más compleja de esta idea incluye una inyección de aire a la entrada de la cubierta y fuente de vacío a la salida de la misma, aumentando el par de rotación original.
- Rueda –sin aspas– cuya mitad superior es cubierta por una funda, quedando expuesta al flujo de aire únicamente la mitad inferior, como se muestra en la Fig. IV.2-4. Dicho flujo impulsará la parte expuesta y hará girar la rueda.

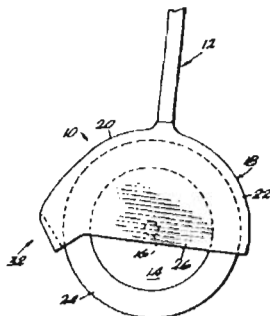


Fig. IV.2-4 Caso especial de preacelerador por fuerza aerodinámica [165]

- Tren de aterrizaje cuyas ruedas tienen turbinas en la parte interna del rin, que por medio de un mecanismo activado por el piloto, “abre” sus ruedas de forma que sean impulsadas por el flujo de aire externo, y las “cierra” un vez que la velocidad angular de éstas es la adecuada.

Fuerza Motriz Mecánica

Los sistemas propuestos que aprovechan únicamente la energía mecánica para preacelerar las ruedas del avión constan en su mayoría de un motor, hidráulico o eléctrico, que transmite su par de rotación, ya sea al eje de la rueda, a una caja de engranes o a algún elemento (un pequeño neumático, generalmente) en contacto directo con el neumático o el rin.

⁹ Nota: Las propuestas que se presentan referentes a casos especiales incluyen las explicaciones de operación provistas por los inventores, sin que éstas necesariamente funcionen en la práctica.

Dentro de los casos especiales, una de las patentes propone un dispositivo de ventilador-diferencial, en el cual las ruedas son movidas por un diferencial acoplado a un ventilador, el cual es activado por el flujo de aire externo. Una segunda propuesta postula la utilización de un "zapato" para la rueda: una "U" sujeta de sus dos extremos al eje y que abraza la rueda; dicho zapato toca la pista antes que el neumático, y por fricción es empujado hacia atrás, acelerando con este movimiento la rueda.

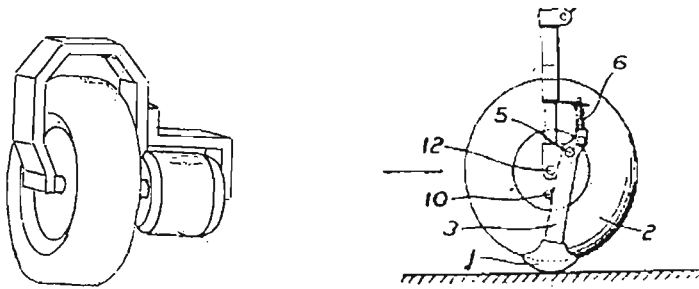


Fig. IV.2-5 Sistemas preaceleradores activados por fuerza mecánica: motor [190] y "zapato" [105]

IV.2.2. Por su adaptabilidad al tren de aterrizaje

Sistemas integrados al neumático

Se trata de sistemas de activación de principio aerodinámico cuyas aspas (aletas o paletas móviles) están unidas a la llanta por algún elemento de fijación o directamente incorporadas a ella durante el proceso de fabricación. La mayoría de los inventos propone localizar dichas aspas en los flancos de la llanta, sin embargo, hay quien asegura que la ubicación ideal está entre los dibujos de la banda de rodadura.

Sistemas adaptados a la rueda

Son sistemas de principio aerodinámico, independientes del neumático, que se pueden colocar en la rueda sin la necesidad de hacer modificaciones al tren de aterrizaje. Se instalan generalmente en la parte externa de la rueda. Constan de dos partes principales: una estructura de fijación y una turbina estática (álabes inmóviles) o dinámica (álabes que se abren o se cierran dependiendo del sentido de flujo del aire).

Sistemas adaptados al tren de aterrizaje

Este tercer tipo de sistema preacelerador es el que tiene más variantes: puede ser activado aerodinámicamente, hidráulicamente, mecánicamente, eléctricamente, o alguna combinación de los

anteriores. Independientemente de su fuerza motriz, estos dispositivos se diferencian de los dos primeros en que su implementación implica modificar una o más partes del tren de aterrizaje.

IV.3. INVESTIGACIÓN PREVIA Y ANTECEDENTES DE IMPLEMENTACIÓN

A pesar de la gran cantidad de patentes existentes de sistemas preaceleradores de ruedas, no es mucha la investigación que se ha llevado a cabo en el tema. Se han publicado dos artículos que hablan concretamente de preaceleración, ambos de los años cuarentas.

En el año 1944, Henry F. Schippel publicó un artículo muy completo sobre el estado del arte en la investigación sobre preaceleración de ruedas. El sistema analizado (patentado en el año 1943 por el mismo Schippel, y fabricado por B.F. Goodrich¹⁰) consiste en un diseño muy sencillo con aletas móviles de hule integradas a los flancos del neumático que se abren y cierran naturalmente de acuerdo con el sentido de flujo del aire (Fig. IV.3-1).

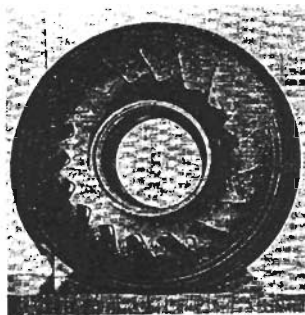


Fig. IV.3-1 Preacelerador diseñado por Henry F. Schippel [22]

El artículo menciona que las primeras pruebas realizadas sobre neumáticos comerciales con aletas flexibles fueron elaboradas por Boeing Aircraft, en las cuales se lograron preaceleraciones de hasta un 68%. Adicionalmente, proporciona las siguientes conclusiones relevantes sobre los estudios que se habían llevado hasta la fecha en el tema:

- Resulta más efectivo adherir las aletas a la llanta antes del proceso de vulcanización, y pegarlas con cemento puede provocar desgarres en los flancos de los neumáticos.
- Una prerotación del 42% reduce en dos tercios la nube de humo generada al toque de llanta.

¹⁰ La empresa patentó un diseño prácticamente idéntico al de Schippel en el año 1946. [111, 141].

- Las aletas con un ángulo con respecto del radio de la rueda producen aceleraciones angulares más constantes, mientras que las aletas radiales alcanzan mayores velocidades terminales, con aceleraciones angulares más variables.
- Si se tienen aletas en ángulo, éstas resultan notablemente más eficientes que aquellas que, con una posición normal al flujo, se encuentren en el cuadrante inferior trasero de la rueda, comparado con el delantero (80% contra 15% de prerotación).
- El tener las aletas flexibles muy juntas entre ellas provoca que algunas de ellas no se abran correctamente (el autor opta por colocar sólo 9 aletas en lugar de 18).
- La eficiencia de las aletas aumenta a altas velocidades del aire, y que incluso a menos de 100 millas por hora (161 km/h) no se tiene ninguna aceleración.

Cabe destacar la mención de algunas pruebas aisladas que, según Schippel, mostraron el aumento considerable de la vida del neumático, además de una reducción en el frenado y en el mantenimiento del tren de aterrizaje con el sistema estudiado, no obstante, no se presentan datos que respalden dicho argumento.

El invento de Schippel, cuyas eficiencias de preaceleración parecían ser tan altas, no fue nunca comercializado.

El reporte técnico publicado en 1946 por el NACA (ver sección II.3.1) presenta los resultados del estudio enfocado en calcular el comportamiento de la fuerza normal y la fricción durante el toque de llanta de aviones con las ruedas preaceleradas. Se menciona que la intención inicial era activar las ruedas con un sistema preacelerador de turbina con cucharas fijas, sin embargo, “funcionaron erráticamente, por lo que fueron descartados”. Alternativamente, las ruedas fueron prerotadas dando un toque de llanta previo al aterrizaje final. Las dos conclusiones del estudio con respecto de la preaceleración son:

- La relación entre la carga normal máxima y la fricción más alta fueron, en promedio, de 0.11 para ruedas pregiradas, comparada con 0.41 para aterrizajes normales, y 0.36 para aterrizajes con frenos activados.
- La prerotación de las ruedas principales redujo de forma notable las cargas por fricción y las vibraciones en el tren de aterrizaje. Los siguientes resultados, comparados con aquellos presentados en el capítulo II, ilustran muy claramente el significado esta conclusión:

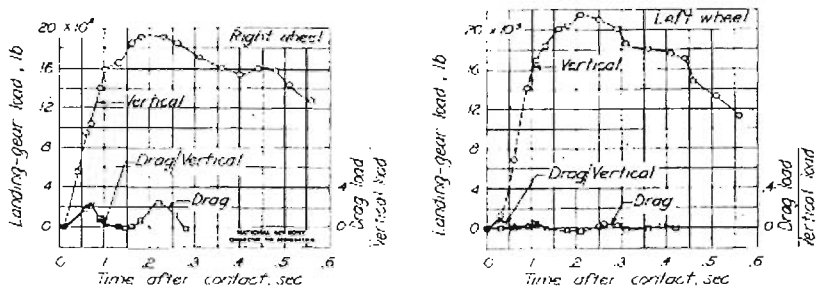


Fig. IV.3-2 Cargas normales y de fricción en aviones con ruedas preaceleradas [30]

Además de los sistemas preaceleradores implementados para el desarrollo de los dos estudios mencionados en esta sección, sólo una patente más ha sido considerada útil a la reducción del desgaste en las ruedas de aviación. El diseño [205], registrado en el año 2002 por Michael Almen, técnico de la Fuerza Aérea Norteamericana, consiste en una turbina de álabes fijos adaptada a la rueda. Se ha hecho gran propaganda al sistema, y a su implementación en los aviones militares T-38 y KC-135 Stratotanker, no obstante, no hay ningún registro que afirme que el sistema haya sido probado.

Capítulo VI

ANÁLISIS SOBRE PREACELERACIÓN

En este capítulo se analizará y conjuntará la información de los cuatro capítulos previos, con el fin de analizar las ventajas y desventajas que se tendrían si se preaceleraran las ruedas de los aviones antes del aterrizaje para reducir el desgaste en las mismas.

Con el fin de llegar conclusiones concretas, el análisis se enfocará en los siguientes puntos:

- i) Proporción de desgaste durante el toque de llanta comparado con el desgaste total por ciclo.
- ii) Proporción de energía cinética horizontal absorbida por las ruedas en el toque de llanta comparada con la energía total de frenado.
- iii) El efecto de giroscopo generado por la rotación de las ruedas en vuelo afecta la estabilidad del avión.
- iv) Viabilidad de los sistemas de preaceleración existentes.
- v) Los requerimientos básicos para implementar un sistema de preaceleración.

VI.1. DESGASTE

¿Cuál es la proporción de desgaste durante el toque de llanta comparado con el desgaste total por ciclo?

La primera pregunta que debería venir a la mente al analizar la factibilidad de implementar un sistema preacelerador con el fin de reducir el desgaste en las ruedas es ¿qué tan significativo es en realidad el desgaste de los neumáticos al toque de llanta a comparación del desgaste total de la llanta durante todo un ciclo? Y es que al ver un aterrizaje da la impresión, dada la nube de humo que se genera, de que se trata de un desgaste importante, pero una vez aprendido que el toque de llanta no dura más de 0.1 segundos, tal vez no sea representativo.

Un neumático nuevo tiene un dibujo con una profundidad promedio de 10 milímetros. Los manuales de mantenimiento de neumáticos y algunas normas internacionales recomiendan cambiar el neumático cuando dicha profundidad llega a los 2 milímetros. Ahora bien, la vida útil de las llantas de un avión comercial es de 200 ciclos –aunque hay ciertos modelos (Goodyear Flight Custom III, Goodyear Flight

Special II y Michelin Air) que llegan a durar más de 1000 ciclos.¹¹— Así, puede determinarse que el desgaste de la banda de rodaje del neumático por ciclo es de aproximadamente 0.04 mm.

Dado que cuantificar el desgaste resulta muy difícil, debe cuestionarse primero en qué otros momentos del vuelo las llantas se gastan más; una respuesta inmediata es el frenado, dado que durante ese lapso son prácticamente los neumáticos, por medio de fricción, los que realizan el trabajo de detener al avión. Se podría pensar que al despegue, en que la nave va considerablemente más pesada que al aterrizaje, se podrían tener fuertes desgastes, sin embargo, no hay que olvidar que durante esta etapa no hay ningún par siendo ejercido sobre la rueda, por lo que la probabilidad de que haya deslizamiento es muy pequeña. Al frenar, en teoría, la velocidad relativa entre el neumático y la pista es siempre nula gracias a los sistemas de control de deslizamiento, por lo que el desgaste debería ser casi nulo. No obstante, perturbaciones como imperfecciones de la pista, variaciones del coeficiente de fricción, viento, vibraciones estructurales del avión, por ejemplo, pueden provocar pequeños deslizamientos que generen en el neumático daños superficiales que podrían ser considerables.

Control de Deslizamiento

En la actualidad existen dos métodos para controlar al máximo el deslizamiento de los neumáticos con respecto de la pista durante el frenado: frenado por pulsos y sistemas de monitoreo de deslizamiento. Ambos sistemas funcionan prácticamente de la misma forma: en el momento en que detectan un deslizamiento, desactivan los frenos por un periodo corto de tiempo, permitiendo así a la rueda girar libremente. A pesar de ser sistemas efectivos y que controlan al máximo el deslizamiento, tienen un tiempo de respuesta determinado que depende de la rapidez de: detección de la diferencia de velocidades entre la rueda y la pista, cálculo del cambio de velocidad requerido, y activación del sistema. El control más avanzado de deslizamiento tiene una velocidad de respuesta de 0.05 segundos[22].

Como se vio en el primer capítulo, el desgaste en un neumático es proporcional a la fuerza normal, a la velocidad de deslizamiento y a las propiedades de adhesión y deformación del hule, por lo que son base en estas características se compararán los desgastes durante el frenado y el toque de llanta. Con este fin, se calculará el trabajo ejercido por la fricción de deslizamiento durante el lapso de 0.1 segundos para ambos casos, lo cual se logrará conociendo la fricción media y la distancia recorrida durante el toque de llanta. Después se calculará la fricción en diferentes etapas del frenado, y se obtendrá el trabajo realizado por dichas fuerzas en una distancia igual a la del toque. La siguiente tabla ilustra brevemente la metodología de cálculo:

¹¹ Goodyear Newsletter Vol 3. Datos sobre la vida útil de los neumáticos del B747-200.

Tiempo = 0.1 segundos	Toque de Llanta	Frenado
Velocidad de Deslizamiento	$v_d = v_0 \rightarrow v_d = 0$	$v_d \approx 0$
Coefficiente de Fricción	$\mu_d = \mu_{min} \rightarrow \mu_d = \mu_{max}$	$\mu_d = \mu_{max}$
Fuerza Normal	Valor medio $N_r(t = 0 \rightarrow t_r)$	$N(0.5v_0), N(0.25v_0), N(0.1v_0)$

Tabla VI.1-1 Metodología de cálculo de fricción durante el toque de llanta y el frenado

VI.1.1. Toque de Llanta

La forma más sencilla de obtener parámetros reales para estimar el desgaste durante el toque de llanta es calculando el valor medio de la fricción de deslizamiento de varias pruebas realizadas en el reporte técnico 3247 del NACA [27], con cargas de 2,500 libras (11,120.6 N) aplicadas sobre una sola pierna del tren principal y a diferentes velocidades de descenso. De esta forma se tendrá directamente, con la magnitud de dicha fricción media, la contribución del coeficiente de fricción y de la fuerza normal en los casos considerados en la Tabla VI.1-1.

El valor medio de la fricción por deslizamiento de las curvas se obtiene de la siguiente forma:

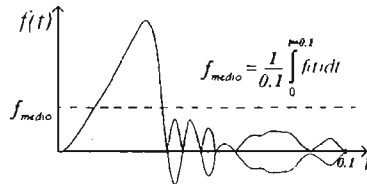


Fig. VI.1-1 Valor medio de fricción por deslizamiento

VI.1.2. Frenado

Se obtendrá el valor de la fricción para tres posibles magnitudes de fuerza normal: al inicio del frenado, es decir, cuando la velocidad es aproximadamente la mitad de la de aterrizaje (recordando que los frenos no se aplican sino hasta que el avión viaja a baja velocidad), a la mitad del frenado (un cuarto de la velocidad de aterrizaje), y casi al final del frenado. El coeficiente de fricción, por tratarse de un deslizamiento mínimo, tiene su valor más alto: 0.7 de acuerdo con la referencia 32 para frenado en asfalto seco.

Resultados

Toque de Llanta	
V_z [m/s]	F_d [N]
0.88	2256.63
0.94	2968.44
0.95	2997.55
2.26	3672.94
2.29	4098.28
2.30	4738.19
2.34	2667.82

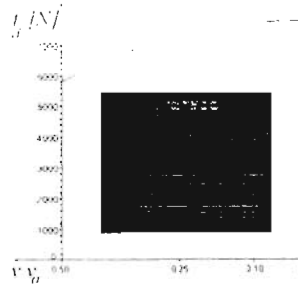


Fig. VI.1-2 Fricción por deslizamiento durante el toque de llanta y el frenado

Como se puede apreciar en los datos anteriores, la fricción durante el frenado es siempre mayor que durante el toque de llanta, desde 23% hasta 244%, por lo que, con que se tenga un deslizamiento de 0.05 segundos cerca de la velocidad final, es suficiente para tener un desgaste mayor durante el frenado, en el caso de haber aterrizado con una velocidad vertical relativamente baja. En el caso extremo de un aterrizaje a alta velocidad vertical y deslizamiento considerable al principio del frenado, se observa que no se necesitan más de dos intervalos de deslizamiento al frenado para tener un desgaste mayor que al toque de llanta.

Ahora bien, tomando cuenta las condiciones de pavimentación en pistas como las del Aeropuerto de la Ciudad de México, en que es las heterogeneidades superficiales en el asfalto son abundantes, no es difícil imaginar que los sistemas de control de deslizamiento sean activados más de una vez durante el frenado de un avión.

Es así que se puede concluir que el desgaste durante el toque de llanta no es significativo a comparación del desgaste que se presenta durante el frenado de la aeronave, y por lo tanto, no es representativo con respecto del desgaste total de la llanta durante todo un ciclo.

VI.2. ENERGÍA

¿Cuál es la proporción de energía cinética horizontal absorbida por las ruedas en el toque de llanta comparada con la energía total de frenado?

La energía necesaria para acelerar las ruedas del avión fue obtenida en el capítulo II (ecuación II.4-3), mientras que la energía que se requiere para frenar el avión por completo es:

$$EC_{TOT} = \frac{1}{2} m_A v_0^2$$

Recordando la expresión correspondiente a la velocidad del avión después del toque de llanta, se puede ver que aparece el un término P , el cual representa el porcentaje de preaceleración de las ruedas. Si las ruedas van detenidas antes del toque, este término es nulo.

$$v_f = v_0 \sqrt{\frac{1 + \Theta_I P^2}{1 + \Theta_I \zeta_r^2}}, \text{ donde } P = \frac{R_n \omega_0}{v_0} \text{ y } \zeta_r = \frac{R_n}{r_{gf}}$$

Sustituyendo estas expresiones en la ecuación II.4-3, se tiene:

$$EC_R = \frac{1}{2} m_A \Theta_I v_0^2 (\zeta_r^2 - P^2)$$

Por otra parte, la energía total a disipar por el avión puede escribirse como:

$$EC_{TOT} = EC_F + EC_R = \left(\frac{EC_F}{EC_{TOT}} + \frac{EC_R}{EC_{TOT}} \right) EC_{TOT} = \left(\frac{\%EC_F}{100} + \frac{\%EC_R}{100} \right) EC_{TOT}$$

Por lo que la proporción de energía ocupada por las ruedas para acelerarse es igual a:

$$\%EC_R = \frac{EC_R}{EC_{TOT}} \times 100 = \Theta_I (\zeta_r^2 - P^2) \times 100$$

Ec. VI.2-1

Se constata de esta ecuación que la proporción de energías depende directamente del momento de inercia de las ruedas.

La relación entre los radios ζ_r , se puede determinar con ayuda los datos que se analizaron en el capítulo III, donde se vio que la máxima deformación del neumático durante el spin-up es de aproximadamente el 20% del radio nominal. Utilizando la fórmula que define el radio efectivo de giro ($C = 3$), se tiene:

$$r_{gf} = R_n \left(1 - \frac{0.2}{3} \right) \Rightarrow \zeta_r = 1.075$$

Recordando que $\Theta_r = 3.8 \times 10^{-3}$,

$$\%EC_R = 0.437 - 0.378P^2$$

Ec. VI.2-2

Para una velocidad angular inicial nula de las ruedas, la energía que estas consumen representa sólo el 0.437% de la energía total por disipar para detener el avión por completo. A primera vista no es fácil determinar si esta absorción de energía es significativa o no, sin embargo, este resultado es mucho más claro de comprender si se analizan los efectos que se tendrían si las ruedas no absorbieran dicha energía, es decir, si fueran preaceleradas.

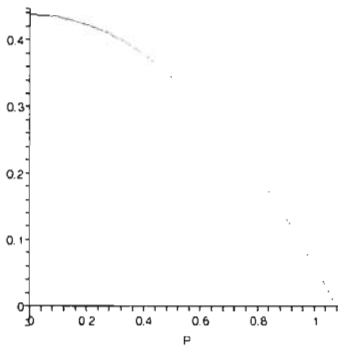


Fig. VI.2-1 Energía necesaria para acelerar las ruedas en función de la preaceleración

Visualizando la expresión de porcentaje de energías en una curva, es fácil entender el efecto que tiene la preaceleración en la absorción de energía por las ruedas. Cabe remarcar que EC_R no es nunca cero, aún así se tenga una preaceleración del 100%; esto está directamente relacionado con el término ζ_r , el cual indica que debido a la deformación de los neumáticos, la velocidad angular de las ruedas será mayor que los que sería sin deformación alguna. Es decir, dado que lo que debe igualar la rueda es su velocidad tangencial a la del avión, si se reduce el radio la velocidad angular aumentará necesariamente. Ahora bien, a pesar de que la gráfica podría dar la impresión de que si se preaceleran al 107% las ruedas estas no absorberían ninguna energía, hay que recordar que las ruedas no tocan el suelo con los neumáticos deformados, por lo que en este caso hipotético, las ruedas se frenarían hasta que su velocidad tangencial fuera igual a la del avión, y después se acelerarían nuevamente. Es decir, esta absorción de energía mínima ($0.059\%EC_{nr}$) no podrá ser evitada.

Se sabe que un cambio en la energía cinética de un cuerpo puede representarse en forma de trabajo, o bien, de una fuerza actuando una longitud determinada. Si se considera que el avión lleva las ruedas preaceleradas, resultará necesario disipar esta energía adicional, ya sea aumentando la fuerza de frenado en una misma longitud de aterrizaje, o bien manteniendo constante su fuerza de frenado y alargando su aterrizaje.

La energía de frenado se expresa como:

$$\frac{\%EC_F}{100} = 1 - \%EC_R = 1 - \Theta_I (\zeta_r^2 - P^2)$$

Considerando que la longitud total de aterrizaje es $\ell_{P=0}$ cuando las ruedas no van preaceleradas, y ℓ_P , en cualquier otro caso. Si se mantiene constante la fuerza de frenado, se puede hacer la siguiente equivalencia:

$$\begin{cases} EC_{FP} = \frac{1 - \Theta_I (\zeta_r^2 - P^2)}{100} EC_{TOT} = F_F \ell_P \\ EC_{FP=0} = \frac{\Theta_I \zeta_r^2}{100} EC_{TOT} = F_F \ell_{P=0} \end{cases}$$

$$\Rightarrow \frac{EC_{FP} - EC_{FP=0}}{EC_{FP=0}} \times 100 = \frac{\ell_P - \ell_{P=0}}{\ell_{P=0}} \times 100 = \frac{1 - \Theta_I (\zeta_r^2 - P^2) - \Theta_I \zeta_r^2}{\Theta_I \zeta_r^2} \times 100$$

Así se obtiene el porcentaje de aumento de longitud del aterrizaje en función de la preaceleración de las ruedas.

$$\boxed{\% \frac{\Delta EC_{FP}}{EC_{FP=0}} = \% \frac{\Delta \ell_P}{\ell_{P=0}} = \Theta_I P^2 \times 100 = 0.38 P^2} \quad \text{Ec. VI.2-3}$$

Esta ecuación establece que el máximo aumento que puede tener el aterrizaje de una avión si se preaceleran sus ruedas depende directamente de su momento de inercia, y es del 0.38%. Esto es, si la nave normalmente aterrizaba en 3000 m, su carrera de aterrizaje será 11.4 metros más larga en caso de preacelerar sus ruedas al 100%.

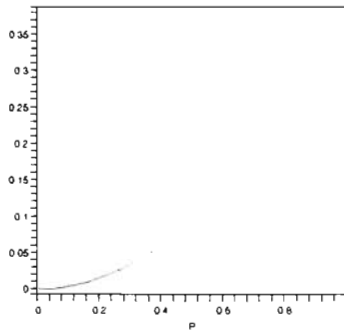


Fig. VI.2-2 Aumento en la longitud del aterrizaje en función de la preaceleración

O bien, visto en forma de energía, si el mismo avión requiera de 92.6 MJ para detenerse llevando las ruedas detenidas al aterrizar, necesitaría ahora 92.9 MJ.

Queda claro, ahora sí, que la energía utilizada por las ruedas para acelerarse no es significativa con respecto de la energía total necesaria para frenar al avión.

VI.3. GIRÓSCOPO

¿Cuál es la magnitud del efecto de giroscopo generado por la rotación de las ruedas en vuelo afecta la estabilidad del avión?

En el capítulo II se estableció la ecuación II.5-1 que determina la velocidad de precesión de un avión con tren triciclo, dos ruedas por pierna, debida a la rotación de las ruedas y a la presencia de un torque externo en los ejes X o Z.

Para poder tener valores tangibles como resultado a esta ecuación, se considerará un avión de 40 metros de longitud, 2.5 metros de radio. De esta forma, los momentos de inercia rotacional del avión con respecto de los ejes X y Z, respectivamente, son:

$$I_{A_{xx}} = 3.125m_A$$

$$I_{A_{zz}} = 4.896m_A$$

Recordando ahora los valores de los dos momentos de inercia rotacional de las ruedas:

$$I_{Ryy} = 1.9 \times 10^{-3} m_A R_n^2$$

$$I_{Rzz} = 2.54 \times 10^{-3} m_A R_n^2$$

Por último, se estimará una velocidad angular $\omega_r = 100 \left[\frac{rad}{s} \right]$, que corresponde a una prerotación del 80% (el mejor resultado de Schippel) para una velocidad de aterrizaje cercana a los 230 km/h, una masa del avión de 60,000 kilogramos.

Ahora sí, sustituyendo valores en la ecuación II.5-1, las de velocidades de precesión en el avión, en la presencia de torques en la dirección X y Z, respectivamente, es:

$$\tau_x : \quad \omega_{Af} = \frac{I_{Rzz}}{I_{Axx}} \frac{\tau_x}{I_{Ryy} \omega_R} = \frac{2.54 \times 10^{-3} m_A R_n^2}{3.125(60000)} \frac{\tau_x}{1.9 \times 10^{-3} m_A R_n^2 (100)} = 7.130 \times 10^{-8} \tau_x$$

$$\tau_z : \quad \omega_{Af} = \frac{I_{Rzz}}{I_{Azz}} \frac{\tau_z}{I_{Ryy} \omega_R} = \frac{2.54 \times 10^{-3} m_A R_n^2}{4.896(60000)} \frac{\tau_z}{1.9 \times 10^{-3} m_A R_n^2 (100)} = 4.551 \times 10^{-8} \tau_z$$

Se puede ver, primeramente, que el torque sobre el eje Z provocará una velocidad de precesión mayor sobre el avión que uno igual sobre el eje X.

Para comprender el significado de los resultados anteriores, se considerarán los datos del avión presentados en el capítulo III, en la sección correspondiente a las mediciones por instrumentación. De los datos de actitud de alabeo, es posible calcular la máxima aceleración angular sufrida por la nave en los segundos previos al aterrizaje. Conociendo dicha magnitudes, es sencillo estimar el torque necesario para rotar al avión sobre el eje X:

$$\tau_x = I_{Axx} \alpha_x$$

$$\alpha_x = 0.738 \left[\frac{rad}{s^2} \right] \Rightarrow \tau_x = 3.125(60000)(0.738) = 134,426.43 [Nm]$$

$$\Rightarrow \omega_{Af} = 9.585 \times 10^{-3} \left[\frac{rad}{s} \right] = 0.549 \left[\frac{^\circ}{s} \right]$$

Para una máxima aceleración angular de alabeo ($42.3^\circ/s^2$, registro 2), la velocidad de precesión de guiñada por efecto de la rotación de las ruedas es de medio grado por segundo. Se trata de un movimiento mínimo, considerando la capacidad de corrección de actitud del avión.

En el caso de un torque de igual magnitud sobre el eje Z, se obtendría una velocidad angular $\omega_{Af} = 0.350 \left[\frac{^\circ}{s} \right]$. No sólo se trata de una precesión menor, sino que los movimientos de guiñada del avión

son considerablemente menores que los de alabeo, por lo que los torques nunca alcanzarán la magnitud estimada.

Los cálculos anteriores dejan claro que las perturbaciones a la estabilidad de un avión en vuelo ocasionadas por efecto de giróscopo generado por la rotación de las ruedas en vuelo afecta mínimamente la estabilidad del avión en el caso de aplicarse un par sobre el eje X, y es insignificante al aplicarse un par sobre el eje Z.

VI.4. VIABILIDAD DE SISTEMAS PREACELERADORES Y SEGURIDAD EN VUELO

¿Qué tan viables son los sistemas de preaceleración existentes?

Como ya se vio, existen muchos diseños de sistemas de prerotación de ruedas de aviación. Se trata de una amplia gama de inventos, de acuerdo con su adaptabilidad al tren de aterrizaje y su funcionalidad, sin embargo, como se observará, la mayoría de las propuestas tiende a ser poco viable, aparatosa, costosa, o simplemente irreal.

A continuación se analizarán las principales ventajas y desventajas de cada uno de los diferentes tipos de sistemas preaceleradores registrados, tomando como base la clasificación de acuerdo con la adaptabilidad del sistema. Además, se estudiarán brevemente las consecuencias más graves en caso de falla de alguno de estos aparatos. Cabe mencionar que, salvo raros casos, las patentes no especifican muchos de los materiales necesarios para la construcción de los sistemas, ni sus dimensiones, por lo que no es posible determinar las propiedades mecánicas y de resistencia de sus elementos.

a. Sistemas integrados al neumático

El tener los álabes adheridos al neumático presenta ciertas ventajas, sobre todo en cuanto a ligereza y sencillez. El hecho de no necesitar una estructura adicional para sostener los álabes reduce notablemente el peso del sistema. Adicionalmente, la adhesión no permite que el sistema sea accionado por algún dispositivo mecánico o eléctrico, resultando mecanismos de pocas partes, y reduciendo así la complejidad de los diseños.

Por otra parte, las desventajas de estos sistemas son abundantes, destacando los aspectos de fabricación, mantenimiento y seguridad. La gran mayoría de las patentes propone que los álabes formen parte de la llanta misma, desde su fabricación, sin embargo, para poder lograr esto sería necesario

modificar gran parte del proceso de diseño y de manufactura del neumático, lo cual se traduce en altos costos para la empresa productora. Se recuerda, además, que en el artículo de Schippel analizado en el capítulo anterior se mencionan los problemas de desgarramiento de los flancos causados por aletas adheridas con cemento. El único diseño que plantea unir los álabes a la llanta una vez que ésta ya fue fabricada, además del mencionado por Schippel, propone fijarlos por medio de tornillos y tuercas a la superficie del neumático, solución que si bien reduce las complicaciones en cuanto a manufactura, puede ser inmediatamente descartada por aspectos de seguridad: El perforar un neumático lo haría perder gran parte de sus propiedades de resistencia e impermeabilidad y crearía puntos críticos de concentración de esfuerzos.

Actualmente, el mantenimiento de cada neumático se resume en revisar la presión de inflado y las buenas condiciones físicas de los flancos y la banda de rodadura, sin embargo, si a la llanta se añadieran álabes – cuya forma se presenta muy favorable a la acumulación de residuos –, sería necesario revisar, reparar y limpiar cada uno de los compartimientos de todos los neumáticos del avión, antes de cada despegue. Esto, lógicamente, se traduce en costos adicionales, lleva además a pensar en el factor de seguridad al aterrizaje. El tener las ruedas del avión girando libremente – y siendo aceleradas independientemente – presenta de por sí un factor de preocupación, dado que resultaría ser más peligroso aterrizar con cada rueda girando a una velocidad angular diferente, que hacerlo con ambas ruedas detenidas. Ahora, el tener un álabe sucio o roto tendría como efecto directo una aceleración menor en la rueda, provocando velocidades angulares con mayor diferencia en cada neumático, generando un efecto definitivamente indeseable. Y ni hablar de aquellos inventos que proponen incluir los álabes como parte del dibujo de la banda de rodaje, los cuales no sólo estarían sometidos a un desgaste continuo y devastador debido al rodaje, sino que eliminarían las propiedades de evacuación de agua para las cuales fueron diseñadas dichas ranuras.

b. Sistemas adaptados a la rueda

Dentro de las ventajas de los sistemas adaptados a la rueda se encuentran la sencillez en el diseño, la facilidad de reemplazo, y un mantenimiento independiente al del avión mismo. De forma similar a los sistemas integrados al neumático, el hecho de tener un dispositivo removible restringe el grado de complejidad del mismo, por lo que los sistemas adaptados a la rueda suelen ser de diseños sencillos, de pocas piezas, reduciendo así los costos de manufactura. Dentro de la gama de dispositivos que se propone, la mayoría es fijada a la masa por medio de tornillos, o bien asegurada por grapas colocadas entre la masa y el neumático, en la zona del talón. Lo anterior facilita enormemente el reemplazo del sistema, muchas veces sin tener siquiera la necesidad de retirar la llanta de su tren de aterrizaje. Los dos factores anteriores, sencillez en el diseño y facilidad de reemplazo, permiten que el proceso de mantenimiento de estos sistemas sea ágil e independiente al del avión mismo. La sencillez de un sistema de turbina estática permite que la limpieza sea tan simple y breve, como usar un chorro de agua

y un paño; por otra parte, a pesar de que las turbinas dinámicas requieren un lubricado y una revisión álabe por álabe para asegurar su correcto funcionamiento, la facilidad de reemplazo de estos sistemas hace que el proceso de mantenimiento del avión resulte ser independiente al de los preaceleradores. Claramente, esto permite garantizar de forma simple la utilización de un sistema preacelerador en buenas condiciones para cada ciclo de vuelo.

Las desventajas de los sistemas adaptados a la rueda se refieren, en el caso de las turbinas dinámicas, al control de despliegue de sus álabes, y a la resistencia mecánica y lubricación de las sujeciones de los mismos. Las altas fuerzas de arrastre a las que son sometidos los álabes de las turbinas pueden causar fallas por fatiga, y en el caso de las turbinas dinámicas, en que los álabes son móviles y van sujetos sobre pocos puntos, el riesgo de perder uno es mucho mayor. Finalmente, es importante considerar que los álabes de una turbina dinámica deben tener una buena movilidad para garantizar el buen funcionamiento del sistema, por lo que se requiere algún tipo de lubricación en las sujeciones. El tener cualquier tipo de aceite o grasa tan cerca del neumático resulta ser muy peligroso, porque se sabe que la presencia de cualquier lubricante en la banda de rodadura al momento de aterrizar podría resultar en un grave accidente.

c. Sistemas adaptados al tren de aterrizaje

El hecho de que la implementación de este tipo de sistemas involucre modificaciones al tren de aterrizaje conlleva a un rediseño de los elementos alterados – aspecto no cubierto por las patentes –, por lo que el análisis de su viabilidad es un tanto más complejo. Aún así, algunos de sus pros y contras son fácilmente distinguibles, y permiten hacer una selección rápida de posibles candidatos.

La principal ventaja de los sistemas adaptados al tren de aterrizaje es que ofrece una gama de acciones, sobre todo de monitoreo y control de la velocidad angular de las ruedas, que los otros dos tipos de preaceleradores, por su simplicidad, no permitan. Muchos de estos sistemas ofrecen la posibilidad de monitorear y regular, desde cabina, la velocidad angular de cada rueda del tren por medio de la extensión de los álabes.

VI.5. IMPLEMENTACIÓN

¿Cuáles son los requerimientos básicos para implementar un sistema de preaceleración?

La implementación de un sistema preacelerador, además de asegurar que es resistente, ligero, sencillo y económico, debe cumplir con ciertos requerimientos básicos referentes a seguridad aérea:

Diseño del avión

- Será necesario reforzar las partes del fuselaje donde hubiera la posibilidad de sufrir un impacto.
- Habrá que asegurar que el arrastre adicional que generen los sistemas activados por fuerza aerodinámica no modifiquen los límites de resistencia de la estructura que sostiene al tren de aterrizaje, y si lo hacen, será necesario rediseñar este último.
- Debe ser un sistema fácilmente reemplazable, de forma que su falla no retarde los horarios de vuelo.

Seguridad Aeroportuaria

- Deberá garantizarse que las pistas de despegue y aterrizaje sean inspeccionadas después de cada despegue y aterrizaje, para asegurar que no se desprendieron partes del sistema preacelerador del avión anterior.

Seguridad en vuelo

Deberá garantizarse:

- Que las ruedas estén completamente detenidas al momento de la reetracción del tren de aterrizaje. Hay que tener presente que si se trata de un sistema que no cuente con un control de retracción, las aspas actuarán con la misma efectividad al despegue que al aterrizaje.
- Que el sistema garantice la no obstrucción del cierre (ni la apertura) del compartimiento del tren de aterrizaje.
- Que el sistema no actúe hasta que el tren esté completamente extendido.
- Que todas las ruedas del tren principal, al toque de llanta, tengan exactamente la misma velocidad angular.
- Que el aparato no complique de ninguna forma cualquier maniobra de emergencia al despegue o aterrizaje del avión.

Mantenimiento

Deberá asegurarse, para cada vuelo:

- Que las aspas estén libres de residuos, dado que cualquier variación en su forma o área efectiva resultará en un funcionamiento disparejo con respecto de los sistemas de las otras ruedas.
- Que cada una de las aspas funcione correctamente, en caso de ser móviles, y de los motores, en caso de ser sistemas compuestos (toberas impulsoras, y activación por fuerza mecánica). Este punto incluye la lubricación y el mantenimiento que requiera cualquiera de estos sistemas.

Son dos los principales factores de preocupación en cuanto a la implementación de preaceleradores en las ruedas de los aviones que merecen un poco más de análisis: el control de la velocidad angular de las ruedas y las condiciones de falla de los sistemas.

La gran mayoría de los sistemas activados por fuerza aerodinámica ocupa como fuente de esta fuerza al viento relativo al avión. Es necesario, si piensa implementarse un aparato de este tipo, considerar el caso en que la velocidad del viento sea contraria y mayor a la velocidad real del avión, ya que, si no se cuenta con algún sistema que regule el giro de las ruedas, estas podrían tener una velocidad tangencial mayor a la del avión al momento del toque de llanta, poniendo en juego la estabilidad del avión. Ahora bien, como se analizó en el capítulo III, muchos aviones miden su velocidad comparándola con la del aire, y los valores entregados por este aparato pueden ser, en algunos casos, considerablemente diferentes a la velocidad del suelo. Esta discrepancia en los datos tal vez no sea actualmente causa de complicaciones mayores, sin embargo, si se está considerando preacelerar las ruedas y controlar dicha velocidad de alguna forma, se recaería en el caso recién mencionado si el avión utilizara los datos de velocidad del aire para regular el giro de sus ruedas.

Adicionalmente, el hecho de que cada una de las ruedas sea impulsada de forma individual, implica que cada una pueda tener una velocidad de giro diferente a la otra, lo cual podría fácilmente resultar en una pérdida de control de la aeronave al aterrizaje. Casi ninguno de los diseños patentados ofrece una solución concreta a este problema, y las presentadas son en verdad muy arcaicas (el piloto controlando a mano con una palanca la activación del sistema preacelerador [148]). Si bien no sería muy complicado asegurar la uniformidad en el giro de las ruedas de una misma pierna, resultaría prácticamente imposible el hacerlo con todas las ruedas del tren principal, dado que la mayoría de los sistemas propuestos no están conectados a ningún tipo de instrumentación. Los sistemas de control de deslizamiento cuentan actualmente con un tacómetro en cada una de las ruedas, el cual, dada la imperativa necesidad de reducir al máximo el deslizamiento durante el frenado del avión, permite regular la presión en las pastillas de los frenos y, de cierta forma, la rotación de las ruedas. Se podría pensar en utilizar las mediciones de estos sistemas para controlar la velocidad angular de las ruedas antes del toque de llanta, sin embargo se trata en su mayoría de instalaciones independientes dentro del avión por lo que el compartir cualquier elemento de este tipo de sistemas de control requeriría la participación de la empresa productora dentro del proceso de diseño de los preaceleradores, complicando a sobremanera la implementación de estos aparatos.

Por otra parte, se encuentra el factor seguridad correspondiente a las condiciones de falla de los sistemas preaceleradores y los riesgos que implica el impacto en el fuselaje o las turbinas de propulsión de un objeto volador (aspas) a altas velocidades. Muchos de las patentes proponen espas móviles, y casi ninguna especifica los medios de sujeción de éstos al cuerpo principal del sistema. Además, si bien muchas veces las patentes no especifican el tipo de material a utilizar para construir los sistemas, queda

claro que debe de ser un material resistente como metal o algún polímero, y si son elementos que soportan todo tipo de cargas, seguramente resistirán cualquier tipo de impacto.

El simple girar de las ruedas con el aire fluyendo en un solo sentido y a altas velocidades genera esfuerzos de fatiga sobre las sujeciones de las aspas, y mientras menos aerodinámicas estas sean, el momento sobre el punto de apoyo será mayor. Las aspas de tipo cuchara son el ejemplo más extremo, en que su coeficiente de arrastre por presión es notablemente mayor que el de un álabe, por lo que la probabilidad de falla en este tipo de mecanismos es mayor que en el resto. Si se trata de álabes fijos es muy posible que el área de unión al soporte principal sea suficiente como para soportar los esfuerzos requeridos. Al tener álabes móviles no sólo se tienen mayores arrastres (el propósito de abrirlos) y por lo tanto mayores esfuerzos de sujeción, sino que adicionalmente el abrir y cerrar sin ningún tipo de sistema amortiguador genera cargas de impacto que acortarán la vida del sistema. El gran temor de perder una pieza durante el vuelo es bien justificado, no hay que olvidar que el Concorde falló debido objetos tirados en la pista que reventaron los neumáticos.

Ante todos estos requerimientos, las patentes más viables, por su simplicidad, fácil manufactura y seguridad, son las correspondientes a sistemas preaceleradores activados por fuerza aerodinámica de álabes fijos, del tipo turbina. También podría considerarse algún sistema de aletas adheridas a los flancos de los neumáticos dado que son extremadamente ligeros (aumentan menos de 2 kg al peso del neumático, según Schippel), asegurando que no generara ningún tipo de desgarre a su desprendimiento. La gran ventaja es que estos sistemas ya fueron probados, estudiados, y funcionaron.

Las observaciones anteriores requerirían ser respaldadas por un estudio detallado de la relación costo-beneficio de los sistemas, incluyendo el factor seguridad, tanto para las líneas aéreas como para los aeropuertos.

En conclusión, los riesgos que presenta la implementación de un sistema preacelerador de ruedas de avión son muy altos, sin embargo, es posible rescatar escasos diseños viables para su implementación en un avión comercial.

CONCLUSIONES

A lo largo de cinco capítulos se presentó, de acuerdo con los objetivos de esta tesis, un análisis completo del comportamiento dinámico de un avión durante el toque de llanta, de los efectos de desgaste que esta etapa del aterrizaje tiene en los neumáticos de la aeronave, y de la posibilidad de preacelerar sus ruedas con el fin de reducir dicho desgaste.

Se realizó el modelado matemático del sistema suspensión-neumático obteniéndose una expresión para la reacción normal que ejerce la pista sobre el avión al momento del toque de llanta, que permitió conocer el comportamiento cinemático del avión y de sus ruedas durante esta etapa. Los resultados obtenidos para la carga normal se asemejan notablemente a curvas experimentales presentadas por la literatura. El modelo puede ser mejorado si se analiza al neumático como un sistema de suspensión-resorte, y si se consideran las propiedades termodinámicas de la suspensión oleoneumática.

Se obtuvieron datos reales relativos al aterrizaje de aviones por dos métodos diferentes: gracias a las mediciones de instrumentación de la computadora de vuelo de varias aeronaves, y por medio de medición experimental. Con los primeros datos fue posible analizar el comportamiento global del avión (velocidades, aceleraciones, actitudes, y activación de mecanismos de frenado), y comprender el funcionamiento de sus sistemas unos segundos antes y después del aterrizaje. Adicionalmente, estos registros permitieron conocer valores reales de ciertas variables de las cuales depende el aterrizaje.

Por otra parte, se realizaron mediciones experimentales en el Aeropuerto Internacional de la Ciudad de México, en las cuales se obtuvieron los valores de velocidad horizontal de trece aviones a lo largo de su aterrizaje, con el fin de detectar los cambios en su velocidad a causa del toque de llanta. El método utilizado consistió en filmar las aeronaves, y después analizar las imágenes y el desplazamiento de los aviones entre cada cuadro de forma gráfica. Los resultados obtenidos se ajustaron a un modelo matemático obtenido un capítulo antes, mas la incertidumbre de los datos no permitió detectar cambios significativos en la velocidad de los aviones. El método podría ser mejorado disminuyendo la distancia de medición y utilizando una cámara de video de alta resolución.

Posteriormente, se dio una introducción a los sistemas preaceleradores de ruedas de aviación con base en las patentes existentes y la literatura disponible. Se presentaron dos posibles clasificaciones para dichos aparatos, de acuerdo con su funcionamiento y su adaptabilidad al tren del aterrizaje. Adicionalmente se estableció el estado del arte referente a investigación e implementación de estos sistemas.

Con base en los cuatro capítulos anteriores se analizó la posibilidad de preacelerar las ruedas de los aviones. Se demostró que el desgaste de los neumáticos no es tan significativo durante el toque de llanta como lo es durante los periodos de deslizamiento del neumático al momento del frenado del avión. Asimismo se encontró que la energía absorbida por las ruedas al acelerarse no es representativa con respecto de la energía total necesaria para frenar el avión, lo cual permitiría preacelerar las ruedas sin mayores consecuencias en la longitud del aterrizaje o el trabajo realizado por los frenos. Se calcularon las consecuencias por efecto de giróscopo en la estabilidad del avión debidas de la prerotación de las ruedas, comprobándose que estas son mínimas, incluso durante maniobras extremas de giro. Finalmente, se desarrolló un análisis crítico de la viabilidad de los sistemas preaceleradores de ruedas, destacándose los tipos de aparatos que podrían ser utilizados sin alterar considerablemente las condiciones de seguridad de vuelo de la nave.

En conclusión, la preaceleración de las ruedas de aviación no parece ser una solución viable para reducir el desgaste total de los neumáticos de un avión, dado que el desgaste no es significativo durante dicha etapa, y la implementación de un sistema de prerotación implicaría una disminución de la seguridad en vuelo y costos adicionales que podrían resultar ser mayores que el beneficio esperado. El mantener las pistas de aterrizaje limpias y en buenas condiciones, los neumáticos inflados correctamente, y aterrizando los aviones con velocidades verticales pequeñas resultarían más efectivos en la extensión de la vida útil de los neumáticos que un aterrizaje con las ruedas pregiradas.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS Y PATENTES

1. Carmona, Anibal I., *Aerodinámica y Actuaciones del Avión*, 9ª Ed. corregida y aumentada, Madrid, Paraninfo, 1996.
2. Chai y Mason, *Landing Gear Integration In Aircraft Conceptual Design*, Versión Revisada, Virginia, Virginia Polytechnic Institute and State University, 1997.
3. Clark, Samuel K., *Heat Generation in Aircraft Tires under Free Rolling Conditions*, Contractor Report 3629, Michigan, 1982.
4. Conway, H. G., *Landing Gear Design*, Londres, Chapman & Hall, 1958.
5. Currey, Norman S., *Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices*, Washington D.C., AIAA Education Series, 1998.
6. Daugherty, Robert H., *A Study of the Mechanical Properties of Modern Radial Aircraft Tires*, Technical Memorandum 212415, Virginia, National Air and Space Administration, 2003.
7. Dixon, John C., *Tires, Suspension and Handling*, Pensilvania, Society of Automotive Engineers, 1996.
8. Fishbane, Paul M., *Physics for Scientists and Engineers*, 2a ed., Nueva Jersey, Prentice Hall, 1996.
9. Flight Safety Foundation, "Managing Aircraft-tire Wear and Damage Requires Adherence to Removal Limits," *Aviation Mechanics Bulletin*, Vol. 47, No. 3, pp. 1-12, 1999.
10. Gallagher, Gerald, *Fixed Wing Performance*, Naval Test Pilot School Flight Test Manual, EUA; United States Navy, 1992.
11. Ghiringhelli, Gian L., "Analysis of Landing Gear Behaviour for Trainer Aircraft," Artículo Presentado en la 15th European ADAMS Users' Conference, Roma, Italia, 2000.
12. Gillespie, Thomas D., *Fundamentals of Vehicle Dynamics*, Pensilvania, Society of Automotive Engineers, 1992.
13. Horne, Walter B., *Static Force-Deflection Characteristics of Six Aircraft Tires Under Combined Loading*, Technical Note 2926, Virginia, National Advisory Committee for Aeronautics, 1953.
14. Hydro-Aire Inc., *Antiskid Tutorial*, www.hydroaire.com, 2002.
15. Hydro-Aire Inc., *The Impact of Brake Control Systems on Tire Wear*, www.hydroaire.com.
16. Kuhr, Julie H., "Use of Advanced Characterization Techniques to Investigate the Tire Wear Behavior of Isobutylene-Based Sectional Retreads," Artículo Presentado en la reunión de la Rubber Division, American Chemical Society, Savannah, Georgia, 29 abril al 1 mayo, 2002.
17. Mason, Angela J., *Quasi-Static Viscoelasticity Loading Measurements of an Aircraft Tire*, Technical Memorandum 4779, Virginia, National Air and Space Administration, 1997.
18. Milliken, William F., *Race Car Vehicle Dynamics*, Pensilvania, Society of Automotive Engineers, 1995.
19. Oñate, Antonio E., *Conocimientos del Avión*, Madrid, Paraninfo, 1997.
20. Sawyer, Richard H., *Vertical and Drag Ground Reaction Forces Developed in Landing Impacts of a Large Airplane*, Research Memorandum L55E12c, Virginia, National Advisory Committee for Aeronautics, 1955.

21. Schallamach A., "On the Abrasion of Rubber," *Proc. Phys. Soc. B*, Vol. 67, pp. 883-881, 1954.
22. Schippel, Henry F., "Prerotation of Landing Gear Wheels," *SAE Journal (Transactions)*, Vol. 52, No. 10, Octubre 1944, pp. 486-491.
23. Scientific Committee on Toxicity, Ecotoxicity and the Environment, "Questions to the CSTEE relating to scientific evidence of risk to health and the environment from polycyclic aromatic hydrocarbons in extender oils and tyres," 40a Reunión Plenaria, 12-13 noviembre 2003.
24. Shahin, Mohamed Y., *Pavement Management for Airports, Roads and Parking Lots*, Nueva York, Chapman and Hall, 1994,
25. Smiley, Robert F., *Vertical Force-Deflection Characteristics of a Pair of 56-inch-Diameter Aircraft Tires From Static and Drop Tests With and Without Prerotation*, Technical Note 3909, Virginia, National Advisory Committee for Aeronautics, 1957.
26. Szczepaniak, Cezary, *Fundamentos de Diseño del Automóvil*, México D.F.,
27. Theisen, Jerome G., *An Evaluation of an Accelerometer Method for Obtaining Landing-Gear Drag Loads*, Technical Note 3247, Virginia, National Advisory Committee for Aeronautics, 1954.
28. Vermeulen, H., "Exposure related mutagens in urine of rubber workers associated with inhalable particulate and dermal exposure," *Occupational Environmental Medicine*, Vol. 60, pp. 97-103, 2003.
29. Walls, James H., *An Experimental Study of Orifice Coefficients, Internal Strut Pressures, and Loads on a Small Oleo-Pneumatic Shock Strut*, Technical Note 3426, Virginia, National Advisory Committee for Aeronautics, 1955.
30. Westfall, John R., *Measurements of Landing-Gear Forces and Horizontal-Tail Loads in Landing Tests of a Large Bomber-Type Airplane*, Technical Note 1140, Virginia, National Advisory Committee for Aeronautics, 1946.
31. Yadav y Singh, "Landing Response of Aircraft With Optimal Anti-Skid Braking," *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 181, No. 3, pp. 401-146, 1995.
32. "Part 25—Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes," *Code of Federal Regulations, Title 14 Aeronautics and Space*, EUA.
33. *Technical Standard Order: c62d, Tires*, Federal Aviation Administration, EUA; 1990.
34. *Aircraft Tire Engineering Data*, Michelin Aircraft Tire.
35. *Aircraft Tire Care and Maintenance*, Ohio, The Goodyear Tire & Rubber Company.
36. *Aircraft Tire Data Book*, Ohio, The Goodyear Tire & Rubber Company, 2002.
37. *Airport Pavement Evaluation - Surface Friction*, AK-68-35-000, Transport Canada, Canadá, 1984.
38. *Runway Rubber Removal Requirements Study*, AK-67-09-370, Transport Canada, Canadá, 1989.
39. *Evaluation of Runway Pavement Skid Resistance (Friction)*,
www.tc.gc.ca/CivilAviation/International/Technical/Pavement/evaluation/menu.htm (última actualización: 2 de diciembre 2004), Transport Canada, Canadá.
40. *Investigation of Friction Standards for Wet Runway Pavements*, 4793 FR, Canadá, Fleet Technology Limited, 1998.

REF	CLAVE		PUBLICACIÓN	INVENTOR	TÍTULO	FZA	CLAS	ADAP	COMENTARIOS
101	US	1,833,019	24-nov-31	Faucher	Airplane Tire	A	im	I	cucharas
102	US	1,834,427	01-dic-31	Schumacher	Aeroplane Landing Gear	AM	im act	I + AA	álabes integrados + sist de activación de yoyo, cuerda jalada por piloto
103	DE	629,789	01-abr-36	Achilles		A	d-t	AA	EN ALEMÁN
104	US	2,305,237	15-dic-42	Carpenter	Airplane Landing Wheel	A	im	AR	plato con cucharas amarrado con correos (t)
105	GB	650,101	23-dic-42	Wright, Dunlop	Improvements Relating to Wheeled Landing Equipment for Aircraft	M	ce	AA	zapato
106	US	2,312,159	23-feb-43	Gulotta	Rotating Device for Aircraft Wheels	A	im	AR	plato con paletas
107	US	2,312,159	23-feb-43	Gulotta	Rotating Device for Aircraft Wheels	A	im	I	paletas integradas
108	GB	552,266	30-mar-43	Bendix Aviation Corp	Improvements in or Relating to Aircraft Landing Gear	M	mot	AA	motor eléctrico y clutch hidráulica para preaceleración y frenado
109	GB	556,068	20-sep-43	Williams	Improvements in the Construction of Aeroplane Landing Wheels and their Tyres	A	m	AA	paletas móviles
110	US	2,333,191	02-nov-43	Milton	Automatic Airplane Wheel Rotator	A	m act	AR	resortes que van abriendo abajo y cerrando arriba
111	US	2,333,447	02-nov-43	Schippel	Landing Wheel for Aircraft	A	m	I	altes flexibles
112	GB	562,651	11-jul-44	Clark	Improvements in or Relating to Aircraft Landing Gear	A	m	I	aspas integradas al neumático y activadas mecánicamente (!)
113	US	2,377,638	05-jun-45	Lueck	Aircraft Landing Wheel Turbine	A	m	I	aleta móviles pegadas o integradas a flancos
114	US	2,377,638	05-jun-45	Lueck	Aircraft Landing Wheel Turbine	A	m	I	aleta móviles pegadas a las cuencas de banda de rodaje
115	US	2,383,662	26-ago-45	McClaskey	Airplane Tire Construction	A	im	I	cucharas atornilladas a la rueda
116	US	2,389,525	20-nov-45	Manheim	Wheel Mounting for Aircraft	A	d-t	I + AA	álabes integrados inmoviles + difusor
117	US	2,397,319	26-mar-46	Johnson	Airplane Wheel Spinner	A	m	A	paletas que se abren y cierran
118	FR	909,090	29-abr-46	Chanard	Perfectionnement Apporté aux Trains d'Atterissage des Avions	A	im	I'	medios conos integrados
119	US	2,403,309	02-jul-46	Smith	Tire for Airplane Wheels	A	im	I	álabes integrados a flancos y banda de rodaje
120	FR	912,802A	14-ago-46	BBC Brown Boveri & Cie	Dispositif d'entraînement destiné à lancer les roues d'un avion avant l'atterissage	M	b + mecs	AA	bomba hidráulica + sistema de mecanismos
121	FR	912,891	22-ago-46	Wrangell	Lanceur de Roues d'Atterissage	A	mot	AA	motor eléctrico, hidráulico o neumático, con o sin sistema de almacenamiento de energía por inercia
122	FR	912,891	22-ago-46	Wrangell	Lanceur de Roues d'Atterissage	A	ce	AA	cuatro toberas externas con aire comprimido
123	FR	912,891	22-ago-46	Wrangell	Lanceur de Roues d'Atterissage	A	im	AR	plato con cucharas
124	FR	912,891	22-ago-46	Wrangell	Lanceur de Roues d'Atterissage	A	d-t	AA	funda-difusor con turbina
125	US	2,408,963	08-oct-46	Westcamp	Aircraft Landing Wheel Rotator	A	im	AR	turbina con paletas
126	US	2,410,825	05-nov-46	Branner	Landing Gear for Aircraft	A	im	AR	plato con turbina fija

127	US	2,412,033	03-dic-46	Crosby	Tire Prerotating Device	A	im	I	aletas fijas
128	US	2,412,033	03-dic-46	Crosby	Tire Prerotating Device	A	m	I	aletas como bolsitas de papel
129	US	2,412,033	03-dic-46	Crosby	Tire Prerotating Device	A	m	I	aletas como lantejuelas en abanico retractiles, cada aleta con un abanico
130	US	2,412,406	10-dic-46	Kerezi	Aircraft Landing Wheel	A	m	AR	paletas retractiles, activación con palanquitas y resortiros
131	GB	584,638	20-ene-47	Kendrick	Airplane Landing Gear	A	d-t	AR	varias toberas
132	US	2,414,849	28-ene-47	Beazley	Aircraft Wheel Spinner and Control	A	t-t	AA	tobera + bolsitas
133	GB	587,995	12-may-47	Dever	Electric Motor Driven Landing Wheel for Airplanes	M	mot	AA	motor eléctrico con rueditas que impulsan la masa
134	GB	588,959	06-jun-47	Wingfoot Corp	Prerotation Airplane Tire and Method of Making it	A	m	I	aletas flexibles atornilladas (!)
135	US	2,424,941	29-jul-47	Musser	Wheel Gear	A	im	AA	turbina con media cubierta
136	US	2,435,459	03-feb-48	Oden	Airplane Landing Gear	A	m	AR	plato con palatas, cadenita al borde
137	US	2,435,459	03-feb-48	Oden	Airplane Landing Gear	A	m	AR	plato con aletas flexibles cónicas
138	US	2,435,459	03-feb-48	Oden	Airplane Landing Gear	A	m	I	conitos flexibles
139	US	2,435,459	03-feb-48	Oden	Airplane Landing Gear	A	im	I	dibujo diagonal que funciona como turbina
140	GB	603,791	23-jun-48	St Johns Ind Company Ltd	Landing Wheel Driving Means	A	d-t	AA	motor hidráulico con cubierta, aspas dentro de la cámara de flujo
141	US	2,457,897	04-ene-49	Hull	Tire and Attachable Vane Therefor	A	m	I	BF Goodrich
142	US	2,466,566	05-abr-49	Bean	Aircraft Landing Wheel Rotating Means	A	t-t	AA	compresor de aire externo + turbina
143	US	2,460,651	30-ago-49	Hawkins	Airplane Wheel Accelerato and Braking Device	A	d-t	AA	compresor de aire + álabes
144	FR	1,015,091	27-ago-52	Boyer	Dispositif Réduisant l'Usure des Pneumatiques d'Avions	A	im	I	álabes en flancos
145	FR	1,015,091	27-ago-52	Boyer	Dispositif Réduisant l'Usure des Pneumatiques d'Avions	A	im	I	álabes en banda de rodaje
146	FR	1,015,091	27-ago-52	Boyer	Dispositif Réduisant l'Usure des Pneumatiques d'Avions	A	im	AR	plato con álabes
147	FR	1,015,091	27-ago-52	Boyer	Dispositif Réduisant l'Usure des Pneumatiques d'Avions	A	im	AR	turbina interna
148	GB	695,419A	12-ago-53	Cie Générale Pour L'équipement	Apparatus for Rotating the Wheels of an Aircraft Before Landing	A	im int	AA	tren de aterrizaje que gira sus llantas
149	US	2,665,087	05-ene-54	Clover	Landing Wheel Strcture for Aircraft	A	d-t	AA	difusor turbina con paletas internas
150	US	2,666,604	19-ene-54	Davis	Retractable Wind Scoop	A	m	AR	plato con cucharas, son retractiles pa guardarse, varios modelos
151	US	2,666,604	19-ene-54	Davis	Retractable Wind Scoop	A	im	AR	plato retractil con cucharas
152	US	2,777,651	15-ene-57	Gates	Aircraft Landing Wheel Rotating Means	A	d-t	I + AA	álabes integrados inmóviles + difusor de media cubierta
153	GB	792,596A	02-abr-58	Cordoba	A Device for Rotating an Aircraft Wheel Prior to Landing	A	m	AR	cucharas móviles
154	FR	1,160,467	16-jul-58	Charreat	Pneumatique pour Train d'Atterissage d'aéronefs	A	im	I	cavidades en flancos

155	US	3,004,738	17-oct-61	Peterson	Aircraft Landing Wheel Rotating Means	A	d-t	AR	aspas internas + distribuidor de aire
156	US	3,178,135	13-abr-65	Moore	Landing Aircraft Wheel Rotator	A	im	AR	cucharas inmóviles
157	US	3,233,849	08-feb-66	Rubin	Aircraft Wheel Accelerating Means	A	im	I	aspas en los flancos
158	DE	1,756,749	30-abr-70		Flugzeugreifen mit Turbinenartigen Seitenprofil	A	im	I	llanta con álabes largo en flancos
159	US	3,529,792	22-sep-70	McMahon	Pre-Rotable Tire	A	im	I	barras en los flancos
160	US	3,568,747	09-mar-71	Fletcher	Pneumatic Tires	A	im	I	variedad de mini cavidades en los flancos, a la altura de la banda de rodaje
161	DE	2,109,583	14-sep-72			A	d-t	AA	difusor + turbina interna
162	US	3,773,283	20-nov-73	Ablanalp	Self Rotating Airplane Tire	A	im	I	aspas integradas a la badna de rodaje
163	US	3,797,786	19-mar-74	House	Wind Forced Wheel Turner	A	im + estab	AA	cucharas + estabilizador de fujo de aire
164	US	3,814,354	04-jun-74	Reese	Landing Wheel Rotating Device for Aircraft	M	vent-dif	AA	ventilador + diferenciales
165	US	3,866,860	18-feb-75	Opitz	Airplane Wheel Rotator	A	ce	AA	funda para la rueda (I)
166	US	4,040,582	09-ago-77	Krauss	Wind Power Accesory for a Vehicle Wheel	A	im	AR	cucharas inmóviles
167	US	4,061,294	06-dic-77	Hawkins	Aircraft Wheel Rotator	A	d-t	AA	difusor + álabes
168	FR	7,717,498	05-ene-79	De Lassus	Procédé et Dispositif de Mise en Rotation Automatique des Roues de Train d'Atterissage d'un Avion Avant son Contact avec le Sol Applicable aux Avions Munis de Trains d'Atterissage Rentables	A	im	AR	plato con medios conos
169	US	4,205,812	03-jun-80	McSweeney	Aircraft Landing Wheel Rotating Device	A	im	AR	tres mini turbinas
170	GB	2,071,589	23-sep-81	Amett	Aircraft Wheel	A	im	AA	plato con paletas, media cubierta superior
171	GB	2,080,217	03-feb-82	Brookes	Improvement to Aircraft Undercarriage Wheels	A	im	I	cucharas de hule
172	GB	2,088,794A	16-jun-82	Cannell, UK Sec of Defence	Laser Doppler Velocimetry System to Control Aircraft Wheel Speed	-	-	-	control de velocidad angular por velocimetría laser doppler
173	DE	3,108,000A1	23-sep-82	Friedrich	Boschleunigerrad fur Flugzeugradar	A	im	AR	turbina con paletas
174	US	4,383,665	17-may-83	MacLean	Wind-driven Rotating Aircraft Landing Wheels	A	im piv	AR	aspas que pivotean libremente, como palos de paleta
175	US	4,385,739	31-may-83	Soderberg	System for Enhancing Airborne Safety of Airborne Vehicles as Well as Reducing Tire Wear Thereof	A	I-t	AA	tobera con gas o liquido (!) + turbina interna
176	DE	3,241,980A1	17-may-84	Hubbers	Fahrwerk fur ein Flugzeug	A	t	AA	plato que entra y sale por magnetismo. EN ALEMÁN
177	US	4,491,288	01-ene-85	Sinclair	Aircraft Landing Wheel Rotating Means	A	d-t	AA	difusor + turbina
178	DE	3,512,324A1	31-oct-85	Parlevliet	Vorrichtung zur Verminderung des Reifenverschleisses an den Fahrwerken von Luftfahrzeugen	A	d-t	AA	difusor "deflector" + turbina

179	DE	3,501,859	24-Jul-86	Fries		A	im	AR	turbina con paletas
180	US	4,615,498	07-oct-86	Ochiai	Wheel and Tire for Aircraft	A	im	AR	cucharas
181	GB	2,193,932	24-feb-88	Evans	Tyres for Aircraft Landing Gear	A	im	I	medios conos integrados
182	US	4,732,350	22-mar-88	Lamont	Aircraft Wheel Rotation Apparatus	A	m act	AA	aspas móviles + actuador hidráulico
183	GB	2,270,892A1	26-sep-92	Wood	Rotating Aircraft Wheels Prior to Landing	A	im	AR	plato con aspas + cucharas
184	US	5,185,624	24-nov-92	Lewis	Apparatus for Prerotating Aircraft Wheels Employing Forced Air and a Vacuum	A	im med cub	AA	aspas fijas+ media cubierta+ fuente de vacío + fuente de flujo
185	US	5,213,285	25-may-93	Stanko	Rotating Aircraft Tire/Landing Gear Apparatus	A	d-t	AA	difusor + turbina
188	US	5,251,848	12-oct-93	Gannatal	Space Shuttle Wheel Accelerator System	A	im	I	cucharas integradas a la banda de rodaje (I)
187	US	5,259,431	09-nov-93	Housiaux	Aircraft Tire Wheel Sidewall	A	im	I	aspas inmóviles integradas a los flancos
188	US	5,417,387	23-may-95	Jennings	Aircraft Landing Wheel Rotator	A	m act	AR	aspas móviles activadas por un motor
189	ES	1,032,378	16-abr-98	Medina	Dispositivo Promotor del Giro de las Ruedas del Tren de Aterrizaje Para Aviones	A	im	AR	turbina
180	GB	2,311,264A	24-sep-97	Toon, Whitfield	Rotating Undercarriage Wheels Prior to Landing	A	im	AR	álabes fijos
191	GB	2,311,264A	24-sep-97	Toon, Whitfield	Rotating Undercarriage Wheels Prior to Landing	M	mot	AA	motor eléctrico o hidráulico
192	FR	2,749,560	12-dic-97	Patte	Aircraft Wheel Pre-spinning System for Acceleration Wheels Prior to Landing	A	d-t	AA	air comprimido eyectado en pequeñas cavidades
193	US	6,032,900	07-mar-98	Smith	Aircraft Wheel Rotating Device	A	im	AR	cucharas fijas
194	US	5,748,393	05-may-98	Gennaro	Aircraft Wheel Rotating Apparatus	A	im	AA	aspas fijas
195	GB	2,323,345	23-sep-98	May	Rotating Aircraft Wheels Prior to Landing	M	mot	AA	motor eléctrico que mueve un eje
196	GB	2,334,495	25-ago-99	Shiple	Rotating Aircraft Wheels Prior to Landing	A	im	AR	anillo de cucharas
197	GB	2,334,925	08-sep-99	Volodymyr	Rotating Aircraft Wheels Prior to Landing	A	im	AR	turbina
198	US	6,086,017	11-jul-00	Al-Thani	Apparatus for Cusing en Aircraft Wheel to Rotate	A	m	AA	álabes mariposa
199	US	6,066,017	11-jul-00	Al-Thani	Apparatus for Cusing en Aircraft Wheel to Rotate	A	ce	AA	una o mas toberas
200	DE	19,929,518	04-ene-01	Witzel	Arrangement for Pneumatically Driving Wheels, Preferably of Aircraft, has Peripheral Devices on Tyre's Sides That Cause to Accelerate to Rotation Rate Corresponding to Aircraft Speed	A	im	I	aspas en general
201	GB	2,353,258	21-feb-01	Groves	Aircraft Wheel Rotator	A	d-t	AA	difusor turbina
202	GB	2,358,839A	06-jun-01	Whincup	Motor Used to Rotate an Aircraft Wheel Prior to Landing	M	mot	AA	motor aire comprimido con sensor y válvula de control
203	GB	2,358,162	18-jul-01	Steele-Perkins	Rotating Aircraft Wheels Prior to Landing	A	im	AR	álabes fijos

204	GB	2,365,393	20-feb-02	Ginn	Rotating Aircraft Wheels Prior to Landing	A	im	I	bolsitas que atrapan el flujo de aire
205	US	6,390,415B1	21-may-02	Almen, USAF	Wheel Rotation Device	A	lm	AR	Turbine
206	GB	2,372,487	28-ago-02	Newton	Aircraft Wheel Tyre Vanes for Spinning the Wheel	A	im	I	aspas modleadas sobre flancos, cerca de la banda de rodaje
207	WO	2,079,032	10-oct-02	Han	Tyre for Aircraft	A	im	I	aspas cavadas en los flancos
208	US	6,499,691	31-dic-02	Lyons	Method of Rotating Aircraft Wheels	A	im med cub	AR	turbina + media cubierta
209	JP	2,003,246,299	02-sep-03	Mitsuharu	Wheel of Airplane	A	im mot comp	AA	tubina dentro de la masa con paletas + compresor de aire, con sensor
210	WO	2,004,007,283	22-ene-04	Boulton	Wheel Rotating Apparatus	A	m	AR	Turbine
211	WO	2,004,014,727	19-feb-04	Martin	Rim for Aircraft Landing Gear Wheels	A	im	AR	masa con álabes
212	DE	20,314,828U1	18-mar-04	Friedrich	Wheel Spin-up Hydraulic Electric Motor Approach Touch Down	M	mot	AA	motor hidráulico, eléctrico u otro. EN ALEMÁN

FZA: Fuerza motriz – **A** aerodinámica, **M** mecánica, **AM** aerodinámica y mecánica.

CLAS: Clasificación – **d-t** difusor-turbina, **im** álabes inmóviles (turbina), **m** álabes inmóviles (turbina), **act** sistema con actuadores, **mot** motor, **t-t** tobera-turbina, **ce** caso especial.

ADAP: Adaptación – **I** integrado al neumático, **AA** adaptado al avión, **AR** adaptado a la rueda.

Apéndice A

DATOS INSTRUMENTACIÓN

A.1. REGISTRO 1

	Air/Gmd	Airspeed	Glide Slope	Longlude Accel	Vertical Accel	Pitch Attitude	Roll Attitude
92003	AIR	191	-2.760	-0.071	1.00	-3.7	3.6
92007	AIR	188	-2.947	-0.057	0.96	-3.7	0.0
92011	AIR	190	-2.718	-0.067	1.15	-3.9	-3.6
92015	AIR	187	-2.530	-0.116	1.15	-3.5	-3.6
92019	AIR	183	-2.270	-0.134	1.01	-3.6	-25.0
92023	AIR	179	-2.228	-0.118	1.03	-3.4	-61.2
92027	AIR	172	-1.791	-0.087	1.12	-2.5	-99.0
92031	AIR	170	-1.613	-0.083	1.09	-2.3	-94.5
92035	AIR	170	-1.322	-0.098	0.97	-3.8	-101.9
92039	AIR	171	-1.092	-0.090	1.07	-4.2	-96.0
92043	AIR	166	-0.707	-0.077	1.05	-4.4	-107.7
92047	AIR	167	-0.405	-0.071	1.08	-3.5	-103.4
92051	AIR	166	-0.092	-0.071	1.15	-3.1	-113.3
92055	AIR	164	0.137	-0.059	1.12	-2.7	-109.1
92059	AIR	159	0.481	-0.045	1.09	-2.6	-110.5
92063	AIR	159	0.523	-0.024	1.19	0.0	-116.1
92067	AIR	155	0.481	-0.026	1.11	0.7	-88.4
92071	AIR	153	0.241	-0.045	1.00	1.6	-33.8
92075	AIR	148	-0.071	-0.069	1.01	-0.3	19.6
92079	AIR	141	-0.165	-0.090	0.97	-3.2	44.2
92083	AIR	139	-0.113	-0.057	1.03	-3.2	26.7
92087	AIR	139	-0.082	-0.065	1.03	-1.0	23.2
92091	AIR	134	0.064	-0.037	0.97	0.9	8.9
92095	AIR	129	-0.030	-0.006	0.98	0.3	-5.4
92099	AIR	128	0.023	0.100	1.00	1.6	0.0
92103	AIR	131	0.033	0.037	0.99	1.8	-3.5
92107	AIR	132	0.106	0.014	1.00	0.8	8.9
92111	AIR	132	0.033	0.014	1.04	1.2	2.0
92115	AIR	134	0.002	-0.014	1.01	0.0	10.7
92119	AIR	134	-0.040	-0.008	1.02	-0.3	7.2
92123	AIR	129	-0.092	0.004	0.99	0.9	-12.5
92127	AIR	127	0.023	0.065	1.06	2.8	-1.8
92131	AIR	128	-0.040	0.094	1.04	2.3	3.6
92135	AIR	130	-0.082	0.059	1.02	1.3	5.4
92139	AIR	132	-0.071	0.028	1.01	0.8	-12.5
92143	AIR	128	-0.019	0.120	1.19	3.2	-8.9
92147	AIR	130	-0.113	0.067	0.98	0.7	3.6
92151	AIR	132	-0.061	0.059	1.05	1.8	5.4
92155	AIR	131	-0.102	0.010	0.93	0.1	-5.4
92159	AIR	131	-0.113	0.006	0.98	0.0	-7.2
92163	AIR	133	-0.123	0.002	0.98	0.2	0.0
92167	AIR	130	-0.071	0.000	0.97	0.1	0.0
92171	AIR	128	-0.040	0.033	0.97	1.1	1.8
92175	AIR	129	0.064	0.081	1.04	1.7	1.8
92179	AIR	135	-0.165	0.008	1.02	-0.3	-3.6
92183	AIR	131	-0.009	-0.014	0.95	-0.7	-1.8
92187	AIR	129	0.439	0.047	1.09	3.2	12.5
92191	AIR	126	0.398	0.110	0.99	1.3	-3.6
92195	AIR	131	0.106	0.049	1.08	2.5	-5.4
92199	AIR	122	-1.144	0.049	1.05	4.0	-3.6
92203	AIR	119	-2.905	0.020	0.87	3.8	-3.6
92207	GROUND	117	0.290	-0.098	1.07	-1.2	0.0
92211	GROUND	110	0.127	-0.165	1.04	-1.2	-3.6
92215	GROUND	100	0.054	-0.144	0.97	-1.3	-1.8

92219	GROUND	91	0.054	-0.153	0.99	-1.1	-1.8
92223	GROUND	84	0.002	-0.287	1.06	-1.2	-1.8
92227	GROUND	64	0.033	-0.187	1.02	-1.3	-1.8
92231	GROUND	57	0.023	-0.110	1.02	-1.2	-1.8
92235	GROUND	49	0.064	-0.140	1.04	-1.2	-1.8
92239	GROUND	41	0.075	-0.120	1.06	-1.2	-1.8
92243	GROUND	33	0.095	-0.134	0.99	-1.2	-1.8
92247	GROUND	0	-0.009	-0.043	1.00	-1.2	0.0

A.2. REGISTRO 2

	Air/Gmd	Airspeed	Auto Pilot	Radio Alt	Roll Altitud	Longitud Accel	Vertical Accel
3096	AIR	133.3	A/P #1	691.2	-4.23	0.005	1.073
3097	AIR	136.0	A/P #1	676.9	-7.04	-0.021	1.006
3098	AIR	134.8	A/P #1	662.9	-7.04	-0.019	0.947
3099	AIR	134.0	A/P #1	643.4	-4.23	-0.017	0.995
3100	AIR	134.0	A/P #1	630.1	-2.82	-0.017	1.013
3101	AIR	133.3	A/P #1	611.1	-4.23	-0.019	1.004
3102	AIR	133.5	A/P #1	599.4	1.41	-0.023	0.956
3103	AIR	132.0	A/P #1	579.8	9.84	-0.005	1.061
3104	AIR	132.3	A/P #1	575.2	15.47	-0.023	0.981
3105	AIR	133.0	A/P #1	552.8	5.62	-0.017	0.981
3106	AIR	132.8	A/P #1	540.0	2.81	-0.029	0.928
3107	AIR	133.0	A/P #1	524.4	1.41	-0.019	0.992
3108	AIR	134.3	A/P #1	508.5	1.41	-0.007	1.068
3109	AIR	133.5	A/P #1	491.1	0.00	-0.019	0.988
3110	AIR	132.5	A/P #1	481.2	-2.82	-0.019	0.992
3111	AIR	133.0	A/P #1	471.0	-8.45	-0.013	1.004
3112	AIR	132.8	A/P #1	456.2	-4.23	-0.015	1.020
3113	AIR	131.8	A/P #1	435.5	-1.42	-0.015	0.974
3114	AIR	131.5	A/P #1	434.3	2.81	-0.013	0.981
3115	AIR	129.3	A/P #1	398.8	7.03	-0.003	0.997
3116	AIR	127.5	A/P #1	405.8	8.44	-0.003	0.974
3117	AIR	127.8	A/P #1	386.3	9.84	0.003	1.029
3118	AIR	127.8	A/P #1	354.2	9.84	0.009	1.006
3119	AIR	126.0	A/P #1	367.1	7.03	0.003	0.990
3120	AIR	126.5	A/P #1	350.3	1.41	0.013	0.997
3121	AIR	129.3	A/P #1	330.8	-4.23	-0.009	0.974
3122	AIR	129.0	A/P #1	325.7	-4.23	-0.017	0.928
3123	AIR	128.3	A/P #1	307.7	2.81	0.009	0.974
3124	AIR	128.3	A/P #1	283.5	5.62	0.040	1.146
3125	AIR	130.3	A/P #1	285.9	-4.23	0.024	1.082
3126	AIR	129.8	A/P #1	279.2	-4.23	0.015	1.011
3127	AIR	127.8	A/P #1	240.9	1.41	0.005	0.979
3128	AIR	127.5	A/P #1	251.5	7.03	0.007	0.885
3129	AIR	126.3	A/P #1	229.6	7.03	0.005	0.905
3130	AIR	125.0	A/P #1	205.0	4.22	0.015	0.933
3131	AIR	125.0	A/P #1	210.5	8.44	0.022	0.983
3132	AIR	126.0	A/P #1	196.0	2.81	0.048	1.095
3133	AIR	126.3	A/P #1	167.5	-2.82	0.034	1.063
3134	AIR	128.8	A/P #1	167.5	-5.64	0.022	1.022
3135	AIR	127.0	A/P #1	144.1	-12.67	0.007	0.887
3136	AIR	126.3	A/P #1	146.4	-11.26	0.018	0.974
3137	AIR	124.5	A/P #1	130.4	-12.67	0.038	0.988
3138	AIR	122.8	A/P #1	118.7	-4.23	0.064	1.029
3139	AIR	122.5	A/P #1	105.4	8.44	0.083	1.027
3140	AIR	124.3	A/P #1	96.4	5.62	0.091	0.956
3141	AIR	123.5	A/P #1	82.7	5.62	0.111	1.018
3142	AIR	124.5	A/P #1	71.8	7.03	0.109	1.038
3143	AIR	125.8	A/P #1	65.2	4.22	0.101	1.061
3144	AIR	126.3	A/P #1	58.1	1.41	0.093	1.057
3145	AIR	131.0	A/P #1	52.3	4.22	0.046	1.029
3146	AIR	131.8	A/P #1	46.8	-4.23	0.011	0.949

3147	AIR	131.3	A/P #1	40.9	-4.23	0.013	0.919
3148	AIR	132.0	A/P #1	33.9	-4.23	0.024	1.043
3149	AIR	129.8	A/P #1	29.2	0.00	0.028	1.047
3150	AIR	128.0	A/P #1	23.8	7.04	0.020	0.990
3151	AIR	129.3	A/P #1	18.3	2.81	0.018	1.024
3152	AIR	127.8	A/P #1	13.6	-2.82	0.026	1.013
3153	AIR	127.0	A/P #1	10.5	-4.23	0.013	1.031
3154	AIR	126.8	A/P #1	7.0	1.41	0.011	0.963
3155	AIR	123.5	A/P #1	4.2	12.66	0.030	1.020
3156	AIR	121.8	A/P #1	3.8	9.84	0.005	0.947
3157	AIR	120.0	A/P #1	2.3	2.81	-0.050	1.038
3158	GROUND	118.0	A/P #1	1.5	1.41	-0.100	1.267
3159	GROUND	119.3	A/P #1	1.5	2.81	-0.105	1.045
3160	Air	116.5	A/P #1	2.3	2.81	-0.176	0.937
3161	GROUND	116.8	A/P #1	1.1	4.22	-0.202	1.066
3162	GROUND	113.0	A/P #1	1.5	5.62	-0.253	1.013
3163	GROUND	108.8	A/P #1	1.5	5.62	-0.261	0.947
3164	GROUND	105.0	A/P #1	0.7	4.22	-0.233	0.990
3165	GROUND	100.3	A/P #1	0.7	2.81	-0.223	1.006
3166	GROUND	95.5	A/P #1	1.5	2.81	-0.204	0.988
3167	GROUND	91.8	A/P #1	1.5	5.62	-0.225	1.018
3168	GROUND	88.5	A/P #1	0.7	5.62	-0.255	1.047
3169	GROUND	83.0	A/P #1	1.5	4.22	-0.249	0.967
3170	GROUND	80.5	A/P #1	1.5	5.62	-0.259	1.073
3171	GROUND	76.8	A/P #1	2.7	4.22	-0.259	1.020
3172	GROUND	74.3	A/P #1	0.7	4.22	-0.280	0.986
3173	GROUND	69.8	A/P #1	1.5	5.62	-0.288	1.004
3174	GROUND	65.3	A/P #1	2.3	5.62	-0.341	0.990
3175	GROUND	59.0	A/P #1	0.7	5.62	-0.349	1.004
3176	GROUND	52.3	A/P #1	1.5	5.62	-0.363	0.974
3177	GROUND	45.8	A/P #1	1.1	4.22	-0.341	0.979
3178	GROUND	40.0	A/P #1	1.1	4.22	-0.308	0.976
3179	GROUND	37.0	A/P #1	1.1	4.22	-0.237	0.974
3180	GROUND	34.0	A/P #1	1.1	4.22	-0.263	0.937
3181	GROUND	0.0	A/P #1	2.3	4.22	-0.247	0.933
3182	GROUND	0.0	A/P #1	0.7	5.62	-0.239	0.972
3183	GROUND	0.0	A/P #1	1.5	5.62	-0.233	0.986

A.3. REGISTRO 3

	Air/Gnd	Airspeed	GndSpd	Longitud Accel	Vertical Accel
3207	AIR	132.3	156.5	0.025	0.975
3211	AIR	132.0	156.5	0.045	1.007
3215	AIR	132.8	157.0	0.039	0.970
3219	AIR	131.0	157.0	0.037	0.975
3223	AIR	131.0	157.5	0.047	0.989
3227	AIR	134.0	157.5	0.049	1.037
3231	AIR	131.5	157.0	0.053	1.080
3235	AIR	130.5	156.0	0.039	0.989
3239	AIR	131.3	157.5	0.084	0.959
3243	AIR	133.3	160.5	0.071	0.986
3247	AIR	134.0	162.5	0.063	1.011
3251	AIR	135.8	163.5	0.086	1.041
3255	AIR	133.5	165.0	0.055	0.952
3259	AIR	125.8	164.5	0.014	0.931
3263	GROUND	108.3	157.0	-0.185	1.000
3267	GROUND	93.8	143.0	-0.208	0.947
3271	GROUND	79.3	128.0	-0.261	0.915
3275	GROUND	66.8	112.0	-0.252	0.982
3279	GROUND	50.8	95.0	-0.277	0.952
3283	GROUND	45.0	75.5	-0.226	0.995
3287	GROUND	45.0	58.0	-0.277	0.931
3291	GROUND	45.0	38.5	-0.273	1.023

3295	GROUND	45.0	21.5	-0.197	1.011
3299	GROUND	45.0	18.0	-0.030	0.991
3303	GROUND	45.0	18.0	-0.022	1.027
3307	GROUND	45.0	18.0	-0.018	1.000
3311	GROUND	45.0	18.5	-0.016	0.993
3315	GROUND	45.0	18.5	-0.022	1.025
3319	GROUND	45.0	19.0	-0.016	0.945
3323	GROUND	45.0	19.0	-0.018	0.993
3327	GROUND	45.0	18.5	-0.065	0.993
3331	GROUND	45.0	15.0	-0.049	0.986
3335	GROUND	45.0	14.0	-0.020	0.961
3339	GROUND	45.0	14.5	-0.059	0.979
3343	GROUND	45.0	14.5	-0.012	1.027
3347	GROUND	45.0	14.5	-0.016	1.037
3351	GROUND	45.0	15.0	-0.014	0.968
3355	GROUND	45.0	16.0	-0.012	0.975
3359	GROUND	45.0	16.0	-0.012	1.002
3363	GROUND	45.0	16.0	-0.018	0.982
3367	GROUND	45.0	16.0	-0.020	0.989
3371	GROUND	45.0	16.5	-0.012	0.993
3375	GROUND	45.0	17.0	-0.010	1.009
3379	GROUND	45.0	17.5	-0.010	0.970
3383	GROUND	45.0	17.5	-0.014	1.027
3387	GROUND	45.0	17.0	-0.035	1.071
3391	GROUND	45.0	15.5	-0.069	0.995
3395	GROUND	45.0	11.5	-0.016	1.016
3399	GROUND	45.0	12.0	-0.016	0.993
3403	GROUND	45.0	11.5	-0.026	0.993
3407	GROUND	45.0	11.5	-0.018	1.000
3411	GROUND	45.0	12.0	-0.016	0.991
3415	GROUND	45.0	12.5	-0.030	1.021
3419	GROUND	45.0	12.5	-0.026	1.023
3423	GROUND	45.0	13.0	-0.012	0.995
3427	GROUND	45.0	13.5	-0.010	0.997
3431	GROUND	45.0	14.0	-0.014	1.023

Apéndice B

RESULTADOS MEDICIONES

Medición	Modelo	ℓ_d [cm]	L_d [cm]	θ_{med} [°]	x_0 [cm]	x_{med} [cm]	Escala 1:
2	A320	19.81	19.81	87.84	1.40	121.65	189.48
2b	MD80	12.03	12.03	72.21	0.35	121.65	311.59
3	737-700	7.68	7.66	71.96	1.50	95.35	388.69
7	A320	7.71	7.68	68.06	1.50	75.20	423.46
8	737-800	9.19	8.98	64.88	10.40	92.05	373.72
10	A320	8.06	7.52	60.57	35.00	65.10	405.03
15	757.00	10.80	10.77	67.78	0.90	115.05	381.67
17	A320	7.93	7.91	64.28	0.85	125.85	394.72
21	MD80	9.15	9.11	67.57	1.70	68.20	419.52
25	MD80	7.74	7.71	67.75	1.40	75.45	504.16
26	737-200	6.67	6.12	59.14	41.50	60.60	367.49
29	MD80	10.17	9.54	62.01	28.10	68.30	374.47
30	757-200	11.12	11.10	67.64	0.80	82.35	367.12

Medición	A_1	A_2	A_3	σ_{med} [km/h]	e_θ, e_α [rad]	e_x [cm]
2	206.0199	-0.0093	1.796652837	14.19	4.131E-04	0.10
2b	66.81364	-0.1602	82.16240735	47.87	8.265E-04	0.20
3	65.07818	-0.1768	86.97867429	42.12	8.265E-04	0.20
7	101.1249	-0.0031	3.674886936	37.44	8.265E-04	0.20
8	417.0249	-0.0056	1.405943768	56.60	5.240E-02	0.20
10	59.34649	-0.5326	608.7980745	30.50	7.006E-01	0.20
15	388.5299	-0.0046	1.372124098	33.76	1.836E-02	0.20
17	173.3276	-0.0167	2.08623818	45.35	-2.934E-01	0.20
21	64.54023	-0.2128	50.52014089	34.87	1.940E-02	0.20
25	85.40961	-0.0213	5.726083465	43.26	7.138E-02	0.20
26	104.3218	-0.0121	3.712734883	42.22	1.243E-02	0.20
29	107.1821	-0.0141	3.465808605	38.86	1.069E-02	0.20
30	298.0835	-0.0071	1.536342995	34.81	1.383E-02	0.20

$$\theta_{in} = 30 [^\circ]$$

$$\ell_u = 126.70 [cm]$$

B.1. MEDICIÓN 2

t [s]	Medición	$\Delta \ell_p$ [cm]	ℓ_p [cm]	α [°]	θ [°]	α [rad]	θ [rad]	V [km/h]	e_v [km/h]
0.00	1.40	1.40	1.40		-12.67		-0.22		
0.03	1.50	1.50	2.90	0.36	-12.31	6.20E-03	-0.21	199.547	27.611
0.07	3.15	1.65	4.55	0.39	-11.92	6.82E-03	-0.21	218.841	27.512
0.10	4.65	1.50	6.05	0.36	-11.57	6.20E-03	-0.20	198.468	27.440
0.13	6.35	1.70	7.75	0.40	-11.17	7.02E-03	-0.19	224.271	27.345
0.17	8.05	1.70	9.45	0.40	-10.76	7.02E-03	-0.19	223.673	27.294
0.20	9.80	1.75	11.20	0.41	-10.35	7.23E-03	-0.18	229.635	27.182
0.23	11.10	1.30	12.50	0.31	-10.04	5.37E-03	-0.18	170.319	27.144
0.27	12.75	1.65	14.15	0.39	-9.65	6.82E-03	-0.17	215.619	27.062
0.30	14.30	1.55	15.70	0.37	-9.28	6.40E-03	-0.16	202.142	27.004
0.33	1.60	1.80	17.50	0.43	-8.86	7.44E-03	-0.15	234.163	26.928
0.37	3.50	1.70	19.20	0.40	-8.46	7.02E-03	-0.15	220.707	26.872
0.40	5.20	1.70	20.90	0.40	-8.05	7.02E-03	-0.14	220.268	26.816
0.43	6.75	1.55	22.45	0.37	-7.69	6.40E-03	-0.13	200.503	26.772
0.47	8.20	1.45	23.90	0.34	-7.34	5.99E-03	-0.13	187.288	26.732
0.50	9.80	1.60	25.50	0.38	-6.96	6.61E-03	-0.12	206.314	26.684
0.53	11.35	1.55	27.05	0.37	-6.60	6.40E-03	-0.12	199.575	26.645
0.57	13.05	1.70	28.75	0.40	-6.20	7.02E-03	-0.11	218.540	26.600
0.60	14.60	1.55	30.30	0.37	-5.83	6.40E-03	-0.10	199.010	26.568
0.63	1.90	1.90	32.20	0.45	-5.38	7.85E-03	-0.09	243.553	26.522
0.67	3.30	1.40	33.60	0.33	-5.05	5.78E-03	-0.09	179.310	26.504
0.70	5.00	1.70	35.30	0.40	-4.64	7.02E-03	-0.08	217.463	26.469
0.73	6.50	1.50	36.80	0.36	-4.29	6.20E-03	-0.07	191.713	26.448
0.77	8.10	1.60	38.40	0.38	-3.91	6.61E-03	-0.07	204.303	26.424
0.80	9.70	1.60	40.00	0.38	-3.53	6.61E-03	-0.06	204.136	26.403
0.83	11.30	1.60	41.60	0.38	-3.15	6.61E-03	-0.06	203.988	26.385
0.87	12.70	1.40	43.00	0.33	-2.82	5.78E-03	-0.05	178.395	26.373
0.90	14.50	1.80	44.80	0.43	-2.40	7.44E-03	-0.04	229.205	26.354
0.93	1.55	1.55	46.35	0.37	-2.03	6.40E-03	-0.04	197.289	26.345
1.00	4.65	1.50	49.45	0.36	-1.30	6.20E-03	-0.02	190.800	26.330
1.03	6.50	1.85	51.30	0.44	-0.86	7.64E-03	-0.01	235.259	26.324
1.07	8.10	1.60	52.90	0.38	-0.48	6.61E-03	-0.01	203.447	26.323
1.10	9.80	1.70	54.60	0.40	-0.08	7.02E-03	0.00	216.158	26.323
1.13	11.30	1.50	56.10	0.36	0.28	6.20E-03	0.00	190.739	26.326
1.17	12.90	1.60	57.70	0.38	0.66	6.61E-03	0.01	203.486	26.331
1.20	14.50	1.60	59.30	0.38	1.04	6.61E-03	0.02	203.535	26.339
1.23	1.60	1.60	60.90	0.38	1.41	6.61E-03	0.02	203.602	26.348
1.27	3.20	1.60	62.50	0.38	1.79	6.61E-03	0.03	203.686	26.360
1.30	4.75	1.55	64.05	0.37	2.16	6.40E-03	0.04	197.414	26.374
1.33	6.40	1.65	65.70	0.39	2.55	6.82E-03	0.04	210.282	26.392
1.40	9.50	1.70	68.80	0.40	3.28	7.02E-03	0.06	216.959	26.432
1.43	11.10	1.60	70.40	0.38	3.66	6.61E-03	0.06	204.364	26.455
1.47	12.70	1.60	72.00	0.38	4.04	6.61E-03	0.07	204.555	26.481
1.50	14.45	1.75	73.75	0.41	4.46	7.23E-03	0.08	223.995	26.516
1.53	1.50	1.50	75.25	0.36	4.81	6.20E-03	0.08	192.180	26.541
1.57	2.90	1.40	76.65	0.33	5.14	5.78E-03	0.09	179.548	26.568
1.60	4.60	1.70	78.35	0.40	5.54	7.02E-03	0.10	218.346	26.613
1.63	6.10	1.50	79.85	0.36	5.90	6.20E-03	0.10	192.889	26.645
1.67	7.60	1.50	81.35	0.36	6.25	6.20E-03	0.11	193.151	26.684
1.70	9.30	1.70	83.05	0.40	6.66	7.02E-03	0.12	219.284	26.737
1.73	10.70	1.40	84.45	0.33	6.99	5.78E-03	0.12	180.816	26.770
1.77	12.40	1.70	86.15	0.40	7.39	7.02E-03	0.13	219.997	26.832
1.80	13.80	1.40	87.55	0.33	7.72	5.78E-03	0.13	181.428	26.868
1.83	15.20	1.40	88.95	0.33	8.05	5.78E-03	0.14	181.726	26.917
1.87	1.60	1.60	90.55	0.38	8.43	6.61E-03	0.15	208.119	26.982
1.90	3.20	1.60	92.15	0.38	8.81	6.61E-03	0.15	208.546	27.044
1.93	4.70	1.50	93.65	0.36	9.17	6.20E-03	0.16	195.890	27.100
1.97	6.20	1.50	95.15	0.36	9.52	6.20E-03	0.17	196.298	27.164
2.00	7.70	1.50	96.65	0.36	9.88	6.20E-03	0.17	196.722	27.230
2.03	9.20	1.50	98.15	0.36	10.23	6.20E-03	0.18	197.162	27.300
2.07	10.70	1.50	99.65	0.36	10.59	6.20E-03	0.18	197.619	27.372
2.10	12.20	1.50	101.15	0.36	10.94	6.20E-03	0.19	198.093	27.448

2.13	13.70	1.50	102.65	0.36	11.30	6.20E-03	0.20	198.584	27.527
2.17	15.20	1.50	104.15	0.36	11.65	6.20E-03	0.20	199.092	27.610
2.20	1.60	1.60	105.75	0.38	12.03	6.61E-03	0.21	212.963	27.707
2.23	3.00	1.40	107.15	0.33	12.36	5.78E-03	0.22	186.799	27.780
2.27	4.50	1.50	108.65	0.36	12.72	6.20E-03	0.22	200.721	27.878
2.30	6.00	1.50	110.15	0.36	13.07	6.20E-03	0.23	201.299	27.975
2.33	7.50	1.50	111.65	0.36	13.43	6.20E-03	0.23	201.896	28.076
2.37	8.90	1.40	113.05	0.33	13.76	5.78E-03	0.24	188.952	28.167
2.40	10.30	1.40	114.45	0.33	14.09	5.78E-03	0.25	189.501	28.268
2.43	11.70	1.40	115.85	0.33	14.42	5.78E-03	0.25	190.065	28.372
2.47	13.30	1.60	117.45	0.38	14.80	6.61E-03	0.26	218.025	28.510
2.50	14.60	1.30	118.75	0.31	15.11	5.37E-03	0.26	177.600	28.593
2.53	1.50	1.50	120.25	0.36	15.46	6.20E-03	0.27	205.674	28.733
2.57	2.90	1.40	121.65	0.33	15.79	5.78E-03	0.28	192.569	28.846
2.60	4.30	1.40	123.05	0.33	16.12	5.78E-03	0.28	193.214	28.970

B.2. MEDICIÓN 2b

t [s]	Medición	$\Delta \ell_p$ [cm]	ℓ_p [cm]	α [°]	θ [°]	α [rad]	θ [rad]	V [km/h]	e_v [km/h]
0.00	0.35	0.35	0.35		10.08		0.18		
0.03	0.85	0.50	0.85	0.12	10.20	2.07E-03	0.18	135.979	54.521
0.07	1.90	1.05	1.90	0.25	10.45	4.34E-03	0.18	286.131	54.669
0.10	3.00	1.10	3.00	0.28	10.71	4.55E-03	0.19	300.284	54.781
0.13	3.70	0.70	3.70	0.17	10.88	2.89E-03	0.19	191.242	54.814
0.17	4.50	0.80	4.50	0.19	11.07	3.31E-03	0.19	218.862	54.905
0.20	5.40	0.90	5.40	0.21	11.28	3.72E-03	0.20	246.606	55.009
0.23	6.45	1.05	6.45	0.25	11.53	4.34E-03	0.20	288.252	55.137
0.27	7.25	0.80	7.25	0.19	11.72	3.31E-03	0.20	219.875	55.199
0.30	8.20	0.95	8.20	0.22	11.94	3.93E-03	0.21	261.570	55.323
0.33	9.20	1.00	9.20	0.24	12.18	4.13E-03	0.21	275.841	55.444
0.37	10.20	1.00	10.20	0.24	12.42	4.13E-03	0.22	276.343	55.594
0.40	10.95	0.75	10.95	0.18	12.59	3.10E-03	0.22	207.497	55.627
0.43	11.95	1.00	11.95	0.24	12.83	4.13E-03	0.22	277.248	55.781
0.47	12.60	0.65	12.60	0.15	12.98	2.69E-03	0.23	180.375	55.823
0.50	12.90	0.30	12.90	0.07	13.05	1.24E-03	0.23	83.270	55.820
0.53	13.85	0.95	13.85	0.22	13.28	3.93E-03	0.23	264.343	56.022
0.57	14.80	0.95	14.80	0.22	13.50	3.93E-03	0.24	264.842	56.151
0.60	0.60	0.60	15.40	0.14	13.65	2.48E-03	0.24	167.411	56.189
0.63	1.60	1.00	16.40	0.24	13.88	4.13E-03	0.24	279.702	56.380
0.67	2.30	0.70	17.10	0.17	14.05	2.89E-03	0.25	195.015	56.441
0.70	3.20	0.90	18.00	0.21	14.26	3.72E-03	0.25	252.549	56.599
0.73	4.20	1.00	19.00	0.24	14.50	4.13E-03	0.25	281.240	56.763
0.77	4.80	0.60	19.60	0.14	14.64	2.48E-03	0.26	168.890	56.799
0.80	5.60	0.80	20.40	0.19	14.83	3.31E-03	0.26	225.630	56.951
0.83	6.60	1.00	21.40	0.24	15.07	4.13E-03	0.26	282.728	57.139
0.87	7.35	0.75	22.15	0.18	15.24	3.10E-03	0.27	212.345	57.224
0.90	8.40	1.05	23.20	0.25	15.49	4.34E-03	0.27	298.101	57.443
0.93	9.10	0.70	23.90	0.17	15.66	2.89E-03	0.27	198.976	57.509
0.97	10.00	0.90	24.80	0.21	15.87	3.72E-03	0.28	256.428	57.695
1.00	10.70	0.70	25.50	0.17	16.04	2.89E-03	0.28	199.728	57.787
1.03	11.50	0.80	26.30	0.19	16.23	3.31E-03	0.28	228.728	57.946
1.07	12.20	0.70	27.00	0.17	16.39	2.89E-03	0.29	200.454	58.057
1.10	13.30	1.10	28.10	0.26	16.65	4.55E-03	0.29	316.012	58.328
1.13	14.20	0.90	29.00	0.21	16.87	3.72E-03	0.29	259.074	58.467
1.17	14.90	0.70	29.70	0.17	17.03	2.89E-03	0.30	201.809	58.569
1.20	0.80	0.80	30.50	0.19	17.22	3.31E-03	0.30	231.141	58.744
1.23	1.50	0.70	31.20	0.17	17.39	2.89E-03	0.30	202.589	58.867
1.27	2.30	0.80	32.00	0.19	17.58	3.31E-03	0.31	232.046	59.049
1.30	3.20	0.90	32.90	0.21	17.79	3.72E-03	0.31	261.710	59.255
1.33	3.85	0.65	33.55	0.15	17.94	2.69E-03	0.31	189.279	59.347
1.37	4.70	0.85	34.40	0.20	18.15	3.51E-03	0.32	248.156	59.568
1.40	5.50	0.80	35.20	0.19	18.33	3.31E-03	0.32	234.055	59.735
1.43	6.50	1.00	36.20	0.24	18.57	4.13E-03	0.32	293.463	59.998

1.47	7.20	0.70	36.90	0.17	18.74	2.89E-03	0.33	205.741	60.100
1.50	8.10	0.90	37.80	0.21	18.95	3.72E-03	0.33	265.276	60.350
1.53	8.90	0.80	38.60	0.19	19.14	3.31E-03	0.33	236.309	60.520
1.57	9.70	0.80	39.40	0.19	19.33	3.31E-03	0.34	236.858	60.713
1.60	10.50	0.80	40.20	0.19	19.52	3.31E-03	0.34	237.413	60.910
1.63	11.15	0.85	40.85	0.15	19.67	2.69E-03	0.34	193.226	61.041
1.67	11.80	0.85	41.50	0.15	19.83	2.69E-03	0.35	193.601	61.205
1.70	12.70	0.90	42.40	0.21	20.04	3.72E-03	0.35	268.892	61.492
1.73	13.60	0.90	43.30	0.21	20.25	3.72E-03	0.35	269.631	61.729
1.77	14.20	0.60	43.90	0.14	20.39	2.48E-03	0.36	180.003	61.823
1.80	15.10	0.90	44.80	0.21	20.61	3.72E-03	0.36	270.886	62.135
1.83	0.90	0.90	45.70	0.21	20.82	3.72E-03	0.36	271.654	62.385
1.87	1.60	0.70	46.40	0.17	20.99	2.89E-03	0.37	211.689	62.536
1.90	2.10	0.50	46.90	0.12	21.10	2.07E-03	0.37	151.399	62.631
1.93	2.90	0.80	47.70	0.19	21.29	3.31E-03	0.37	242.981	62.934
1.97	3.90	1.00	48.70	0.24	21.53	4.13E-03	0.38	304.817	63.279
2.00	4.55	0.65	49.35	0.15	21.69	2.69E-03	0.38	198.441	63.387
2.03	5.20	0.65	50.00	0.15	21.84	2.69E-03	0.38	198.869	63.585
2.07	6.00	0.80	50.80	0.19	22.03	3.31E-03	0.38	245.478	63.870
2.10	6.70	0.70	51.50	0.17	22.19	2.89E-03	0.39	215.265	64.064
2.13	7.30	0.60	52.10	0.14	22.34	2.48E-03	0.39	184.858	64.229
2.17	8.20	0.90	53.00	0.21	22.55	3.72E-03	0.39	278.287	64.599
2.20	8.80	0.60	53.60	0.14	22.69	2.48E-03	0.40	185.813	64.716
2.23	9.60	0.80	54.40	0.19	22.88	3.31E-03	0.40	248.530	65.037
2.27	10.25	0.65	55.05	0.15	23.03	2.69E-03	0.40	202.339	65.216
2.30	10.90	0.65	55.70	0.15	23.19	2.69E-03	0.40	202.805	65.438
2.33	11.60	0.70	56.40	0.17	23.35	2.89E-03	0.41	218.972	65.695
2.37	12.50	0.90	57.30	0.21	23.57	3.72E-03	0.41	282.551	66.071
2.40	13.25	0.75	58.05	0.18	23.75	3.10E-03	0.41	236.038	66.297
2.43	13.90	0.65	58.70	0.15	23.90	2.69E-03	0.42	205.017	66.505
2.47	14.50	0.60	59.30	0.14	24.04	2.48E-03	0.42	189.648	66.711
2.50	15.30	0.80	60.10	0.19	24.23	3.31E-03	0.42	253.711	67.071
2.53	0.60	0.60	60.70	0.14	24.37	2.48E-03	0.43	190.640	67.238
2.57	1.85	1.25	61.95	0.30	24.67	5.17E-03	0.43	399.545	67.924
2.60	2.25	0.40	62.35	0.09	24.76	1.65E-03	0.43	127.842	67.815
2.63	2.90	0.65	63.00	0.15	24.92	2.69E-03	0.43	208.362	68.151
2.67	3.80	0.90	63.90	0.21	25.13	3.72E-03	0.44	289.649	68.595
2.70	4.60	0.80	64.70	0.19	25.32	3.31E-03	0.44	258.222	68.892
2.73	5.10	0.50	65.20	0.12	25.44	2.07E-03	0.44	161.811	69.001
2.77	5.90	0.80	66.00	0.19	25.63	3.31E-03	0.45	259.553	69.437
2.80	6.55	0.65	66.65	0.15	25.78	2.69E-03	0.45	211.372	69.665
2.83	7.20	0.65	67.30	0.15	25.94	2.69E-03	0.45	211.925	69.946
2.87	7.80	0.60	67.90	0.14	26.08	2.48E-03	0.46	196.078	70.191
2.90	8.30	0.50	68.40	0.12	26.20	2.07E-03	0.46	163.698	70.378
2.93	8.90	0.60	69.00	0.14	26.34	2.48E-03	0.46	196.961	70.681
2.97	9.60	0.70	69.70	0.17	26.50	2.89E-03	0.46	230.499	71.033
3.00	10.30	0.70	70.40	0.17	26.67	2.89E-03	0.47	231.169	71.355
3.03	10.90	0.60	71.00	0.14	26.81	2.48E-03	0.47	198.601	71.598
3.07	11.60	0.70	71.70	0.17	26.98	2.89E-03	0.47	232.433	71.964
3.10	12.30	0.70	72.40	0.17	27.14	2.89E-03	0.47	233.124	72.299
3.13	12.90	0.60	73.00	0.14	27.28	2.48E-03	0.48	200.290	72.552
3.17	13.10	0.20	73.20	0.05	27.33	8.27E-04	0.48	66.763	72.499
3.20	14.40	1.30	74.50	0.31	27.64	5.37E-03	0.48	437.441	73.563
3.23	15.00	0.80	75.10	0.14	27.78	2.48E-03	0.48	202.116	73.593
3.27	0.60	0.60	75.70	0.14	27.92	2.48E-03	0.49	202.648	73.899
3.30	1.40	0.80	76.50	0.19	28.11	3.31E-03	0.49	271.272	74.391
3.33	2.00	0.60	77.10	0.14	28.26	2.48E-03	0.49	203.907	74.625
3.37	2.60	0.60	77.70	0.14	28.40	2.48E-03	0.50	204.454	74.942
3.40	3.30	0.70	78.40	0.17	28.56	2.89E-03	0.50	239.336	75.358
3.43	4.00	0.70	79.10	0.17	28.73	2.89E-03	0.50	240.096	75.739
3.47	4.85	0.85	79.95	0.20	28.93	3.51E-03	0.50	292.780	76.270
3.50	5.55	0.70	80.65	0.17	29.10	2.89E-03	0.51	241.807	76.599
3.53	6.35	0.80	81.45	0.19	29.29	3.31E-03	0.51	277.442	77.096
3.57	6.90	0.55	82.00	0.13	29.42	2.27E-03	0.51	191.119	77.303
3.60	7.55	0.65	82.65	0.15	29.57	2.69E-03	0.52	226.611	77.724
3.63	8.00	0.45	83.10	0.11	29.68	1.86E-03	0.52	157.143	77.899
3.67	8.50	0.50	83.60	0.12	29.79	2.07E-03	0.52	175.038	78.217
3.70	9.30	0.80	84.40	0.19	29.98	3.31E-03	0.52	281.332	78.831
3.73	9.90	0.60	85.00	0.14	30.13	2.48E-03	0.53	211.506	79.104
3.77	10.40	0.50	85.50	0.12	30.24	2.07E-03	0.53	176.637	79.364
3.80	11.05	0.65	86.15	0.15	30.40	2.69E-03	0.53	230.437	79.836

3.83	11.60	0.55	86.70	0.13	30.53	2.27E-03	0.53	195.461	80.134
3.87	12.10	0.50	87.20	0.12	30.65	2.07E-03	0.53	178.106	80.426
3.90	12.70	0.60	87.80	0.14	30.79	2.48E-03	0.54	214.412	80.856
3.93	13.25	0.55	88.35	0.13	30.92	2.27E-03	0.54	197.056	81.187
3.97	13.80	0.55	88.90	0.13	31.05	2.27E-03	0.54	197.596	81.546
4.00	14.40	0.60	89.50	0.14	31.19	2.48E-03	0.54	216.234	81.965
4.03	15.05	0.65	90.15	0.15	31.35	2.69E-03	0.55	235.051	82.424
4.07	0.60	0.60	90.75	0.14	31.49	2.48E-03	0.55	217.603	82.803
4.10	1.40	0.80	91.55	0.19	31.68	3.31E-03	0.55	291.472	83.451
4.13	1.90	0.50	92.05	0.12	31.80	2.07E-03	0.55	182.497	83.644
4.17	2.50	0.60	92.65	0.14	31.94	2.48E-03	0.56	219.731	84.114
4.20	2.90	0.40	93.05	0.09	32.03	1.65E-03	0.56	146.715	84.291
4.23	3.40	0.50	93.55	0.12	32.15	2.07E-03	0.56	183.918	84.698
4.27	4.00	0.60	94.15	0.14	32.29	2.48E-03	0.56	221.452	85.181
4.30	4.80	0.80	94.95	0.19	32.48	3.31E-03	0.57	296.671	85.869
4.33	5.70	0.90	95.85	0.21	32.70	3.72E-03	0.57	335.441	86.589
4.37	6.30	0.60	96.45	0.14	32.84	2.48E-03	0.57	224.165	86.874
4.40	6.90	0.60	97.05	0.14	32.98	2.48E-03	0.58	224.887	87.328
4.43	7.30	0.40	97.45	0.09	33.07	1.65E-03	0.58	150.167	87.521
4.47	7.90	0.60	98.05	0.14	33.22	2.48E-03	0.58	226.105	88.094
4.50	8.55	0.65	98.70	0.15	33.37	2.69E-03	0.58	245.849	88.629
4.53	9.10	0.55	99.25	0.13	33.50	2.27E-03	0.58	208.596	89.004
4.57	9.70	0.60	99.85	0.14	33.64	2.48E-03	0.59	228.343	89.510
4.60	10.20	0.50	100.35	0.12	33.76	2.07E-03	0.59	190.759	89.852
4.63	10.80	0.60	100.95	0.14	33.90	2.48E-03	0.59	229.739	90.397
4.67	11.30	0.50	101.45	0.12	34.02	2.07E-03	0.59	191.931	90.747
4.70	11.90	0.60	102.05	0.14	34.16	2.48E-03	0.60	231.158	91.302
4.73	12.60	0.70	102.75	0.17	34.33	2.89E-03	0.60	270.828	91.948
4.77	13.20	0.80	103.35	0.14	34.47	2.48E-03	0.60	232.864	92.395
4.80	13.70	0.50	103.85	0.12	34.59	2.07E-03	0.60	194.552	92.761
4.83	14.20	0.50	104.35	0.12	34.71	2.07E-03	0.61	195.109	93.191
4.87	14.90	0.70	105.05	0.17	34.87	2.89E-03	0.61	274.415	93.928
4.90	0.50	0.50	105.55	0.12	34.99	2.07E-03	0.61	196.465	94.240
4.93	1.10	0.60	106.15	0.14	35.13	2.48E-03	0.61	236.650	94.836
4.97	1.60	0.50	106.65	0.12	35.25	2.07E-03	0.62	197.728	95.221
5.00	2.20	0.60	107.25	0.14	35.39	2.48E-03	0.62	238.181	95.829
5.03	2.70	0.50	107.75	0.12	35.51	2.07E-03	0.62	199.011	96.221
5.10	3.70	0.40	108.75	0.09	35.75	1.65E-03	0.62	160.109	97.081
5.13	4.20	0.50	109.25	0.12	35.87	2.07E-03	0.63	200.796	97.617
5.17	4.70	0.50	109.75	0.12	35.99	2.07E-03	0.63	201.399	98.090
5.20	5.40	0.70	110.45	0.17	36.15	2.89E-03	0.63	283.324	98.897
5.23	6.00	0.60	111.05	0.14	36.29	2.48E-03	0.63	243.661	99.410
5.27	6.60	0.60	111.65	0.14	36.44	2.48E-03	0.64	244.555	99.998
5.30	7.00	0.40	112.05	0.09	36.53	1.65E-03	0.64	163.336	100.253
5.33	7.50	0.50	112.55	0.12	36.65	2.07E-03	0.64	204.862	100.821
5.37	7.85	0.35	112.90	0.08	36.73	1.45E-03	0.64	143.647	101.065
5.40	8.45	0.60	113.50	0.14	36.87	2.48E-03	0.64	247.361	101.850
5.43	8.90	0.45	113.95	0.11	36.98	1.86E-03	0.65	185.954	102.201
5.47	9.30	0.40	114.35	0.09	37.08	1.65E-03	0.65	165.680	102.575
5.50	9.80	0.50	114.85	0.12	37.19	2.07E-03	0.65	207.816	103.166
5.53	10.30	0.50	115.35	0.12	37.31	2.07E-03	0.65	208.471	103.688
5.57	10.70	0.40	115.75	0.09	37.41	1.65E-03	0.65	167.146	104.035
5.60	11.20	0.50	116.25	0.12	37.53	2.07E-03	0.65	209.664	104.640
5.63	11.85	0.65	116.90	0.15	37.68	2.69E-03	0.66	273.827	105.451
5.67	12.55	0.70	117.60	0.17	37.85	2.89E-03	0.66	296.267	106.250
5.70	12.90	0.35	117.95	0.08	37.93	1.45E-03	0.66	148.300	106.365
5.73	13.20	0.30	118.25	0.07	38.00	1.24E-03	0.66	127.340	106.656
5.77	13.90	0.70	118.95	0.17	38.16	2.89E-03	0.67	298.869	107.745
5.80	14.30	0.40	119.35	0.09	38.26	1.65E-03	0.67	171.061	107.958
5.83	14.80	0.50	119.85	0.12	38.38	2.07E-03	0.67	214.597	108.602
5.87	15.20	0.40	120.25	0.09	38.47	1.65E-03	0.67	172.073	108.978
5.90	0.50	0.50	120.75	0.12	38.59	2.07E-03	0.67	215.873	109.632
5.93	1.00	0.50	121.25	0.12	38.71	2.07E-03	0.68	216.589	110.211
5.97	1.60	0.60	121.85	0.14	38.85	2.48E-03	0.68	261.034	110.995
6.00	1.90	0.30	122.15	0.07	38.92	1.24E-03	0.68	130.647	111.103
6.03	2.35	0.45	122.60	0.11	39.03	1.86E-03	0.68	196.662	111.759
6.07	2.80	0.45	123.05	0.11	39.14	1.86E-03	0.68	197.258	112.297

B.3. MEDICIÓN 3

l [m]	Medición	$\Delta \ell_p$ [cm]	ℓ_p [cm]	α [°]	θ [°]	α [rad]	θ [rad]	v [km/h]	e_v [km/h]
0.00	1.50	1.50	1.50		10.00		0.17		
0.03	0.85	0.85	2.35	0.56	10.56	9.71E-03	0.18	231.755	54.834
0.07	1.60	0.75	3.10	0.18	10.73	3.10E-03	0.19	204.714	54.758
0.10	2.65	1.05	4.15	0.25	10.98	4.34E-03	0.19	287.152	54.893
0.13	3.50	0.85	5.00	0.20	11.18	3.51E-03	0.20	232.741	54.961
0.17	4.50	1.00	6.00	0.24	11.42	4.13E-03	0.20	274.305	55.083
0.20	5.40	0.90	6.90	0.21	11.63	3.72E-03	0.20	247.232	55.171
0.23	6.00	0.60	7.50	0.14	11.78	2.48E-03	0.21	164.949	55.207
0.27	7.00	1.00	8.50	0.24	12.01	4.13E-03	0.21	275.495	55.363
0.30	7.80	0.80	9.30	0.19	12.20	3.31E-03	0.21	220.672	55.434
0.33	8.70	0.90	10.20	0.21	12.42	3.72E-03	0.22	248.686	55.553
0.37	9.60	0.90	11.10	0.21	12.63	3.72E-03	0.22	249.101	55.663
0.40	10.45	0.85	11.95	0.20	12.83	3.51E-03	0.22	235.627	55.764
0.43	11.45	1.00	12.95	0.24	13.07	4.13E-03	0.23	277.781	55.910
0.47	12.00	0.55	13.50	0.13	13.20	2.27E-03	0.23	152.876	55.928
0.50	12.95	0.95	14.45	0.22	13.42	3.93E-03	0.23	264.657	56.103
0.53	13.80	0.85	15.30	0.20	13.62	3.51E-03	0.24	237.178	56.207
0.57	14.60	0.80	16.10	0.19	13.81	3.31E-03	0.24	223.578	56.312
0.60	0.90	0.90	17.00	0.21	14.03	3.72E-03	0.24	252.019	56.453
0.63	1.60	0.70	17.70	0.17	14.19	2.89E-03	0.25	196.261	56.529
0.67	2.60	1.00	18.70	0.24	14.43	4.13E-03	0.25	281.058	56.717
0.70	3.30	0.70	19.40	0.17	14.59	2.89E-03	0.25	196.974	56.783
0.73	4.30	1.00	20.40	0.24	14.83	4.13E-03	0.26	282.100	56.979
0.77	4.95	0.65	21.05	0.15	14.98	2.69E-03	0.26	183.558	57.033
0.80	5.85	0.90	21.95	0.21	15.20	3.72E-03	0.27	254.742	57.213
0.83	6.60	0.75	22.70	0.18	15.37	3.10E-03	0.27	212.611	57.315
0.87	7.55	0.95	23.65	0.22	15.60	3.93E-03	0.27	269.960	57.504
0.90	8.30	0.75	24.40	0.18	15.78	3.10E-03	0.28	213.451	57.602
0.93	9.10	0.80	25.20	0.19	15.97	3.31E-03	0.28	228.125	57.750
0.97	9.80	0.70	25.90	0.17	16.13	2.89E-03	0.28	199.920	57.858
1.00	10.70	0.90	26.80	0.21	16.35	3.72E-03	0.29	257.663	58.053
1.03	11.60	0.90	27.70	0.21	16.56	3.72E-03	0.29	258.234	58.220
1.07	12.40	0.80	28.50	0.19	16.75	3.31E-03	0.29	229.970	58.354
1.10	13.20	0.80	29.30	0.19	16.94	3.31E-03	0.30	230.434	58.508
1.13	14.00	0.80	30.10	0.19	17.13	3.31E-03	0.30	230.904	58.665
1.17	14.85	0.85	30.95	0.20	17.33	3.51E-03	0.30	245.889	58.843
1.20	0.70	0.70	31.65	0.17	17.49	2.89E-03	0.31	202.827	58.959
1.23	1.45	0.75	32.40	0.18	17.67	3.10E-03	0.31	217.759	59.123
1.27	2.10	0.65	33.05	0.15	17.83	2.69E-03	0.31	189.025	59.241
1.30	3.00	0.90	33.95	0.21	18.04	3.72E-03	0.31	262.450	59.479
1.33	3.70	0.70	34.65	0.17	18.20	2.89E-03	0.32	204.461	59.594
1.37	4.50	0.80	35.45	0.19	18.39	3.31E-03	0.32	234.216	59.790
1.40	5.25	0.75	36.20	0.18	18.57	3.10E-03	0.32	220.020	59.950
1.43	6.10	0.85	37.05	0.20	18.77	3.51E-03	0.33	249.988	60.164
1.47	7.00	0.90	37.95	0.21	18.99	3.72E-03	0.33	265.390	60.385
1.50	7.60	0.60	38.55	0.14	19.13	2.48E-03	0.33	177.155	60.467
1.53	8.60	1.00	39.55	0.24	19.36	4.13E-03	0.34	296.286	60.791
1.57	9.20	0.60	40.15	0.14	19.51	2.48E-03	0.34	177.981	60.856
1.60	9.90	0.70	40.85	0.17	19.67	2.89E-03	0.34	208.105	61.052
1.63	10.60	0.70	41.55	0.17	19.84	2.89E-03	0.35	208.540	61.229
1.67	11.40	0.80	42.35	0.19	20.03	3.31E-03	0.35	238.943	61.457
1.70	12.10	0.70	43.05	0.17	20.19	2.89E-03	0.35	209.489	61.619
1.73	12.90	0.60	43.85	0.19	20.38	3.31E-03	0.36	240.041	61.854
1.77	13.70	0.80	44.65	0.19	20.57	3.31E-03	0.36	240.638	62.071
1.80	14.50	0.80	45.45	0.19	20.76	3.31E-03	0.36	241.242	62.292
1.83	15.30	0.80	46.25	0.19	20.95	3.31E-03	0.37	241.853	62.517
1.87	0.60	0.60	46.85	0.14	21.09	2.48E-03	0.37	181.679	62.640
1.90	1.50	0.90	47.75	0.21	21.31	3.72E-03	0.37	273.442	62.973
1.93	2.20	0.70	48.45	0.17	21.47	2.89E-03	0.37	213.093	63.130
1.97	2.90	0.70	49.15	0.17	21.64	2.89E-03	0.38	213.582	63.340
2.00	3.60	0.70	49.85	0.17	21.80	2.89E-03	0.38	214.077	63.552
2.03	4.40	0.80	50.65	0.19	21.99	3.31E-03	0.38	245.355	63.824
2.07	5.00	0.60	51.25	0.14	22.13	2.48E-03	0.39	184.326	63.960
2.10	5.80	0.80	52.05	0.19	22.32	3.31E-03	0.39	246.519	64.265

2.13	6.50	0.70	52.75	0.17	22.49	2.89E-03	0.39	216.185	64.465
2.17	7.30	0.80	53.55	0.19	22.68	3.31E-03	0.40	247.794	64.754
2.20	8.00	0.70	54.25	0.17	22.85	2.89E-03	0.40	217.312	64.959
2.23	8.70	0.70	54.95	0.17	23.01	2.89E-03	0.40	217.846	65.195
2.27	9.40	0.70	55.65	0.17	23.18	2.89E-03	0.40	218.386	65.435
2.30	10.10	0.70	56.35	0.17	23.34	2.89E-03	0.41	218.932	65.678
2.33	11.00	0.90	57.25	0.21	23.56	3.72E-03	0.41	262.500	66.053
2.37	11.60	0.60	57.85	0.14	23.70	2.48E-03	0.41	188.641	66.181
2.40	12.20	0.60	58.45	0.14	23.84	2.48E-03	0.42	189.056	66.399
2.43	13.00	0.80	59.25	0.19	24.03	3.31E-03	0.42	252.911	66.752
2.47	13.70	0.70	59.95	0.17	24.19	2.89E-03	0.42	221.832	66.984
2.50	14.40	0.70	60.65	0.17	24.36	2.89E-03	0.43	222.413	67.249
2.53	15.00	0.60	61.25	0.14	24.50	2.48E-03	0.43	191.036	67.449
2.57	0.60	0.60	61.85	0.14	24.64	2.48E-03	0.43	191.471	67.681
2.60	1.30	0.70	62.55	0.17	24.81	2.89E-03	0.43	224.023	67.988
2.63	2.10	0.80	63.35	0.19	25.00	3.31E-03	0.44	256.867	68.340
2.67	2.90	0.80	64.15	0.19	25.19	3.31E-03	0.44	257.667	68.665
2.70	3.50	0.60	64.75	0.14	25.33	2.48E-03	0.44	193.629	68.847
2.73	4.10	0.60	65.35	0.14	25.47	2.48E-03	0.44	194.087	69.097
2.77	4.70	0.60	65.95	0.14	25.62	2.48E-03	0.45	194.549	69.349
2.80	5.40	0.70	66.65	0.17	25.78	2.89E-03	0.45	227.654	69.682
2.83	6.10	0.70	67.35	0.17	25.95	2.89E-03	0.45	228.296	69.985
2.90	7.55	0.75	68.80	0.18	26.29	3.10E-03	0.46	246.075	70.644
2.93	8.25	0.70	69.50	0.17	26.46	2.89E-03	0.46	230.308	70.942
2.97	8.85	0.60	70.10	0.14	26.60	2.48E-03	0.46	197.857	71.181
3.00	9.55	0.70	70.80	0.17	26.76	2.89E-03	0.47	231.556	71.541
3.03	10.20	0.65	71.45	0.15	26.92	2.69E-03	0.47	215.581	71.828
3.07	10.80	0.60	72.05	0.14	27.06	2.48E-03	0.47	199.481	72.094
3.10	11.40	0.60	72.65	0.14	27.20	2.48E-03	0.47	199.991	72.382
3.13	12.05	0.65	73.30	0.15	27.36	2.69E-03	0.48	217.283	72.717
3.17	12.60	0.55	73.85	0.13	27.49	2.27E-03	0.48	184.250	72.949
3.20	13.10	0.50	74.35	0.12	27.60	2.07E-03	0.48	167.845	73.178
3.23	14.00	0.90	75.25	0.21	27.82	3.72E-03	0.49	303.572	73.787
3.27	14.60	0.60	75.85	0.14	27.96	2.48E-03	0.49	202.781	73.976
3.30	15.30	0.70	76.55	0.17	28.13	2.89E-03	0.49	237.363	74.377
3.33	0.60	0.60	77.15	0.14	28.27	2.48E-03	0.49	203.952	74.651
3.37	1.30	0.70	77.85	0.17	28.43	2.89E-03	0.50	238.744	75.063
3.40	1.80	0.50	78.35	0.12	28.55	2.07E-03	0.50	170.839	75.249
3.43	2.80	1.00	79.35	0.24	28.79	4.13E-03	0.50	343.621	76.001
3.47	3.10	0.30	79.65	0.07	28.86	1.24E-03	0.50	103.062	75.873
3.50	3.80	0.70	80.35	0.17	29.03	2.89E-03	0.51	241.473	76.430
3.53	4.30	0.50	80.85	0.12	29.14	2.07E-03	0.51	172.799	76.626
3.57	4.90	0.60	81.45	0.14	29.29	2.48E-03	0.51	207.984	77.009
3.60	5.50	0.60	82.05	0.14	29.43	2.48E-03	0.51	208.567	77.353
3.63	6.10	0.60	82.65	0.14	29.57	2.48E-03	0.52	209.155	77.702
3.67	6.70	0.60	83.25	0.14	29.71	2.48E-03	0.52	209.747	78.054
3.70	7.30	0.60	83.85	0.14	29.85	2.48E-03	0.52	210.345	78.410
3.73	7.90	0.60	84.45	0.14	30.00	2.48E-03	0.52	210.948	78.770
3.77	8.80	0.90	85.35	0.21	30.21	3.72E-03	0.53	318.025	79.456
3.80	9.30	0.50	85.85	0.12	30.33	2.07E-03	0.53	176.937	79.580
3.83	9.90	0.60	86.45	0.14	30.47	2.48E-03	0.53	212.966	80.000
3.87	10.50	0.60	87.05	0.14	30.61	2.48E-03	0.53	213.622	80.378
3.90	11.10	0.60	87.65	0.14	30.75	2.48E-03	0.54	214.253	80.760
3.93	11.45	0.35	88.00	0.08	30.84	1.45E-03	0.54	125.120	80.865
3.97	12.00	0.55	88.55	0.13	30.97	2.27E-03	0.54	197.252	81.317
4.00	12.70	0.70	89.25	0.17	31.13	2.89E-03	0.54	252.021	81.849
4.03	13.30	0.60	89.85	0.14	31.27	2.48E-03	0.55	216.615	82.198
4.07	13.80	0.50	90.35	0.12	31.39	2.07E-03	0.55	180.923	82.483
4.10	14.70	0.90	91.25	0.21	31.61	3.72E-03	0.55	327.487	83.296
4.13	15.10	0.40	91.65	0.09	31.70	1.65E-03	0.55	145.661	83.317
4.17	0.60	0.60	92.25	0.14	31.84	2.48E-03	0.56	219.278	83.834
4.20	1.10	0.50	92.75	0.12	31.96	2.07E-03	0.56	183.156	84.132
4.23	1.60	0.50	93.25	0.12	32.08	2.07E-03	0.56	183.631	84.485
4.27	2.20	0.60	93.85	0.14	32.22	2.48E-03	0.56	221.105	84.965
4.30	2.70	0.50	94.35	0.12	32.34	2.07E-03	0.56	184.688	85.272
4.33	3.20	0.50	94.85	0.12	32.46	2.07E-03	0.57	185.175	85.635
4.37	3.70	0.50	95.35	0.12	32.58	2.07E-03	0.57	185.664	86.002
4.40	4.40	0.70	96.05	0.17	32.74	2.89E-03	0.57	261.037	86.629
4.43	5.20	0.80	96.85	0.19	32.93	3.31E-03	0.57	299.689	87.287

B.4. MEDICIÓN 7

t [s]	Medición	$\Delta \ell_p$ [cm]	ℓ_p [cm]	α [°]	θ [°]	α [rad]	θ [rad]	V [km/h]	e_v [km/h]
0.00	1.50	1.50	1.50		15.36		0.27		
0.03	0.95	0.95	2.45	0.22	15.58	3.93E-03	0.27	269.908	57.490
0.07	1.85	0.90	3.35	0.21	15.79	3.72E-03	0.28	256.226	57.637
0.10	2.30	0.45	3.80	0.11	15.90	1.86E-03	0.28	128.181	57.646
0.13	3.25	0.95	4.75	0.22	16.12	3.93E-03	0.28	271.380	57.892
0.17	4.00	0.75	5.50	0.18	16.30	3.10E-03	0.28	214.584	57.995
0.20	4.80	0.80	6.30	0.19	16.49	3.31E-03	0.29	229.353	58.151
0.23	5.60	0.80	7.10	0.19	16.68	3.31E-03	0.29	229.807	58.300
0.27	6.40	0.80	7.90	0.19	16.87	3.31E-03	0.29	230.269	58.453
0.30	7.00	0.60	8.50	0.14	17.01	2.48E-03	0.30	172.920	58.536
0.33	8.00	1.00	9.50	0.24	17.25	4.13E-03	0.30	289.088	58.802
0.37	8.70	0.70	10.20	0.17	17.42	2.89E-03	0.30	202.651	58.891
0.40	9.40	0.70	10.90	0.17	17.58	2.89E-03	0.31	203.022	59.034
0.43	10.00	0.60	11.50	0.14	17.72	2.48E-03	0.31	174.272	59.141
0.47	10.90	0.90	12.40	0.21	17.94	3.72E-03	0.31	262.143	59.386
0.50	11.45	0.55	12.95	0.13	18.07	2.27E-03	0.32	160.361	59.439
0.53	12.20	0.75	13.70	0.18	18.24	3.10E-03	0.32	219.180	59.640
0.57	12.90	0.70	14.40	0.17	18.41	2.89E-03	0.32	204.949	59.786
0.60	13.50	0.60	15.00	0.14	18.55	2.48E-03	0.32	175.939	59.902
0.63	14.00	0.50	15.50	0.12	18.67	2.07E-03	0.33	146.800	59.996
0.67	14.70	0.70	16.20	0.17	18.84	2.89E-03	0.33	205.984	60.196
0.70	0.75	0.75	16.95	0.18	19.01	3.10E-03	0.33	221.184	60.382
0.73	1.55	0.80	17.75	0.19	19.20	3.31E-03	0.34	236.491	60.584
0.77	2.20	0.65	18.40	0.15	19.36	2.69E-03	0.34	192.470	60.711
0.80	2.90	0.70	19.10	0.17	19.52	2.89E-03	0.34	207.716	60.893
0.83	3.65	0.75	19.85	0.18	19.70	3.10E-03	0.34	223.064	61.092
0.87	4.40	0.75	20.60	0.18	19.88	3.10E-03	0.35	223.565	61.282
0.90	4.95	0.55	21.15	0.13	20.01	2.27E-03	0.35	164.170	61.381
0.93	5.85	0.90	22.05	0.21	20.22	3.72E-03	0.35	269.521	61.694
0.97	6.50	0.65	22.70	0.15	20.37	2.69E-03	0.36	194.968	61.811
1.00	7.20	0.70	23.40	0.17	20.54	2.89E-03	0.36	210.438	62.012
1.03	7.70	0.50	23.90	0.12	20.66	2.07E-03	0.36	150.500	62.103
1.07	8.60	0.90	24.80	0.21	20.87	3.72E-03	0.36	271.840	62.446
1.10	9.30	0.70	25.50	0.17	21.04	2.89E-03	0.37	211.835	62.597
1.13	9.90	0.60	26.10	0.14	21.18	2.48E-03	0.37	181.893	62.746
1.17	10.70	0.80	26.90	0.19	21.37	3.31E-03	0.37	243.231	63.027
1.20	11.50	0.80	27.70	0.19	21.56	3.31E-03	0.38	243.867	63.264
1.23	12.10	0.60	28.30	0.14	21.70	2.48E-03	0.38	183.201	63.395
1.27	12.65	0.55	28.85	0.13	21.83	2.27E-03	0.38	168.227	63.550
1.30	13.10	0.45	29.30	0.11	21.94	1.86E-03	0.38	137.823	63.662
1.33	13.70	0.60	29.90	0.14	22.08	2.48E-03	0.39	184.181	63.887
1.37	14.20	0.50	30.40	0.12	22.20	2.07E-03	0.39	153.717	64.018
1.40	14.80	0.60	31.00	0.14	22.34	2.48E-03	0.39	184.868	64.234
1.43	0.90	0.90	31.90	0.21	22.55	3.72E-03	0.39	278.303	64.605
1.47	1.30	0.40	32.30	0.09	22.65	1.65E-03	0.40	123.754	64.602
1.50	1.80	0.50	32.80	0.12	22.77	2.07E-03	0.40	154.988	64.794
1.53	2.45	0.65	33.45	0.15	22.92	2.69E-03	0.40	201.995	65.052
1.57	3.20	0.75	34.20	0.18	23.10	3.10E-03	0.40	233.730	65.334
1.60	4.00	0.80	35.00	0.19	23.29	3.31E-03	0.41	250.044	65.625
1.63	4.50	0.50	35.50	0.12	23.41	2.07E-03	0.41	156.474	65.715
1.67	5.10	0.60	36.10	0.14	23.55	2.48E-03	0.41	188.208	65.955
1.70	5.70	0.60	36.70	0.14	23.69	2.48E-03	0.41	188.618	66.169
1.73	6.40	0.70	37.40	0.17	23.86	2.89E-03	0.42	220.659	66.452
1.77	7.10	0.70	38.10	0.17	24.02	2.89E-03	0.42	221.228	66.710
1.80	7.80	0.70	38.80	0.17	24.19	2.89E-03	0.42	221.804	66.971
1.83	8.50	0.70	39.50	0.17	24.35	2.89E-03	0.43	222.386	67.236
1.87	9.00	0.50	40.00	0.12	24.47	2.07E-03	0.43	159.086	67.367
1.90	9.60	0.60	40.60	0.14	24.61	2.48E-03	0.43	191.374	67.629
1.93	10.50	0.90	41.50	0.21	24.83	3.72E-03	0.43	288.215	68.078
1.97	11.00	0.50	42.00	0.12	24.94	2.07E-03	0.44	160.304	68.150
2.00	11.70	0.70	42.70	0.17	25.11	2.89E-03	0.44	225.122	68.497

2.03	12.20	0.50	43.20	0.12	25.23	2.07E-03	0.44	161.052	68.636
2.07	12.70	0.50	43.70	0.12	25.35	2.07E-03	0.44	161.368	68.842
2.10	13.50	0.80	44.50	0.19	25.54	3.31E-03	0.45	259.158	69.275
2.13	14.10	0.60	45.10	0.14	25.68	2.48E-03	0.45	194.755	69.462
2.17	15.00	0.90	46.00	0.21	25.89	3.72E-03	0.45	293.366	69.951
2.20	0.50	0.50	46.50	0.12	26.01	2.07E-03	0.45	163.178	70.033
2.23	1.10	0.60	47.10	0.14	26.15	2.48E-03	0.46	196.331	70.331
2.27	1.70	0.60	47.70	0.14	26.29	2.48E-03	0.46	196.813	70.598
2.30	2.20	0.50	48.20	0.12	26.41	2.07E-03	0.46	164.314	70.788
2.33	2.80	0.60	48.80	0.14	26.55	2.48E-03	0.46	197.707	71.097
2.37	3.50	0.70	49.50	0.17	26.72	2.89E-03	0.47	231.378	71.456
2.40	4.10	0.60	50.10	0.14	26.86	2.48E-03	0.47	198.782	71.700
2.43	4.80	0.70	50.80	0.17	27.03	2.89E-03	0.47	232.646	72.068
2.47	5.30	0.50	51.30	0.12	27.15	2.07E-03	0.47	166.458	72.233
2.50	5.90	0.60	51.90	0.14	27.29	2.48E-03	0.48	200.304	72.560
2.53	6.50	0.60	52.50	0.14	27.43	2.48E-03	0.48	200.820	72.853
2.57	7.20	0.70	53.20	0.17	27.60	2.89E-03	0.48	235.050	73.238
2.60	7.90	0.70	53.90	0.17	27.76	2.89E-03	0.48	235.767	73.590
2.67	9.10	0.60	55.10	0.14	28.05	2.48E-03	0.49	203.109	74.165
2.70	9.90	0.80	55.90	0.19	28.24	3.31E-03	0.49	271.896	74.662
2.73	10.70	0.80	56.70	0.19	28.43	3.31E-03	0.50	272.871	75.086
2.77	11.20	0.50	57.20	0.12	28.54	2.07E-03	0.50	170.813	75.231
2.80	11.70	0.50	57.70	0.12	28.66	2.07E-03	0.50	171.199	75.501
2.83	12.40	0.70	58.40	0.17	28.83	2.89E-03	0.50	240.552	75.967
2.87	13.00	0.60	59.00	0.14	28.97	2.48E-03	0.51	206.707	76.257
2.90	13.70	0.70	59.70	0.17	29.14	2.89E-03	0.51	241.993	76.692
2.93	14.30	0.60	60.30	0.14	29.28	2.48E-03	0.51	207.952	76.990
2.97	14.90	0.60	60.90	0.14	29.42	2.48E-03	0.51	208.535	77.334
3.00	0.50	0.50	61.40	0.12	29.54	2.07E-03	0.52	174.145	77.580
3.03	1.00	0.50	61.90	0.12	29.66	2.07E-03	0.52	174.556	77.872
3.07	1.60	0.60	62.50	0.14	29.80	2.48E-03	0.52	210.112	78.271
3.10	2.10	0.50	63.00	0.12	29.92	2.07E-03	0.52	175.469	78.525
3.13	2.70	0.60	63.60	0.14	30.06	2.48E-03	0.52	211.218	78.932
3.17	3.20	0.50	64.10	0.12	30.18	2.07E-03	0.53	176.396	79.190
3.20	3.70	0.50	64.60	0.12	30.30	2.07E-03	0.53	176.823	79.498
3.23	4.30	0.60	65.20	0.14	30.44	2.48E-03	0.53	212.858	79.917
3.27	4.90	0.60	65.80	0.14	30.58	2.48E-03	0.53	213.483	80.294
3.30	5.40	0.50	66.30	0.12	30.70	2.07E-03	0.54	178.295	80.564
3.33	6.00	0.60	66.90	0.14	30.84	2.48E-03	0.54	214.642	80.996
3.37	6.60	0.60	67.50	0.14	30.98	2.48E-03	0.54	215.282	81.385
3.40	7.10	0.50	68.00	0.12	31.10	2.07E-03	0.54	179.805	81.663
3.43	7.65	0.55	68.55	0.13	31.23	2.27E-03	0.55	198.356	82.051
3.47	8.20	0.55	69.10	0.13	31.36	2.27E-03	0.55	198.906	82.419
3.50	8.90	0.70	69.80	0.17	31.53	2.89E-03	0.55	254.150	82.967
3.53	9.60	0.70	70.50	0.17	31.69	2.89E-03	0.55	255.059	83.446
3.57	10.20	0.60	71.10	0.14	31.84	2.48E-03	0.56	219.240	83.811
3.60	10.70	0.50	71.60	0.12	31.95	2.07E-03	0.56	183.125	84.109
3.63	11.20	0.50	72.10	0.12	32.07	2.07E-03	0.56	183.599	84.461
3.67	11.70	0.50	72.60	0.12	32.19	2.07E-03	0.56	184.078	84.817
3.70	12.30	0.60	73.20	0.14	32.33	2.48E-03	0.56	221.646	85.301
3.73	12.80	0.50	73.70	0.12	32.45	2.07E-03	0.57	185.142	85.611
3.77	13.25	0.45	74.15	0.11	32.56	1.86E-03	0.57	167.002	85.913
3.80	13.85	0.60	74.75	0.14	32.70	2.48E-03	0.57	223.468	86.438
3.83	14.35	0.50	75.25	0.12	32.82	2.07E-03	0.57	186.671	86.757
3.87	15.00	0.65	75.90	0.15	32.97	2.69E-03	0.58	243.617	87.330
3.90	15.80	0.80	76.70	0.19	33.16	3.31E-03	0.58	301.256	88.027

B.5. MEDICIÓN 8

t [s]	Medición	Δl_{ij} [cm]	l_{ij} [cm]	α [°]	θ [°]	α [rad]	θ [rad]	v [km/h]	e [km/h]
0.00	10.40	10.40	10.40		17.46		0.30		
0.03	0.90	0.90	11.30	2.68	17.68	4.67E-02	0.31	3329.762	61.221

0.07	1.80	0.90	12.20	0.21	17.89	3.72E-03	0.31	262.002	59.343
0.10	2.80	1.00	13.20	0.24	18.13	4.13E-03	0.32	291.942	59.578
0.13	3.80	1.00	14.20	0.24	18.36	4.13E-03	0.32	292.744	59.799
0.17	4.70	0.90	15.10	0.21	18.58	3.72E-03	0.32	264.092	59.983
0.20	5.60	0.90	16.00	0.21	18.79	3.72E-03	0.33	264.761	60.190
0.23	6.50	0.90	16.90	0.21	19.00	3.72E-03	0.33	265.440	60.401
0.27	7.45	0.95	17.85	0.22	19.23	3.93E-03	0.34	280.976	60.639
0.30	8.30	0.85	18.70	0.20	19.43	3.51E-03	0.34	251.986	60.826
0.33	9.25	0.95	19.65	0.22	19.65	3.93E-03	0.34	282.464	61.084
0.37	9.95	0.70	20.35	0.17	19.82	2.89E-03	0.35	208.488	61.208
0.40	10.85	0.90	21.25	0.21	20.03	3.72E-03	0.35	268.865	61.483
0.43	11.85	1.00	22.25	0.24	20.27	4.13E-03	0.35	299.698	61.769
0.47	12.50	0.65	22.90	0.15	20.42	2.69E-03	0.36	195.089	61.865
0.50	13.00	0.50	23.40	0.12	20.54	2.07E-03	0.36	150.266	61.966
0.53	13.70	0.70	24.10	0.17	20.71	2.89E-03	0.36	210.898	62.204
0.57	14.30	0.60	24.70	0.14	20.85	2.48E-03	0.36	181.083	62.348
0.60	15.35	1.05	25.75	0.25	21.10	4.34E-03	0.37	318.185	62.752
0.63	0.70	0.70	26.45	0.17	21.26	2.89E-03	0.37	212.482	62.871
0.67	1.10	0.40	26.85	0.09	21.36	1.65E-03	0.37	121.517	62.915
0.70	2.25	1.15	26.00	0.27	21.63	4.75E-03	0.38	351.108	63.441
0.73	3.15	0.90	28.90	0.21	21.84	3.72E-03	0.38	275.486	63.653
0.77	3.85	0.70	29.60	0.17	22.01	2.89E-03	0.38	214.697	63.819
0.80	4.80	0.95	30.55	0.22	22.23	3.93E-03	0.39	292.435	64.182
0.83	5.70	0.90	31.45	0.21	22.45	3.72E-03	0.39	277.872	64.458
0.87	6.50	0.80	32.25	0.19	22.64	3.31E-03	0.40	247.637	64.693
0.90	7.10	0.60	32.85	0.14	22.78	2.48E-03	0.40	186.050	64.838
0.93	7.90	0.80	33.65	0.19	22.97	3.31E-03	0.40	248.850	65.161
0.97	8.80	0.90	34.55	0.21	23.18	3.72E-03	0.40	280.899	65.496
1.00	9.60	0.80	35.35	0.19	23.37	3.31E-03	0.41	250.358	65.747
1.03	10.50	0.90	36.25	0.21	23.58	3.72E-03	0.41	282.620	66.095
1.07	11.30	0.80	37.05	0.19	23.77	3.31E-03	0.41	251.904	66.354
1.10	12.00	0.70	37.75	0.17	23.94	2.89E-03	0.42	220.943	66.581
1.13	12.95	0.95	38.70	0.22	24.16	3.93E-03	0.42	301.048	67.009
1.17	13.10	0.15	38.85	0.04	24.20	6.20E-04	0.42	47.490	66.825
1.20	13.60	0.50	39.35	0.12	24.32	2.07E-03	0.42	158.898	67.119
1.23	14.90	1.30	40.65	0.31	24.63	5.37E-03	0.43	415.276	67.867
1.27	15.20	0.30	40.95	0.07	24.70	1.24E-03	0.43	95.760	67.673
1.30	0.60	0.60	41.55	0.14	24.84	2.48E-03	0.43	192.069	68.003
1.33	1.80	1.20	42.75	0.28	25.12	4.96E-03	0.44	386.375	68.679
1.37	2.55	0.75	43.50	0.18	25.30	3.10E-03	0.44	241.981	68.841
1.40	3.10	0.55	44.05	0.13	25.43	2.27E-03	0.44	177.767	69.004
1.43	3.50	0.40	44.45	0.09	25.52	1.65E-03	0.45	129.451	69.121
1.47	4.70	1.20	45.85	0.28	25.81	4.96E-03	0.45	390.840	69.902
1.50	5.40	0.70	46.35	0.17	25.97	2.89E-03	0.45	228.403	70.036
1.53	6.35	0.95	47.30	0.22	26.20	3.93E-03	0.46	311.334	70.542
1.57	7.00	0.85	47.95	0.15	26.35	2.69E-03	0.46	213.454	70.728
1.60	7.70	0.70	48.65	0.17	26.52	2.89E-03	0.46	230.562	71.064
1.63	8.30	0.60	49.25	0.14	26.66	2.48E-03	0.47	198.076	71.304
1.67	9.10	0.80	50.05	0.19	26.85	3.31E-03	0.47	265.098	71.749
1.70	9.85	0.75	50.80	0.18	27.03	3.10E-03	0.47	249.290	72.086
1.73	10.50	0.65	51.45	0.15	27.18	2.69E-03	0.47	216.603	72.361
1.77	11.20	0.70	52.15	0.17	27.35	2.89E-03	0.48	233.988	72.719
1.80	11.95	0.75	52.90	0.18	27.53	3.10E-03	0.48	251.540	73.108
1.83	12.90	0.95	53.85	0.22	27.75	3.93E-03	0.48	320.075	73.662
1.87	13.70	0.80	54.65	0.19	27.94	3.31E-03	0.49	270.395	74.012
1.90	14.40	0.70	55.35	0.17	28.11	2.89E-03	0.49	237.276	74.334
1.93	14.90	0.50	55.85	0.12	28.22	2.07E-03	0.49	169.784	74.515
1.97	0.65	0.65	56.50	0.15	28.38	2.69E-03	0.50	221.434	74.918
2.00	1.40	0.75	57.25	0.18	28.56	3.10E-03	0.50	256.422	75.361
2.03	2.20	0.80	58.05	0.19	28.75	3.31E-03	0.50	274.542	75.817
2.07	2.70	0.50	58.55	0.12	28.86	2.07E-03	0.50	171.862	75.966
2.10	3.50	0.80	59.35	0.19	29.05	3.31E-03	0.51	276.181	76.538
2.13	4.10	0.60	59.95	0.14	29.19	2.48E-03	0.51	207.615	76.791
2.17	4.60	0.50	60.45	0.12	29.31	2.07E-03	0.51	173.374	77.032
2.20	5.40	0.80	61.25	0.19	29.50	3.31E-03	0.51	278.633	77.625
2.23	6.10	0.70	61.95	0.17	29.67	2.89E-03	0.52	244.551	77.990
2.27	6.80	0.70	62.65	0.17	29.83	2.89E-03	0.52	245.364	78.405
2.30	7.40	0.60	63.25	0.14	29.98	2.48E-03	0.52	210.864	78.720
2.33	8.30	0.90	64.15	0.21	30.19	3.72E-03	0.53	317.897	79.405
2.37	8.90	0.60	64.75	0.14	30.33	2.48E-03	0.53	212.393	79.637
2.40	9.50	0.60	65.35	0.14	30.47	2.48E-03	0.53	213.014	80.011

2.43	10.30	0.80	66.15	0.19	30.66	3.31E-03	0.54	285.273	80.611
2.47	10.90	0.60	66.75	0.14	30.81	2.48E-03	0.54	214.483	80.899
2.50	11.60	0.70	67.45	0.17	30.97	2.89E-03	0.54	251.162	81.401
2.53	12.10	0.50	67.95	0.12	31.09	2.07E-03	0.54	179.760	81.631
2.57	13.10	1.00	68.95	0.24	31.33	4.13E-03	0.55	361.785	82.542
2.60	13.60	0.50	69.45	0.12	31.44	2.07E-03	0.55	181.121	82.629
2.63	14.20	0.60	70.05	0.14	31.59	2.48E-03	0.55	218.065	83.087
2.67	14.80	0.60	70.65	0.14	31.73	2.48E-03	0.55	218.734	83.499
2.70	0.70	0.70	71.35	0.17	31.89	2.89E-03	0.56	256.176	84.037
2.73	1.20	0.50	71.85	0.12	32.01	2.07E-03	0.56	183.362	84.285
2.77	1.70	0.50	72.35	0.12	32.13	2.07E-03	0.56	183.838	84.639
2.80	2.30	0.60	72.95	0.14	32.27	2.48E-03	0.56	221.355	85.121
2.83			73.55					252.267	85.604
2.87	3.70	0.70	74.35	0.17	32.60	2.89E-03	0.57	260.229	86.196
2.90	4.20	0.50	74.85	0.12	32.72	2.07E-03	0.57	186.273	86.458
2.93	4.80	0.60	75.45	0.14	32.87	2.48E-03	0.57	224.305	86.962
2.97	5.60	0.80	76.25	0.19	33.05	3.31E-03	0.58	300.524	87.681
3.00	6.20	0.60	76.85	0.14	33.20	2.48E-03	0.58	226.003	88.030
3.03	7.00	0.80	77.65	0.19	33.39	3.31E-03	0.58	302.818	88.767
3.07	7.60	0.60	78.25	0.14	33.53	2.48E-03	0.59	227.736	89.125
3.10	8.10	0.50	78.75	0.12	33.65	2.07E-03	0.59	190.251	89.465
3.13	8.60	0.50	79.25	0.12	33.76	2.07E-03	0.59	190.777	89.866
3.17	9.10	0.50	79.75	0.12	33.88	2.07E-03	0.59	191.307	90.270
3.20	9.70	0.60	80.35	0.14	34.03	2.48E-03	0.59	230.403	90.820
3.23	10.20	0.50	80.85	0.12	34.14	2.07E-03	0.60	192.487	91.173
3.27	10.90	0.70	81.55	0.17	34.31	2.89E-03	0.60	270.700	91.878
3.30	11.60	0.70	82.25	0.17	34.48	2.89E-03	0.60	271.778	92.471
3.33	12.30	0.70	82.95	0.17	34.64	2.89E-03	0.60	272.866	93.071
3.37	12.80	0.50	83.45	0.12	34.76	2.07E-03	0.61	195.352	93.379
3.40	13.50	0.70	84.15	0.17	34.93	2.89E-03	0.61	274.759	94.116
3.43	14.00	0.50	84.65	0.12	35.04	2.07E-03	0.61	196.712	94.431
3.47	14.20	0.20	84.85	0.05	35.09	8.27E-04	0.61	78.708	94.418
3.50	15.20	1.00	85.85	0.24	35.33	4.13E-03	0.62	396.774	95.832
3.53	0.60	0.60	86.45	0.14	35.47	2.48E-03	0.62	238.626	96.118
3.57	1.10	0.50	86.95	0.12	35.59	2.07E-03	0.62	199.385	96.513
3.60	1.50	0.40	87.35	0.09	35.68	1.65E-03	0.62	159.840	96.817
3.63	2.00	0.50	87.85	0.12	35.80	2.07E-03	0.62	200.456	97.350
3.67	2.50	0.50	88.35	0.12	35.92	2.07E-03	0.63	201.057	97.822
3.70	3.10	0.60	88.95	0.14	36.06	2.48E-03	0.63	242.213	98.461
3.73	3.65	0.55	89.50	0.13	36.19	2.27E-03	0.63	222.735	98.955
3.77	4.15	0.50	90.00	0.12	36.31	2.07E-03	0.63	203.071	99.406
3.80	4.75	0.60	90.60	0.14	36.45	2.48E-03	0.64	244.655	100.064
3.83	5.20	0.45	91.05	0.11	36.56	1.86E-03	0.64	183.913	100.404
3.87	5.80	0.60	91.65	0.14	36.70	2.48E-03	0.64	246.239	101.108
3.90	6.30	0.50	92.15	0.12	36.82	2.07E-03	0.64	205.772	101.541
3.93	7.00	0.70	92.85	0.17	36.99	2.89E-03	0.65	289.516	102.399
3.97	7.30	0.30	93.15	0.07	37.06	1.24E-03	0.65	124.157	102.417
4.00	8.00	0.70	93.85	0.17	37.22	2.89E-03	0.65	291.339	103.434
4.03	8.50	0.50	94.35	0.12	37.34	2.07E-03	0.65	208.625	103.811
4.07	9.15	0.65	95.00	0.15	37.49	2.89E-03	0.65	272.462	104.611
4.10	9.50	0.35	95.35	0.08	37.58	1.45E-03	0.66	146.897	104.759
4.13	9.90	0.40	95.75	0.09	37.67	1.65E-03	0.66	168.338	105.226
4.17	10.45	0.55	96.30	0.13	37.80	2.27E-03	0.66	232.394	105.935
4.20	11.00	0.55	96.85	0.13	37.93	2.27E-03	0.66	233.219	106.537
4.23	11.50	0.50	97.35	0.12	38.05	2.07E-03	0.66	212.670	107.050
4.27	12.00	0.50	97.85	0.12	38.17	2.07E-03	0.67	213.362	107.607
4.30	12.55	0.55	98.40	0.13	38.30	2.27E-03	0.67	235.580	108.264
4.33	13.05	0.50	98.90	0.12	38.42	2.07E-03	0.67	214.832	108.791
4.37	13.55	0.50	99.40	0.12	38.54	2.07E-03	0.67	215.540	109.363
4.40	14.00	0.45	99.85	0.11	38.64	1.86E-03	0.67	194.532	109.842
4.43	14.50	0.50	100.35	0.12	38.76	2.07E-03	0.68	216.901	110.464
4.47	15.00	0.50	100.85	0.12	38.88	2.07E-03	0.68	217.625	111.050
4.50	0.50	0.50	101.35	0.12	39.00	2.07E-03	0.68	218.354	111.642
4.53	1.00	0.50	101.85	0.12	39.12	2.07E-03	0.68	219.089	112.239
4.57	1.60	0.60	102.45	0.14	39.26	2.48E-03	0.69	264.064	113.046

B.6. MEDICIÓN 10

t [s]	Medición	$\Delta \ell_p$ [cm]	ℓ_p [cm]	α [°]	θ [°]	α [rad]	θ [rad]	v [km/h]	e_v [km/h]
0.00	35.00	35.00	35.00		23.29		0.41		
0.03	0.90	0.90	35.90	0.21	23.50	3.72E-03	0.41	282.262	65.970
0.07	1.70	0.80	36.70	0.19	23.69	3.31E-03	0.41	251.583	66.227
0.10	2.20	0.50	37.20	0.12	23.81	2.07E-03	0.42	157.440	66.321
0.13	2.95	0.75	37.95	0.18	23.99	3.10E-03	0.42	236.921	66.669
0.17	3.50	0.55	38.50	0.13	24.12	2.27E-03	0.42	174.032	66.814
0.20	4.20	0.70	39.20	0.17	24.28	2.89E-03	0.42	222.136	67.122
0.23	4.90	0.70	39.90	0.17	24.45	2.89E-03	0.43	222.721	67.389
0.27	5.60	0.70	40.60	0.17	24.61	2.89E-03	0.43	223.312	67.660
0.30	6.40	0.80	41.40	0.19	24.80	3.31E-03	0.43	256.043	68.006
0.33	7.20	0.80	42.20	0.19	24.99	3.31E-03	0.44	256.834	68.326
0.37	7.70	0.50	42.70	0.12	25.11	2.07E-03	0.44	160.739	68.432
0.40	8.40	0.70	43.40	0.17	25.28	2.89E-03	0.44	225.736	68.783
0.43	9.00	0.60	44.00	0.14	25.42	2.48E-03	0.44	193.908	68.999
0.47	9.60	0.60	44.60	0.14	25.56	2.48E-03	0.45	194.369	69.251
0.50	10.40	0.80	45.40	0.19	25.75	3.31E-03	0.45	260.089	69.658
0.53	10.90	0.50	45.90	0.12	25.87	2.07E-03	0.45	162.784	69.772
0.57	11.70	0.80	46.70	0.19	26.06	3.31E-03	0.45	261.456	70.224
0.60	12.30	0.60	47.30	0.14	26.20	2.48E-03	0.46	196.491	70.420
0.63	12.95	0.65	47.95	0.15	26.35	2.69E-03	0.46	213.454	70.728
0.67	13.55	0.60	48.55	0.14	26.50	2.48E-03	0.46	197.502	70.983
0.70	14.25	0.70	49.25	0.17	26.66	2.89E-03	0.47	231.137	71.340
0.73	14.85	0.60	49.85	0.14	26.80	2.48E-03	0.47	198.573	71.583
0.77	0.55	0.55	50.40	0.13	26.93	2.27E-03	0.47	182.427	71.823
0.80	1.35	0.80	51.20	0.19	27.12	3.31E-03	0.47	266.390	72.296
0.83	1.95	0.60	51.80	0.14	27.27	2.48E-03	0.48	200.218	72.511
0.87	2.50	0.55	52.35	0.13	27.40	2.27E-03	0.48	183.947	72.761
0.90	3.20	0.70	53.05	0.17	27.56	2.89E-03	0.48	234.898	73.164
0.93	3.70	0.50	53.55	0.12	27.68	2.07E-03	0.48	168.075	73.336
0.97	4.45	0.75	54.30	0.18	27.86	3.10E-03	0.49	253.078	73.813
1.00	5.00	0.55	54.85	0.13	27.99	2.27E-03	0.49	185.958	74.016
1.03	5.60	0.60	55.45	0.14	28.13	2.48E-03	0.49	203.424	74.346
1.07	6.20	0.60	56.05	0.14	28.27	2.48E-03	0.49	203.967	74.660
1.10	6.70	0.50	56.55	0.12	28.39	2.07E-03	0.50	170.315	74.884
1.13	7.50	0.80	57.35	0.19	28.58	3.31E-03	0.50	273.671	75.436
1.17	8.10	0.60	57.95	0.14	28.72	2.48E-03	0.50	205.719	75.679
1.20	8.60	0.50	58.45	0.12	28.84	2.07E-03	0.50	171.784	75.911
1.23	9.20	0.60	59.05	0.14	28.98	2.48E-03	0.51	206.755	76.285
1.27	9.80	0.60	59.65	0.14	29.12	2.48E-03	0.51	207.327	76.622
1.30	10.50	0.70	60.35	0.17	29.29	2.89E-03	0.51	242.724	77.062
1.33	11.10	0.60	60.95	0.14	29.43	2.48E-03	0.51	208.583	77.363
1.37	11.70	0.60	61.55	0.14	29.57	2.48E-03	0.52	209.171	77.711
1.40	12.20	0.50	62.05	0.12	29.69	2.07E-03	0.52	174.679	77.960
1.43	12.80	0.60	62.65	0.14	29.83	2.48E-03	0.52	210.262	78.360
1.47	13.55	0.75	63.40	0.18	30.01	3.10E-03	0.52	263.865	78.879
1.50	14.15	0.60	64.00	0.14	30.15	2.48E-03	0.53	211.624	79.175
1.53	14.75	0.60	64.60	0.14	30.30	2.48E-03	0.53	212.239	79.544
1.57	15.20	0.45	65.05	0.11	30.40	1.86E-03	0.53	159.469	79.753
1.60	0.60	0.60	65.65	0.14	30.54	2.48E-03	0.53	213.326	80.199
1.63	1.25	0.65	66.30	0.15	30.70	2.69E-03	0.54	231.870	80.635
1.67	1.90	0.65	66.95	0.15	30.85	2.69E-03	0.54	232.615	81.052
1.70	2.45	0.55	67.50	0.13	30.98	2.27E-03	0.54	197.317	81.361
1.73	3.10	0.85	68.15	0.15	31.14	2.69E-03	0.54	234.009	81.836
1.77	3.70	0.60	68.75	0.14	31.28	2.48E-03	0.55	216.633	82.209
1.80	4.30	0.60	69.35	0.14	31.42	2.48E-03	0.55	217.291	82.612
1.83	4.85	0.55	69.90	0.13	31.55	2.27E-03	0.55	199.714	82.959
1.87	5.50	0.65	70.55	0.15	31.70	2.69E-03	0.55	236.871	83.455
1.90	5.95	0.45	71.00	0.11	31.81	1.86E-03	0.56	164.282	83.664
1.93	6.60	0.65	71.65	0.15	31.97	2.69E-03	0.56	238.216	84.222
1.97	7.10	0.50	72.15	0.12	32.08	2.07E-03	0.56	183.647	84.497
2.00	7.70	0.60	72.75	0.14	32.23	2.48E-03	0.56	221.124	84.977
2.03	8.30	0.60	73.35	0.14	32.37	2.48E-03	0.56	221.820	85.410
2.07	8.95	0.65	74.00	0.15	32.52	2.69E-03	0.57	241.161	85.911
2.10	9.40	0.45	74.45	0.11	32.63	1.86E-03	0.57	167.267	86.134

2.13	9.90	0.50	74.95	0.12	32.75	2.07E-03	0.57	186.372	86.533
2.17	10.40	0.50	75.45	0.12	32.87	2.07E-03	0.57	186.870	86.907
2.20	10.90	0.50	75.95	0.12	32.98	2.07E-03	0.58	187.372	87.285
2.23	11.50	0.60	76.55	0.14	33.13	2.48E-03	0.58	225.636	87.799
2.27	12.00	0.50	77.05	0.12	33.24	2.07E-03	0.58	188.489	88.128
2.30	12.50	0.50	77.55	0.12	33.36	2.07E-03	0.58	189.003	88.517
2.33	13.00	0.50	78.05	0.12	33.48	2.07E-03	0.58	189.520	88.910
2.37	13.50	0.50	78.55	0.12	33.60	2.07E-03	0.59	190.041	89.306
2.40	14.05	0.55	79.10	0.13	33.73	2.27E-03	0.59	209.710	89.774
2.43	14.60	0.55	79.65	0.13	33.86	2.27E-03	0.59	210.350	90.219
2.47	15.20	0.60	80.25	0.14	34.00	2.48E-03	0.59	230.274	90.738
2.50	0.50	0.50	80.75	0.12	34.12	2.07E-03	0.60	192.379	91.090
2.53	1.10	0.60	81.35	0.14	34.26	2.48E-03	0.60	231.701	91.650
2.57	1.60	0.50	81.85	0.12	34.38	2.07E-03	0.60	193.576	92.009
2.60	2.00	0.40	82.25	0.09	34.48	1.65E-03	0.60	155.169	92.287
2.63	2.50	0.50	82.75	0.12	34.59	2.07E-03	0.60	194.570	92.775
2.67	3.15	0.65	83.40	0.15	34.75	2.69E-03	0.61	253.995	93.429
2.70	3.70	0.55	83.95	0.13	34.88	2.27E-03	0.61	215.539	93.846
2.73	4.30	0.60	84.55	0.14	35.02	2.48E-03	0.61	235.986	94.406
2.77	4.80	0.50	85.05	0.12	35.14	2.07E-03	0.61	197.170	94.787
2.80	5.10	0.30	85.35	0.07	35.21	1.24E-03	0.61	118.440	94.928
2.87	6.00	0.60	86.25	0.14	35.42	2.48E-03	0.62	238.344	95.936
2.90	6.70	0.70	86.95	0.17	35.59	2.89E-03	0.62	279.305	96.645
2.93	7.15	0.45	87.40	0.11	35.69	1.86E-03	0.62	179.900	96.897
2.97	7.70	0.55	87.95	0.13	35.82	2.27E-03	0.63	220.666	97.478
3.00	8.30	0.60	88.55	0.14	35.97	2.48E-03	0.63	241.631	98.079
3.03	8.70	0.40	88.95	0.09	36.06	1.65E-03	0.63	161.378	98.325
3.07	9.15	0.45	89.40	0.11	36.17	1.86E-03	0.63	182.072	98.790
3.10	9.65	0.50	89.90	0.12	36.29	2.07E-03	0.63	202.948	99.309
3.13	10.10	0.45	90.35	0.11	36.39	1.86E-03	0.64	183.127	99.714
3.17	10.60	0.50	90.85	0.12	36.51	2.07E-03	0.64	204.129	100.241
3.20	11.15	0.55	91.40	0.13	36.64	2.27E-03	0.64	225.337	100.823
3.23	11.60	0.45	91.85	0.11	36.75	1.86E-03	0.64	184.822	101.203
3.27	12.15	0.55	92.40	0.13	36.88	2.27E-03	0.64	226.736	101.831
3.30	12.60	0.45	92.85	0.11	36.99	1.86E-03	0.65	185.973	102.218
3.33	13.00	0.40	93.25	0.09	37.08	1.65E-03	0.65	165.697	102.592
3.37	13.50	0.50	93.75	0.12	37.20	2.07E-03	0.65	207.838	103.183
3.40	13.85	0.35	94.10	0.08	37.28	1.45E-03	0.65	145.738	103.438
3.43	14.30	0.45	94.55	0.11	37.39	1.86E-03	0.65	187.970	103.984
3.47	14.80	0.50	95.05	0.12	37.51	2.07E-03	0.65	209.553	104.552
3.50	0.50	0.50	95.55	0.12	37.62	2.07E-03	0.66	210.221	105.086
3.53	0.95	0.45	96.00	0.11	37.73	1.86E-03	0.66	189.714	105.533
3.57	1.40	0.45	96.45	0.11	37.84	1.86E-03	0.66	190.263	106.022
3.60	1.85	0.45	96.90	0.11	37.94	1.86E-03	0.66	190.815	106.515
3.63	2.30	0.45	97.35	0.11	38.05	1.86E-03	0.66	191.372	107.011
3.67	2.60	0.30	97.65	0.07	38.12	1.24E-03	0.67	127.768	107.228
3.70	2.95	0.35	98.00	0.08	38.20	1.45E-03	0.67	149.426	107.657
3.73	3.30	0.35	98.35	0.08	38.29	1.45E-03	0.67	149.768	108.050
3.77	3.60	0.50	98.85	0.12	38.41	2.07E-03	0.67	214.761	108.735
3.80	4.15	0.35	99.20	0.08	38.49	1.45E-03	0.67	150.605	109.014
3.83	4.60	0.45	99.65	0.11	38.60	1.86E-03	0.67	194.275	109.611
3.87	5.05	0.45	100.10	0.11	38.70	1.86E-03	0.68	194.854	110.132

B.7. MEDICIÓN 15

t [s]	Medición	$\Delta \ell_p$ [cm]	ℓ_p [cm]	α [°]	θ [°]	α [rad]	θ [rad]	V [km/h]	e_v [km/h]
0.00	0.90	0.90	0.90		15.21		0.27		
0.03	0.90	0.90	1.80	0.43	15.43	7.44E-03	0.27	255.304	57.508
0.07	1.60	0.70	2.50	0.17	15.59	2.89E-03	0.27	198.845	57.461
0.10	2.50	0.90	3.40	0.21	15.81	3.72E-03	0.28	256.256	57.646
0.13	3.40	0.90	4.30	0.21	16.02	3.72E-03	0.28	256.804	57.804
0.17	4.10	0.70	5.00	0.17	16.18	2.89E-03	0.28	200.024	57.897

0.20	4.90	0.80	5.80	0.19	16.37	3.31E-03	0.29	229.071	58.058
0.23	5.80	0.90	6.70	0.21	16.59	3.72E-03	0.29	258.309	58.242
0.27	6.40	0.60	7.30	0.14	16.73	2.48E-03	0.29	172.398	58.305
0.30	7.30	0.90	8.20	0.21	16.94	3.72E-03	0.30	259.282	58.528
0.33	8.10	0.80	9.00	0.19	17.13	3.31E-03	0.30	230.913	58.668
0.37	8.85	0.75	9.75	0.18	17.31	3.10E-03	0.30	216.886	58.809
0.40	9.60	0.75	10.50	0.18	17.49	3.10E-03	0.31	217.310	58.961
0.43	10.35	0.75	11.25	0.18	17.66	3.10E-03	0.31	217.739	59.116
0.47	11.30	0.95	12.20	0.22	17.89	3.93E-03	0.31	276.577	59.353
0.50	11.90	0.60	12.80	0.14	18.03	2.48E-03	0.31	174.880	59.416
0.53	12.90	1.00	13.80	0.24	18.27	4.13E-03	0.32	292.421	59.710
0.57	13.80	0.90	14.70	0.21	18.48	3.72E-03	0.32	263.798	59.892
0.60	14.50	0.70	15.40	0.17	18.65	2.89E-03	0.33	205.520	60.012
0.63	15.20	0.70	16.10	0.17	18.81	2.89E-03	0.33	205.925	60.173
0.67	0.70	0.70	16.80	0.17	18.98	2.89E-03	0.33	206.335	60.337
0.70	1.30	0.60	17.40	0.14	19.12	2.48E-03	0.33	177.138	60.459
0.73	2.10	0.80	18.20	0.19	19.31	3.31E-03	0.34	236.800	60.693
0.77	2.60	0.50	18.70	0.12	19.43	2.07E-03	0.34	148.151	60.753
0.80	3.10	0.50	19.20	0.12	19.55	2.07E-03	0.34	148.369	60.876
0.83	3.60	0.50	19.70	0.12	19.66	2.07E-03	0.34	148.588	61.001
0.87	4.50	0.90	20.60	0.21	19.88	3.72E-03	0.35	268.338	61.315
0.90	5.10	0.60	21.20	0.14	20.02	2.48E-03	0.35	179.135	61.405
0.93	5.90	0.80	22.00	0.19	20.21	3.31E-03	0.35	239.501	61.658
0.97	6.80	0.90	22.90	0.21	20.42	3.72E-03	0.36	270.227	61.922
1.00	7.50	0.70	23.60	0.17	20.59	2.89E-03	0.36	210.569	62.067
1.03	8.10	0.60	24.20	0.14	20.73	2.48E-03	0.36	180.798	62.209
1.07	8.70	0.60	24.80	0.14	20.87	2.48E-03	0.36	181.141	62.376
1.10	9.35	0.65	25.45	0.15	21.03	2.69E-03	0.37	196.657	62.571
1.13	10.10	0.75	26.20	0.18	21.20	3.10E-03	0.37	227.494	62.810
1.17	10.80	0.70	26.90	0.17	21.37	2.89E-03	0.37	212.792	63.003
1.20	11.70	0.90	27.80	0.21	21.58	3.72E-03	0.38	274.486	63.319
1.23	12.30	0.60	28.40	0.14	21.72	2.48E-03	0.38	183.262	63.425
1.27	13.15	0.85	29.25	0.20	21.93	3.51E-03	0.38	260.464	63.748
1.30	13.85	0.70	29.95	0.17	22.09	2.89E-03	0.39	214.950	63.928
1.33	14.40	0.55	30.50	0.13	22.22	2.27E-03	0.39	169.160	64.062
1.37	15.15	0.75	31.25	0.18	22.40	3.10E-03	0.39	231.342	64.354
1.40	0.50	0.50	31.75	0.12	22.52	2.07E-03	0.39	154.426	64.450
1.43	1.00	0.50	32.25	0.12	22.64	2.07E-03	0.40	154.693	64.613
1.47	1.50	0.50	32.75	0.12	22.75	2.07E-03	0.40	154.961	64.777
1.50	2.20	0.70	33.45	0.17	22.92	2.89E-03	0.40	217.553	65.066
1.53	2.85	0.65	34.10	0.15	23.07	2.69E-03	0.40	202.458	65.272
1.57	3.40	0.55	34.65	0.13	23.20	2.27E-03	0.40	171.615	65.433
1.60	4.05	0.65	35.30	0.15	23.36	2.69E-03	0.41	203.325	65.687
1.63	4.90	0.85	36.15	0.20	23.56	3.51E-03	0.41	266.798	66.044
1.67	5.50	0.60	36.75	0.14	23.70	2.48E-03	0.41	188.653	66.187
1.70	6.30	0.80	37.55	0.19	23.89	3.31E-03	0.42	252.367	66.537
1.73	6.90	0.60	38.15	0.14	24.03	2.48E-03	0.42	189.624	66.699
1.77	7.50	0.60	38.75	0.14	24.18	2.48E-03	0.42	190.047	66.922
1.80	8.30	0.80	39.55	0.19	24.36	3.31E-03	0.43	254.251	67.286
1.83	8.85	0.55	40.10	0.13	24.49	2.27E-03	0.43	175.077	67.420
1.87	9.60	0.75	40.85	0.18	24.67	3.10E-03	0.43	239.513	67.774
1.90	10.10	0.50	41.35	0.12	24.79	2.07E-03	0.43	159.904	67.892
1.93	10.70	0.60	41.95	0.14	24.93	2.48E-03	0.44	192.365	68.162
1.97	11.50	0.80	42.75	0.19	25.12	3.31E-03	0.44	257.382	68.549
2.00	12.00	0.50	43.25	0.12	25.24	2.07E-03	0.44	161.084	68.657
2.03	12.60	0.60	43.85	0.14	25.38	2.48E-03	0.44	193.794	68.937
2.07	13.30	0.70	44.55	0.17	25.55	2.89E-03	0.45	226.763	69.263
2.10	14.00	0.70	45.25	0.17	25.71	2.89E-03	0.45	227.396	69.560
2.13	14.60	0.60	45.85	0.14	25.86	2.48E-03	0.45	195.341	69.784
2.17	0.70	0.70	46.55	0.17	26.02	2.89E-03	0.45	226.588	70.123
2.20	1.30	0.60	47.15	0.14	26.16	2.48E-03	0.46	196.371	70.353
2.23	1.90	0.60	47.75	0.14	26.31	2.48E-03	0.46	196.853	70.621
2.27	2.40	0.50	48.25	0.12	26.42	2.07E-03	0.46	164.348	70.811
2.30	3.00	0.60	48.85	0.14	26.57	2.48E-03	0.46	197.748	71.120
2.33	3.60	0.60	49.45	0.14	26.71	2.48E-03	0.47	198.242	71.396
2.37	4.40	0.80	50.25	0.19	26.90	3.31E-03	0.47	265.321	71.843
2.40	5.10	0.70	50.95	0.17	27.06	2.89E-03	0.47	232.794	72.139
2.43	5.70	0.60	51.55	0.14	27.21	2.48E-03	0.47	200.005	72.390
2.47	6.25	0.55	52.10	0.13	27.34	2.27E-03	0.48	183.749	72.638
2.50	6.90	0.65	52.75	0.15	27.49	2.69E-03	0.48	217.813	72.996
2.53	7.60	0.70	53.45	0.17	27.66	2.89E-03	0.48	235.306	73.363

2.57	8.20	0.60	54.05	0.14	27.80	2.48E-03	0.49	202.175	73.627
2.60	8.70	0.50	54.55	0.12	27.92	2.07E-03	0.49	168.811	73.843
2.63	9.20	0.50	55.05	0.12	28.03	2.07E-03	0.49	169.183	74.099
2.67	9.90	0.70	55.75	0.17	28.20	2.89E-03	0.49	237.697	74.543
2.70	10.45	0.55	56.30	0.13	28.33	2.27E-03	0.49	187.158	74.772
2.73	11.00	0.55	56.85	0.13	28.46	2.27E-03	0.50	187.620	75.064
2.77	11.60	0.60	57.45	0.14	28.60	2.48E-03	0.50	205.253	75.407
2.80	12.20	0.60	58.05	0.14	28.75	2.48E-03	0.50	205.812	75.733
2.83	12.80	0.60	58.65	0.14	28.89	2.48E-03	0.50	206.376	76.063
2.87	13.45	0.65	59.30	0.15	29.04	2.69E-03	0.51	224.268	76.446
2.90	14.10	0.65	59.95	0.15	29.19	2.69E-03	0.51	224.942	76.813
2.93	14.60	0.50	60.45	0.12	29.31	2.07E-03	0.51	173.374	77.032
2.97	15.20	0.60	61.05	0.14	29.46	2.48E-03	0.51	208.681	77.421
3.00	0.55	0.55	61.60	0.13	29.59	2.27E-03	0.52	191.763	77.719
3.03	1.10	0.55	62.15	0.13	29.72	2.27E-03	0.52	192.261	78.041
3.07	1.60	0.50	62.65	0.12	29.83	2.07E-03	0.52	175.177	78.316
3.10	2.20	0.60	63.25	0.14	29.98	2.48E-03	0.52	210.864	78.720
3.13	2.70	0.50	63.75	0.12	30.09	2.07E-03	0.53	176.099	78.977
3.17	3.30	0.60	64.35	0.14	30.24	2.48E-03	0.53	211.982	79.390
3.20	3.80	0.50	64.85	0.12	30.36	2.07E-03	0.53	177.037	79.852
3.23	4.40	0.60	65.45	0.14	30.50	2.48E-03	0.53	213.118	80.073
3.27	5.20	0.80	66.25	0.19	30.69	3.31E-03	0.54	285.414	80.675
3.30	5.60	0.40	66.65	0.09	30.78	1.65E-03	0.54	142.847	80.740
3.33	6.20	0.60	67.25	0.14	30.92	2.48E-03	0.54	215.015	81.222
3.37	6.80	0.60	67.85	0.14	31.07	2.48E-03	0.54	215.658	81.614
3.40	7.25	0.45	68.30	0.11	31.17	1.86E-03	0.54	162.047	81.837
3.43	7.90	0.65	68.95	0.15	31.33	2.69E-03	0.55	234.952	82.368
3.47	8.30	0.40	69.35	0.09	31.42	1.65E-03	0.55	144.787	82.512
3.50	8.80	0.50	69.85	0.12	31.54	2.07E-03	0.55	181.489	82.900
3.53	9.60	0.80	70.65	0.19	31.73	3.31E-03	0.55	291.796	83.601
3.57	10.10	0.50	71.15	0.12	31.85	2.07E-03	0.56	182.700	83.794
3.60	10.55	0.45	71.60	0.11	31.95	1.86E-03	0.56	164.791	84.083
3.63	11.20	0.65	72.25	0.15	32.11	2.69E-03	0.56	238.959	84.646
3.67	11.80	0.60	72.85	0.14	32.25	2.48E-03	0.56	221.240	85.049
3.70	12.20	0.40	73.25	0.09	32.34	1.65E-03	0.56	147.725	85.231
3.73	12.80	0.60	73.85	0.14	32.49	2.48E-03	0.57	222.405	85.774
3.77	13.30	0.50	74.35	0.12	32.60	2.07E-03	0.57	185.779	86.088
3.80	13.80	0.50	74.85	0.12	32.72	2.07E-03	0.57	186.273	86.458
3.83	14.35	0.55	75.40	0.13	32.85	2.27E-03	0.57	205.530	86.897
3.87	14.80	0.45	75.85	0.11	32.96	1.86E-03	0.58	168.522	87.181
3.90	15.30	0.50	76.35	0.12	33.08	2.07E-03	0.58	187.776	87.590
3.93	0.45	0.45	76.80	0.11	33.18	1.86E-03	0.58	169.387	87.907
3.97	0.90	0.45	77.25	0.11	33.29	1.86E-03	0.58	169.802	88.255
4.00	1.50	0.60	77.85	0.14	33.43	2.48E-03	0.58	227.237	88.809
4.03	2.00	0.50	78.35	0.12	33.55	2.07E-03	0.59	189.832	89.147
4.07	2.40	0.40	78.75	0.09	33.65	1.65E-03	0.59	152.158	89.407
4.10	2.85	0.45	79.20	0.11	33.75	1.86E-03	0.59	171.628	89.796
4.13	3.45	0.60	79.80	0.14	33.90	2.48E-03	0.59	229.896	90.370
4.17	3.95	0.50	80.30	0.12	34.01	2.07E-03	0.59	191.895	90.720
4.20	4.50	0.55	80.85	0.13	34.14	2.27E-03	0.60	211.766	91.203
4.23	4.95	0.45	81.30	0.11	34.25	1.86E-03	0.60	173.653	91.516
4.27	5.50	0.55	81.85	0.13	34.38	2.27E-03	0.60	212.964	92.040
4.30	5.85	0.35	82.20	0.08	34.46	1.45E-03	0.60	135.715	92.214
4.33	6.45	0.60	82.80	0.14	34.61	2.48E-03	0.60	233.618	92.879
4.37	6.95	0.50	83.30	0.12	34.72	2.07E-03	0.61	195.184	93.249
4.40	7.45	0.50	83.80	0.12	34.84	2.07E-03	0.61	195.746	93.683
4.43	7.95	0.50	84.30	0.12	34.96	2.07E-03	0.61	196.313	94.122
4.47	8.40	0.45	84.75	0.11	35.07	1.86E-03	0.61	177.118	94.488
4.50	8.90	0.50	85.25	0.12	35.19	2.07E-03	0.61	197.400	94.966
4.57	10.25	0.45	86.60	0.11	35.51	1.86E-03	0.62	179.049	96.158
4.60	10.80	0.55	87.15	0.13	35.64	2.27E-03	0.62	219.616	96.731
4.63	11.40	0.60	87.75	0.14	35.78	2.48E-03	0.62	240.475	97.323
4.67	11.90	0.50	88.25	0.12	35.90	2.07E-03	0.63	200.936	97.727
4.70	12.40	0.50	88.75	0.12	36.01	2.07E-03	0.63	201.541	98.202
4.73	12.80	0.40	89.15	0.09	36.11	1.65E-03	0.63	161.573	98.516
4.77	13.10	0.30	89.45	0.07	36.18	1.24E-03	0.63	121.363	98.736
4.80	13.60	0.50	89.95	0.12	36.30	2.07E-03	0.63	203.010	99.358
4.83	14.10	0.50	90.45	0.12	36.42	2.07E-03	0.64	203.630	99.846
4.87	14.50	0.40	90.85	0.09	36.51	1.65E-03	0.64	163.253	100.171
4.90	14.90	0.40	91.25	0.09	36.61	1.65E-03	0.64	163.654	100.567

4.93	15.30	0.40	91.65	0.09	36.70	1.65E-03	0.64	164.058	100.967
4.97	0.30	0.30	91.95	0.07	36.77	1.24E-03	0.64	123.234	101.197
5.00	0.70	0.40	92.35	0.09	36.87	1.65E-03	0.64	164.771	101.672
5.03	1.20	0.50	92.85	0.12	36.99	2.07E-03	0.65	206.669	102.254
5.07	1.65	0.45	93.30	0.11	37.09	1.86E-03	0.65	186.497	102.680
5.10	2.15	0.50	93.80	0.12	37.21	2.07E-03	0.65	207.903	103.235
5.13	2.60	0.45	94.25	0.11	37.32	1.86E-03	0.65	187.614	103.669
5.17	3.00	0.40	94.65	0.09	37.41	1.65E-03	0.65	167.164	104.053
5.20	3.40	0.40	95.05	0.09	37.51	1.65E-03	0.65	167.589	104.477
5.23	3.75	0.35	95.40	0.08	37.59	1.45E-03	0.66	146.944	104.813
5.27	4.20	0.45	95.85	0.11	37.70	1.86E-03	0.66	189.532	105.371
5.30	4.65	0.45	96.30	0.11	37.80	1.86E-03	0.66	190.080	105.859
5.33	5.10	0.45	96.75	0.11	37.91	1.86E-03	0.66	190.631	106.350
5.37	5.55	0.45	97.20	0.11	38.01	1.86E-03	0.66	191.186	106.845
5.40	6.20	0.65	97.85	0.15	38.17	2.69E-03	0.67	277.506	107.724
5.43	6.60	0.40	98.25	0.09	38.26	1.65E-03	0.67	171.079	107.977
5.47	7.00	0.40	98.65	0.09	38.36	1.65E-03	0.67	171.528	108.428
5.50	7.45	0.45	99.10	0.11	38.46	1.86E-03	0.67	193.571	108.980
5.53	7.80	0.35	99.45	0.08	38.55	1.45E-03	0.67	150.853	109.301
5.57	8.20	0.40	99.85	0.09	38.64	1.65E-03	0.67	172.888	109.802
5.60	8.70	0.50	100.35	0.12	38.76	2.07E-03	0.68	216.901	110.464
5.63	9.20	0.50	100.85	0.12	38.88	2.07E-03	0.68	217.625	111.050
5.67	9.50	0.30	101.15	0.07	38.95	1.24E-03	0.68	130.749	111.240
5.70	9.90	0.40	101.55	0.09	39.04	1.65E-03	0.68	174.859	111.797
5.73	10.30	0.40	101.95	0.09	39.14	1.65E-03	0.68	175.330	112.276
5.77	10.70	0.40	102.35	0.09	39.23	1.65E-03	0.68	175.804	112.757
5.80	11.15	0.45	102.80	0.11	39.34	1.86E-03	0.69	196.417	113.345
5.83	11.60	0.45	103.25	0.11	39.45	1.86E-03	0.69	199.025	113.896
5.87	12.20	0.60	103.85	0.14	39.59	2.48E-03	0.69	266.594	114.765
5.90	12.70	0.50	104.35	0.12	39.71	2.07E-03	0.69	222.849	115.303
5.93	13.10	0.40	104.75	0.09	39.80	1.65E-03	0.69	178.709	115.718
5.97	13.45	0.35	105.10	0.08	39.89	1.45E-03	0.70	156.722	116.117
6.00	13.70	0.25	105.35	0.06	39.94	1.03E-03	0.70	112.100	116.347
6.03	14.20	0.50	105.85	0.12	40.06	2.07E-03	0.70	225.175	117.206
6.07	14.45	0.25	106.10	0.06	40.12	1.03E-03	0.70	112.685	117.306
6.10	14.90	0.45	106.55	0.11	40.23	1.86E-03	0.70	203.615	118.067
6.13	15.30	0.40	106.95	0.09	40.32	1.65E-03	0.70	181.468	118.544
6.17	0.35	0.35	107.30	0.08	40.41	1.45E-03	0.71	159.148	118.958
6.20	0.60	0.25	107.55	0.06	40.47	1.03E-03	0.71	113.838	119.197
6.23	1.00	0.40	107.95	0.09	40.56	1.65E-03	0.71	182.753	119.865
6.27	1.35	0.35	108.30	0.08	40.64	1.45E-03	0.71	160.278	120.286
6.30	1.85	0.50	108.80	0.12	40.76	2.07E-03	0.71	229.908	121.098
6.33	2.20	0.35	109.15	0.08	40.84	1.45E-03	0.71	161.252	121.434
6.37	2.70	0.50	109.65	0.12	40.96	2.07E-03	0.71	231.313	122.258
6.40	2.90	0.20	109.85	0.05	41.01	8.27E-04	0.72	92.558	122.250
6.43	3.40	0.50	110.35	0.12	41.13	2.07E-03	0.72	232.484	123.225
6.47	3.80	0.40	110.75	0.09	41.22	1.65E-03	0.72	186.459	123.688
6.50	4.10	0.30	111.05	0.07	41.29	1.24E-03	0.72	140.098	124.013
6.53	4.40	0.30	111.35	0.07	41.37	1.24E-03	0.72	140.404	124.435
6.57	4.85	0.45	111.80	0.11	41.47	1.86E-03	0.72	211.416	125.219
6.60	5.20	0.35	112.15	0.08	41.55	1.45E-03	0.73	164.796	125.622
6.63	5.55	0.35	112.50	0.08	41.64	1.45E-03	0.73	165.221	126.125
6.67	5.95	0.40	112.90	0.09	41.73	1.65E-03	0.73	189.416	126.754
6.70	6.25	0.30	113.20	0.07	41.80	1.24E-03	0.73	142.325	127.091
6.73	6.70	0.45	113.65	0.11	41.91	1.86E-03	0.73	214.320	127.901
6.77	7.15	0.45	114.10	0.11	42.02	1.86E-03	0.73	215.040	128.566
6.80	7.50	0.35	114.45	0.08	42.10	1.45E-03	0.73	167.628	128.986
6.83	7.85	0.35	114.80	0.08	42.18	1.45E-03	0.74	168.068	129.510
6.87	8.30	0.45	115.25	0.11	42.29	1.86E-03	0.74	216.901	130.291
6.90	8.60	0.30	115.55	0.07	42.36	1.24E-03	0.74	144.846	130.591
6.93	9.00	0.40	115.95	0.09	42.45	1.65E-03	0.74	193.787	131.306

B.8. MEDICIÓN 17

t [s]	Medición	Δl_p [cm]	l_p [cm]	α [°]	θ [°]	α [rad]	θ [rad]	V [km/h]	e_v [km/h]
0.00	0.85	0.85	0.85		19.20		0.34		
0.03	0.80	0.80	1.65	0.19	19.39	3.31E-03	0.34	237.037	60.777
0.07	1.50	0.70	2.35	0.17	19.56	2.89E-03	0.34	207.804	60.929
0.10	2.20	0.70	3.05	0.17	19.72	2.89E-03	0.34	208.235	61.104
0.13	3.10	0.90	3.95	0.21	19.94	3.72E-03	0.35	268.535	61.378
0.17	3.65	0.55	4.50	0.13	20.07	2.27E-03	0.35	164.290	61.444
0.20	4.50	0.85	5.35	0.20	20.27	3.51E-03	0.35	254.679	61.734
0.23	5.10	0.60	5.95	0.14	20.41	2.48E-03	0.36	180.036	61.839
0.27	6.00	0.90	6.85	0.21	20.62	3.72E-03	0.36	270.937	62.152
0.30	6.60	0.60	7.45	0.14	20.76	2.48E-03	0.36	180.880	62.249
0.33	7.30	0.70	8.15	0.17	20.93	2.89E-03	0.37	211.527	62.468
0.37	7.90	0.60	8.75	0.14	21.07	2.48E-03	0.37	181.627	62.615
0.40	8.65	0.75	9.50	0.18	21.25	3.10E-03	0.37	227.636	62.867
0.43	9.45	0.80	10.30	0.19	21.44	3.31E-03	0.37	243.463	63.113
0.47	10.20	0.75	11.05	0.18	21.62	3.10E-03	0.38	228.789	63.325
0.50	11.10	0.90	11.95	0.21	21.83	3.72E-03	0.38	275.435	63.636
0.53	11.70	0.60	12.55	0.14	21.97	2.48E-03	0.38	183.899	63.745
0.57	12.20	0.50	13.05	0.12	22.09	2.07E-03	0.39	153.481	63.875
0.60	12.80	0.60	13.65	0.14	22.23	2.48E-03	0.39	184.581	64.089
0.63	13.60	0.80	14.45	0.19	22.42	3.31E-03	0.39	246.865	64.397
0.67	14.40	0.80	15.25	0.19	22.61	3.31E-03	0.39	247.546	64.658
0.70	15.10	0.70	15.95	0.17	22.78	2.89E-03	0.40	217.092	64.862
0.73	0.50	0.50	16.45	0.12	22.90	2.07E-03	0.40	155.282	64.975
0.77	1.35	0.85	17.30	0.20	23.10	3.51E-03	0.40	264.934	65.360
0.83	2.60	0.70	18.55	0.17	23.39	2.89E-03	0.41	219.097	65.751
0.87	3.50	0.90	19.45	0.21	23.61	3.72E-03	0.41	282.715	66.128
0.90	3.95	0.45	19.90	0.11	23.71	1.86E-03	0.41	141.473	66.160
0.93	4.85	0.90	20.80	0.21	23.93	3.72E-03	0.42	284.115	66.619
0.97	5.50	0.65	21.45	0.15	24.08	2.69E-03	0.42	205.592	66.785
1.00	6.00	0.50	21.95	0.12	24.20	2.07E-03	0.42	158.398	66.927
1.03	6.70	0.70	22.65	0.17	24.36	2.89E-03	0.43	222.422	67.253
1.07	7.40	0.70	23.35	0.17	24.53	2.89E-03	0.43	223.010	67.522
1.10	8.00	0.60	23.95	0.14	24.67	2.48E-03	0.43	191.551	67.724
1.13	8.70	0.70	24.65	0.17	24.84	2.89E-03	0.43	224.118	68.032
1.17	9.30	0.60	25.25	0.14	24.98	2.48E-03	0.44	192.508	68.240
1.20	10.00	0.70	25.95	0.17	25.14	2.89E-03	0.44	225.248	68.555
1.23	10.60	0.60	26.55	0.14	25.29	2.48E-03	0.44	193.484	68.768
1.27	11.20	0.60	27.15	0.14	25.43	2.48E-03	0.44	193.941	69.017
1.30	12.00	0.80	27.95	0.19	25.62	3.31E-03	0.45	259.512	69.420
1.33	12.45	0.45	28.40	0.11	25.72	1.86E-03	0.45	146.135	69.495
1.37	13.10	0.65	29.05	0.15	25.88	2.69E-03	0.45	211.720	69.842
1.40	13.80	0.70	29.75	0.17	26.04	2.89E-03	0.45	228.675	70.164
1.43	14.50	0.70	30.45	0.17	26.21	2.89E-03	0.46	229.327	70.474
1.47	15.20	0.70	31.15	0.17	26.38	2.89E-03	0.46	229.988	70.788
1.50	0.70	0.70	31.85	0.17	26.54	2.89E-03	0.46	230.651	71.107
1.53	1.20	0.50	32.35	0.12	26.66	2.07E-03	0.47	165.025	71.265
1.57	1.80	0.60	32.95	0.14	26.80	2.48E-03	0.47	198.568	71.579
1.60	2.30	0.50	33.45	0.12	26.92	2.07E-03	0.47	165.786	71.778
1.63	2.85	0.55	34.00	0.13	27.05	2.27E-03	0.47	182.808	72.057
1.67	3.50	0.65	34.65	0.15	27.20	2.69E-03	0.47	216.689	72.406
1.70	4.20	0.70	35.35	0.17	27.37	2.89E-03	0.48	234.082	72.765
1.73	4.70	0.50	35.85	0.12	27.49	2.07E-03	0.48	167.489	72.935
1.77	5.20	0.50	36.35	0.12	27.61	2.07E-03	0.48	167.852	73.183
1.80	5.80	0.60	36.95	0.14	27.75	2.48E-03	0.48	201.992	73.523
1.83	6.80	1.00	37.95	0.24	27.99	4.13E-03	0.49	338.431	74.191
1.87	7.30	0.50	38.45	0.12	28.10	2.07E-03	0.49	169.402	74.251
1.90	7.70	0.40	38.85	0.09	28.20	1.65E-03	0.49	135.732	74.419
1.93	8.30	0.60	39.45	0.14	28.34	2.48E-03	0.49	204.235	74.815
1.97	9.10	0.80	40.25	0.19	28.53	3.31E-03	0.50	273.416	75.324
2.00	9.50	0.40	40.65	0.09	28.63	1.65E-03	0.50	136.831	75.375
2.03	10.10	0.60	41.25	0.14	28.77	2.48E-03	0.50	205.900	75.784
2.07	10.95	0.85	42.10	0.20	28.97	3.51E-03	0.51	292.995	76.360
2.10	11.25	0.30	42.40	0.07	29.04	1.24E-03	0.51	103.422	76.294

2.13	12.00	0.75	43.15	0.18	29.22	3.10E-03	0.51	259.721	76.909
2.17	12.60	0.60	43.75	0.14	29.36	2.48E-03	0.51	208.285	77.187
2.20	13.15	0.55	44.30	0.13	29.49	2.27E-03	0.51	191.397	77.482
2.23	13.70	0.55	44.85	0.13	29.62	2.27E-03	0.52	191.892	77.802
2.27	14.10	0.40	45.25	0.09	29.71	1.65E-03	0.52	139.772	77.971
2.30	14.70	0.60	45.85	0.14	29.86	2.48E-03	0.52	210.355	78.416
2.33	15.00	0.30	46.15	0.07	29.93	1.24E-03	0.52	105.263	78.461
2.37	0.70	0.70	46.85	0.17	30.09	2.89E-03	0.53	246.650	79.064
2.40	1.20	0.50	47.35	0.12	30.21	2.07E-03	0.53	176.518	79.278
2.43	1.95	0.75	48.10	0.18	30.39	3.10E-03	0.53	265.902	79.858
2.47	2.60	0.65	48.75	0.15	30.54	2.69E-03	0.53	231.124	80.218
2.50	3.10	0.50	49.25	0.12	30.66	2.07E-03	0.54	178.158	80.464
2.53	3.65	0.55	49.80	0.13	30.79	2.27E-03	0.54	196.530	80.839
2.57	4.20	0.55	50.35	0.13	30.92	2.27E-03	0.54	197.066	81.194
2.60	4.70	0.50	50.85	0.12	31.04	2.07E-03	0.54	179.574	81.495
2.63	5.20	0.50	51.35	0.12	31.16	2.07E-03	0.54	180.024	81.824
2.67	5.70	0.50	51.85	0.12	31.28	2.07E-03	0.55	180.476	82.155
2.70	6.20	0.50	52.35	0.12	31.40	2.07E-03	0.55	180.932	82.490
2.73	6.90	0.70	53.05	0.17	31.56	2.89E-03	0.55	254.335	83.064
2.77	7.30	0.40	53.45	0.09	31.66	1.65E-03	0.55	145.520	83.186
2.80	7.85	0.55	54.00	0.13	31.79	2.27E-03	0.55	200.731	83.642
2.83	8.30	0.45	54.45	0.11	31.89	1.86E-03	0.56	164.573	83.903
2.87	8.70	0.40	54.85	0.09	31.99	1.65E-03	0.56	146.570	84.158
2.90	9.20	0.50	55.35	0.12	32.11	2.07E-03	0.56	183.736	84.563
2.93	9.80	0.60	55.95	0.14	32.25	2.48E-03	0.56	221.232	85.044
2.97	10.70	0.90	56.85	0.21	32.46	3.72E-03	0.57	333.684	85.857
3.00	11.10	0.40	57.25	0.09	32.56	1.65E-03	0.57	148.421	85.882
3.03	11.70	0.60	57.85	0.14	32.70	2.48E-03	0.57	223.460	86.433
3.07	12.20	0.50	58.35	0.12	32.82	2.07E-03	0.57	186.664	86.752
3.10	12.70	0.50	58.85	0.12	32.93	2.07E-03	0.57	187.164	87.128
3.13	13.00	0.30	59.15	0.07	33.01	1.24E-03	0.58	112.419	87.245
3.17	13.60	0.60	59.75	0.14	33.15	2.48E-03	0.58	225.750	87.871
3.20	14.20	0.60	60.35	0.14	33.29	2.48E-03	0.58	226.486	88.335
3.23	14.60	0.40	60.75	0.09	33.38	1.65E-03	0.58	151.238	88.533
3.27	15.30	0.70	61.45	0.17	33.55	2.89E-03	0.59	265.902	89.257
3.30	15.60	0.30	61.75	0.07	33.62	1.24E-03	0.59	114.020	89.264

B.9. MEDICIÓN 21

t [s]	Medición	$\Delta \ell_p$ [cm]	ℓ_p [cm]	α [°]	θ [°]	α [rad]	θ [rad]	V [km/h]	e_v [km/h]
0.00	1.70	1.70	1.70		15.40		0.27		
0.03	0.75	0.75	2.45	0.18	15.58	3.10E-03	0.27	213.036	57.460
0.07	1.70	0.95	3.40	0.22	15.81	3.93E-03	0.28	270.509	57.653
0.10	2.40	0.70	4.10	0.17	15.97	2.89E-03	0.28	199.594	57.737
0.13	3.10	0.70	4.80	0.17	16.14	2.89E-03	0.28	199.928	57.861
0.17	3.90	0.80	5.60	0.19	16.33	3.31E-03	0.28	228.960	58.022
0.20	4.80	0.90	6.50	0.21	16.54	3.72E-03	0.29	258.181	58.204
0.23	5.45	0.65	7.15	0.15	16.69	2.69E-03	0.29	186.707	58.285
0.27	6.20	0.75	7.90	0.18	16.87	3.10E-03	0.29	215.863	58.445
0.30	7.20	1.00	8.90	0.24	17.11	4.13E-03	0.30	288.642	58.683
0.33	7.90	0.70	9.60	0.17	17.27	2.89E-03	0.30	202.335	58.770
0.37	8.60	0.70	10.30	0.17	17.44	2.89E-03	0.30	202.703	58.911
0.40	9.50	0.90	11.20	0.21	17.65	3.72E-03	0.31	261.305	59.132
0.43	10.25	0.75	11.95	0.18	17.83	3.10E-03	0.31	218.145	59.263
0.47	11.10	0.85	12.80	0.20	18.03	3.51E-03	0.31	247.830	59.463
0.50	11.85	0.75	13.55	0.18	18.21	3.10E-03	0.32	219.090	59.607
0.53	12.50	0.65	14.20	0.15	18.36	2.69E-03	0.32	190.191	59.732
0.57	13.20	0.70	14.90	0.17	18.53	2.89E-03	0.32	205.233	59.898
0.60	14.00	0.80	15.70	0.19	18.72	3.31E-03	0.33	235.111	60.100
0.63	14.80	0.80	16.50	0.19	18.91	3.31E-03	0.33	235.644	60.286
0.67	0.70	0.70	17.20	0.17	19.07	2.89E-03	0.33	206.572	60.432
0.70	1.40	0.70	17.90	0.17	19.24	2.89E-03	0.34	206.989	60.599
0.73	2.25	0.85	18.75	0.20	19.44	3.51E-03	0.34	252.023	60.838

0.77	2.80	0.55	19.30	0.13	19.57	2.27E-03	0.34	163.266	60.911
0.80	3.25	0.45	19.75	0.11	19.68	1.86E-03	0.34	133.739	61.003
0.83	3.80	0.55	20.30	0.13	19.81	2.27E-03	0.35	163.751	61.163
0.87	4.50	0.70	21.00	0.17	19.97	2.89E-03	0.35	208.896	61.375
0.90	5.50	1.00	22.00	0.24	20.21	4.13E-03	0.35	299.468	61.703
0.97	7.00	0.80	23.50	0.19	20.56	3.31E-03	0.36	240.613	62.062
1.00	7.70	0.70	24.20	0.17	20.73	2.89E-03	0.36	210.965	62.232
1.03	8.40	0.70	24.90	0.17	20.90	2.89E-03	0.36	211.431	62.427
1.07	9.20	0.80	25.70	0.19	21.09	3.31E-03	0.37	242.291	62.678
1.10	9.80	0.60	26.30	0.14	21.23	2.48E-03	0.37	182.010	62.803
1.13	10.70	0.90	27.20	0.21	21.44	3.72E-03	0.37	273.947	63.140
1.17	11.25	0.55	27.75	0.13	21.57	2.27E-03	0.38	167.617	63.218
1.20	12.00	0.75	28.50	0.18	21.75	3.10E-03	0.38	229.210	63.493
1.23	12.70	0.70	29.20	0.17	21.91	2.89E-03	0.38	214.410	63.695
1.27	13.40	0.70	29.90	0.17	22.08	2.89E-03	0.39	214.914	63.912
1.30	14.10	0.70	30.60	0.17	22.25	2.89E-03	0.39	215.423	64.133
1.33	14.90	0.80	31.40	0.19	22.43	3.31E-03	0.39	246.913	64.416
1.37	0.90	0.90	32.30	0.21	22.65	3.72E-03	0.40	278.688	64.736
1.40	1.50	0.60	32.90	0.14	22.79	2.48E-03	0.40	186.083	64.854
1.43	2.10	0.60	33.50	0.14	22.93	2.48E-03	0.40	186.474	65.055
1.47	3.00	0.90	34.40	0.21	23.15	3.72E-03	0.40	280.749	65.445
1.50	3.60	0.60	35.00	0.14	23.29	2.48E-03	0.41	187.466	65.568
1.53	4.20	0.60	35.60	0.14	23.43	2.48E-03	0.41	187.870	65.778
1.57	5.00	0.80	36.40	0.19	23.62	3.31E-03	0.41	251.309	66.119
1.60	5.60	0.60	37.00	0.14	23.76	2.48E-03	0.41	188.825	66.278
1.63	6.15	0.55	37.55	0.13	23.89	2.27E-03	0.42	173.422	66.483
1.67	6.90	0.75	38.30	0.18	24.07	3.10E-03	0.42	237.228	66.799
1.70	7.60	0.70	39.00	0.17	24.23	2.89E-03	0.42	221.970	67.047
1.73	8.10	0.50	39.50	0.12	24.35	2.07E-03	0.43	158.787	67.175
1.77	9.10	1.00	40.50	0.24	24.59	4.13E-03	0.43	319.078	67.715
1.80	9.60	0.50	41.00	0.12	24.71	2.07E-03	0.43	159.691	67.755
1.83	10.30	0.70	41.70	0.17	24.87	2.89E-03	0.43	224.253	68.094
1.87	11.10	0.80	42.50	0.19	25.06	3.31E-03	0.44	257.132	68.448
1.90	11.60	0.50	43.00	0.12	25.18	2.07E-03	0.44	160.927	68.554
1.93	12.30	0.70	43.70	0.17	25.35	2.89E-03	0.44	226.004	68.907
1.97	13.00	0.70	44.40	0.17	25.51	2.89E-03	0.45	226.629	69.200
2.00	13.60	0.60	45.00	0.14	25.66	2.48E-03	0.45	194.678	69.420
2.03	14.20	0.60	45.60	0.14	25.80	2.48E-03	0.45	195.145	69.676
2.07	14.90	0.70	46.30	0.17	25.96	2.89E-03	0.45	226.357	70.014
2.10	0.70	0.70	47.00	0.17	26.13	2.89E-03	0.46	229.006	70.322
2.13	1.30	0.60	47.60	0.14	26.27	2.48E-03	0.46	196.732	70.554
2.17	2.00	0.70	48.30	0.17	26.44	2.89E-03	0.46	230.229	70.904
2.20	2.55	0.55	48.85	0.13	26.57	2.27E-03	0.46	181.250	71.102
2.23	3.20	0.65	49.50	0.15	26.72	2.69E-03	0.47	214.829	71.438
2.27	3.70	0.50	50.00	0.12	26.84	2.07E-03	0.47	165.547	71.616
2.30	4.30	0.60	50.60	0.14	26.98	2.48E-03	0.47	199.201	71.936
2.33	5.00	0.70	51.30	0.17	27.15	2.89E-03	0.47	233.140	72.307
2.37	5.60	0.60	51.90	0.14	27.29	2.48E-03	0.48	200.304	72.560
2.40	6.15	0.55	52.45	0.13	27.42	2.27E-03	0.48	184.026	72.810
2.43	6.80	0.65	53.10	0.15	27.57	2.69E-03	0.48	218.143	73.169
2.47	7.50	0.70	53.80	0.17	27.74	2.89E-03	0.48	235.664	73.540
2.50	8.20	0.70	54.50	0.17	27.90	2.89E-03	0.49	236.388	73.895
2.53	8.90	0.70	55.20	0.17	28.07	2.89E-03	0.49	237.118	74.256
2.57	9.35	0.45	55.65	0.11	28.18	1.86E-03	0.49	152.653	74.391
2.60	10.10	0.75	56.40	0.18	28.35	3.10E-03	0.49	255.444	74.906
2.63	10.70	0.60	57.00	0.14	28.50	2.48E-03	0.50	204.837	75.165
2.67	11.30	0.80	57.60	0.14	28.64	2.48E-03	0.50	205.393	75.488
2.70	12.00	0.70	58.30	0.17	28.80	2.89E-03	0.50	240.443	75.912
2.73	12.50	0.50	58.80	0.12	28.92	2.07E-03	0.50	172.059	76.104
2.77	13.00	0.50	59.30	0.12	29.04	2.07E-03	0.51	172.454	76.383
2.80	13.65	0.65	59.95	0.15	29.19	2.69E-03	0.51	224.942	76.813
2.83	14.20	0.55	60.50	0.13	29.33	2.27E-03	0.51	190.778	77.083
2.87	14.75	0.55	61.05	0.13	29.46	2.27E-03	0.51	191.268	77.399
2.90	15.30	0.55	61.60	0.13	29.59	2.27E-03	0.52	191.763	77.719
2.93	0.70	0.70	62.30	0.17	29.75	2.89E-03	0.52	244.957	78.197
2.97	1.20	0.50	62.80	0.12	29.87	2.07E-03	0.52	175.302	78.405
3.00	1.70	0.50	63.30	0.12	29.99	2.07E-03	0.52	175.720	78.705
3.03	2.50	0.60	64.10	0.19	30.16	3.31E-03	0.53	282.438	79.328
3.07	3.00	0.50	64.60	0.12	30.30	2.07E-03	0.53	176.823	79.498
3.10	3.40	0.40	65.00	0.09	30.39	1.65E-03	0.53	141.698	79.699

3.13	4.00	0.60	65.60	0.14	30.53	2.48E-03	0.53	213.274	80.168
3.17	4.60	0.60	66.20	0.14	30.67	2.48E-03	0.54	213.902	80.547
3.20	5.20	0.60	66.80	0.14	30.82	2.48E-03	0.54	214.536	80.931
3.23	5.70	0.50	67.30	0.12	30.94	2.07E-03	0.54	179.179	81.206
	8.30	69.90	69.90		31.55		0.55		

B.10. MEDICIÓN 25

t [s]	Medición	Δl_p [cm]	l_p [cm]	α [°]	θ [°]	α [rad]	θ [rad]	v [km/h]	e_p [km/h]
0.00	1.40	1.40	1.40		15.33		0.27		
0.03	0.90	0.90	2.30	0.21	15.54	3.72E-03	0.27	255.599	57.457
0.07	1.70	0.80	3.10	0.19	15.73	3.31E-03	0.27	227.596	57.578
0.10	2.45	0.75	3.85	0.18	15.91	3.10E-03	0.28	213.736	57.701
0.13	2.90	0.45	4.30	0.11	16.02	1.86E-03	0.28	128.333	57.733
0.17	3.45	0.55	4.85	0.13	16.15	2.27E-03	0.28	157.077	57.846
0.20	4.00	0.55	5.40	0.13	16.28	2.27E-03	0.28	157.285	57.945
0.23	4.80	0.80	6.20	0.19	16.47	3.31E-03	0.29	229.296	58.132
0.27	5.60	0.80	7.00	0.19	16.66	3.31E-03	0.29	229.750	58.282
0.30	6.40	0.80	7.80	0.19	16.85	3.31E-03	0.29	230.211	58.434
0.33	7.20	0.80	8.60	0.19	17.04	3.31E-03	0.30	230.678	58.589
0.37	8.00	0.80	9.40	0.19	17.23	3.31E-03	0.30	231.151	58.748
0.40	8.80	0.80	10.20	0.19	17.42	3.31E-03	0.30	231.631	58.909
0.43	9.60	0.80	11.00	0.19	17.60	3.31E-03	0.31	232.117	59.073
0.47	10.40	0.80	11.80	0.19	17.79	3.31E-03	0.31	232.610	59.240
0.50	11.00	0.60	12.40	0.14	17.94	2.48E-03	0.31	174.691	59.331
0.53	11.85	0.85	13.25	0.20	18.14	3.51E-03	0.32	248.133	59.561
0.57	12.80	0.95	14.20	0.22	18.36	3.93E-03	0.32	278.087	59.789
0.60	13.60	0.80	15.00	0.19	18.55	3.31E-03	0.32	234.650	59.940
0.63	14.10	0.50	15.50	0.12	18.67	2.07E-03	0.33	146.800	59.996
0.67	15.00	0.90	16.40	0.21	18.88	3.72E-03	0.33	265.062	60.283
0.70	0.60	0.60	17.00	0.14	19.03	2.48E-03	0.33	176.935	60.364
0.73	1.50	0.90	17.90	0.21	19.24	3.72E-03	0.34	266.207	60.641
0.77	2.10	0.60	18.50	0.14	19.38	2.48E-03	0.34	177.704	60.725
0.80	2.80	0.70	19.20	0.17	19.55	2.89E-03	0.34	207.777	60.918
0.83	3.50	0.70	19.90	0.17	19.71	2.89E-03	0.34	208.209	61.094
0.87	4.20	0.70	20.60	0.17	19.88	2.89E-03	0.35	206.645	61.272
0.90	5.00	0.80	21.40	0.19	20.07	3.31E-03	0.35	239.064	61.501
0.93	5.60	0.60	22.00	0.14	20.21	2.48E-03	0.35	179.571	61.614
0.97	6.55	0.95	22.95	0.22	20.43	3.93E-03	0.36	285.306	61.947
1.00	7.05	0.50	23.45	0.12	20.55	2.07E-03	0.36	150.289	61.980
1.03	7.75	0.70	24.15	0.17	20.72	2.89E-03	0.36	210.931	62.218
1.07	8.55	0.80	24.95	0.19	20.91	3.31E-03	0.36	241.712	62.485
1.10	9.25	0.70	25.65	0.17	21.07	2.89E-03	0.37	211.937	62.640
1.13	9.95	0.70	26.35	0.17	21.24	2.89E-03	0.37	212.414	62.842
1.17	10.65	0.70	27.05	0.17	21.40	2.89E-03	0.37	212.896	63.047
1.20	11.55	0.90	27.95	0.21	21.62	3.72E-03	0.38	274.621	63.364
1.23	12.30	0.75	28.70	0.18	21.80	3.10E-03	0.38	229.362	63.554
1.27	12.90	0.60	29.30	0.14	21.94	2.48E-03	0.38	183.811	63.700
1.30	13.70	0.80	30.10	0.19	22.13	3.31E-03	0.39	245.823	64.001
1.33	14.20	0.50	30.60	0.12	22.25	2.07E-03	0.39	153.821	64.081
1.37	15.10	0.90	31.50	0.21	22.46	3.72E-03	0.39	277.920	64.475
1.40	0.50	0.50	32.00	0.12	22.58	2.07E-03	0.39	154.559	64.531
1.43	1.00	0.50	32.50	0.12	22.70	2.07E-03	0.40	154.827	64.695
1.47	1.50	0.50	33.00	0.12	22.81	2.07E-03	0.40	155.096	64.860
1.50	1.90	0.40	33.40	0.09	22.91	1.65E-03	0.40	124.229	64.967
1.53	2.60	0.70	34.10	0.17	23.07	2.89E-03	0.40	218.051	65.286
1.57	3.40	0.80	34.90	0.19	23.26	3.31E-03	0.41	249.955	65.590
1.60	4.00	0.60	35.50	0.14	23.41	2.48E-03	0.41	187.802	65.743
1.63	4.70	0.70	36.20	0.17	23.57	2.89E-03	0.41	219.696	66.019
1.67	5.50	0.80	37.00	0.19	23.76	3.31E-03	0.41	251.856	66.336
1.70	6.30	0.80	37.80	0.19	23.95	3.31E-03	0.42	252.599	66.629
1.73	6.90	0.60	38.40	0.14	24.09	2.48E-03	0.42	189.800	66.792

1.77	7.50	0.60	39.00	0.14	24.23	2.48E-03	0.42	190.224	67.016
1.80	8.30	0.80	39.80	0.19	24.42	3.31E-03	0.43	254.490	67.382
1.83	8.90	0.60	40.40	0.14	24.57	2.48E-03	0.43	191.229	67.552
1.87	9.60	0.70	41.10	0.17	24.73	2.89E-03	0.43	223.738	67.856
1.90	10.10	0.50	41.60	0.12	24.85	2.07E-03	0.43	160.058	67.991
1.93	11.00	0.90	42.50	0.21	25.06	3.72E-03	0.44	289.330	68.480
1.97	11.50	0.50	43.00	0.12	25.18	2.07E-03	0.44	160.927	68.554
2.00	12.10	0.60	43.60	0.14	25.32	2.48E-03	0.44	193.603	68.833
2.03	13.00	0.90	44.50	0.21	25.54	3.72E-03	0.45	291.611	69.308
2.07	13.50	0.50	45.00	0.12	25.66	2.07E-03	0.45	162.199	69.387
2.13	14.90	0.70	46.40	0.17	25.99	2.89E-03	0.45	228.450	70.057
2.17	0.60	0.60	47.00	0.14	26.13	2.48E-03	0.46	196.251	70.267
2.20	1.05	0.45	47.45	0.11	26.24	1.86E-03	0.46	147.413	70.434
2.23	1.75	0.70	48.15	0.17	26.40	2.89E-03	0.46	230.087	70.836
2.27	2.35	0.60	48.75	0.14	26.54	2.48E-03	0.46	197.666	71.074
2.30	3.00	0.65	49.40	0.15	26.70	2.69E-03	0.47	214.739	71.391
2.33	3.60	0.60	50.00	0.14	26.84	2.48E-03	0.47	198.698	71.653
2.37	4.30	0.70	50.70	0.17	27.00	2.89E-03	0.47	232.548	72.020
2.40	4.90	0.60	51.30	0.14	27.15	2.48E-03	0.47	199.792	72.270
2.43	5.60	0.70	52.00	0.17	27.31	2.89E-03	0.48	233.838	72.646
2.47	6.10	0.50	52.50	0.12	27.43	2.07E-03	0.48	167.314	72.815
2.50	6.80	0.70	53.20	0.17	27.60	2.89E-03	0.48	235.050	73.238
2.53	7.30	0.50	53.70	0.12	27.72	2.07E-03	0.48	168.185	73.412
2.57	8.00	0.70	54.40	0.17	27.88	2.89E-03	0.49	236.284	73.844
2.60	8.50	0.50	54.90	0.12	28.00	2.07E-03	0.49	169.071	74.022
2.63	9.10	0.60	55.50	0.14	28.14	2.48E-03	0.49	203.469	74.372
2.67	9.90	0.80	56.30	0.19	28.33	3.31E-03	0.49	272.382	74.873
2.70	10.30	0.40	56.70	0.09	28.43	1.65E-03	0.50	136.313	74.923
2.73	10.70	0.40	57.10	0.09	28.52	1.65E-03	0.50	136.556	75.137
2.77	11.50	0.80	57.90	0.19	28.71	3.31E-03	0.50	274.354	75.735
2.80	12.10	0.60	58.50	0.14	28.85	2.48E-03	0.50	206.235	75.980
2.83	12.70	0.60	59.10	0.14	28.99	2.48E-03	0.51	206.802	76.313
2.87	13.50	0.80	59.90	0.19	29.18	3.31E-03	0.51	276.884	76.849
2.90	14.10	0.60	60.50	0.14	29.33	2.48E-03	0.51	208.146	77.104
2.93	14.60	0.50	61.00	0.12	29.44	2.07E-03	0.51	173.819	77.348
2.97	15.15	0.55	61.55	0.13	29.57	2.27E-03	0.52	191.718	77.689
3.00	0.60	0.60	62.15	0.14	29.72	2.48E-03	0.52	209.764	78.064
3.03	1.40	0.80	62.95	0.19	29.91	3.31E-03	0.52	280.884	78.630
3.07	1.90	0.50	63.45	0.12	30.02	2.07E-03	0.52	175.846	78.795
3.10	2.50	0.60	64.05	0.14	30.17	2.48E-03	0.53	211.675	79.206
3.13	3.20	0.70	64.75	0.17	30.33	2.89E-03	0.53	247.852	79.683
3.17	3.70	0.50	65.25	0.12	30.45	2.07E-03	0.53	177.382	79.901
3.20	4.30	0.60	65.85	0.14	30.59	2.48E-03	0.53	213.535	80.325
3.23	4.80	0.50	66.35	0.12	30.71	2.07E-03	0.54	178.339	80.595
3.27	5.30	0.50	66.85	0.12	30.83	2.07E-03	0.54	178.780	80.916
3.30	6.00	0.70	67.55	0.17	30.99	2.89E-03	0.54	251.288	81.466
3.33	6.50	0.50	68.05	0.12	31.11	2.07E-03	0.54	179.850	81.696
3.37	7.20	0.70	68.75	0.17	31.28	2.89E-03	0.55	252.803	82.259
3.40	8.05	0.85	69.60	0.20	31.48	3.51E-03	0.55	308.415	82.906
3.43	8.50	0.45	70.05	0.11	31.59	1.86E-03	0.55	163.486	83.011
3.47	9.10	0.60	70.65	0.14	31.73	2.48E-03	0.55	218.734	83.499
3.50	9.60	0.50	71.15	0.12	31.85	2.07E-03	0.56	182.700	83.794
3.53	9.95	0.35	71.50	0.08	31.93	1.45E-03	0.56	128.071	83.961
3.57	10.60	0.65	72.15	0.15	32.08	2.69E-03	0.56	238.834	84.575
3.60	11.15	0.55	72.70	0.13	32.21	2.27E-03	0.56	202.618	84.915
3.63	11.80	0.65	73.35	0.15	32.37	2.69E-03	0.56	240.337	85.436
3.67	12.25	0.45	73.80	0.11	32.47	1.86E-03	0.57	166.694	85.657
3.70	12.85	0.60	74.40	0.14	32.62	2.48E-03	0.57	223.053	86.179
3.73	13.15	0.30	74.70	0.07	32.69	1.24E-03	0.57	111.615	86.238
3.77	13.70	0.55	75.25	0.13	32.82	2.27E-03	0.57	205.365	86.784
3.80	14.50	0.80	76.05	0.19	33.01	3.31E-03	0.58	300.200	87.528
3.83	14.80	0.30	76.35	0.07	33.08	1.24E-03	0.58	112.605	87.478
3.87	15.30	0.50	76.85	0.12	33.20	2.07E-03	0.58	188.285	87.974

B.11. MEDICIÓN 26

t [s]	Medición	Δl_p [cm]	l_p [cm]	α [°]	θ [°]	α [rad]	θ [rad]	V [km/h]	e_v [km/h]
0.00	41.50	41.50	41.50		24.83		0.43		
0.03	0.60	0.60	42.10	0.14	24.97	2.48E-03	0.44	192.476	68.222
0.07	1.20	0.60	42.70	0.14	25.11	2.48E-03	0.44	192.924	68.464
0.10	1.90	0.70	43.40	0.17	25.28	2.89E-03	0.44	225.738	68.783
0.13	2.50	0.60	44.00	0.14	25.42	2.48E-03	0.44	193.908	68.999
0.17	3.25	0.75	44.75	0.18	25.60	3.10E-03	0.45	243.178	69.364
0.20	3.90	0.65	45.40	0.15	25.75	2.69E-03	0.45	211.259	69.607
0.23	4.50	0.60	46.00	0.14	25.89	2.48E-03	0.45	195.459	69.849
0.27	5.25	0.75	46.75	0.18	26.07	3.10E-03	0.45	245.140	70.228
0.30	6.00	0.75	47.50	0.18	26.25	3.10E-03	0.46	245.890	70.561
0.33	6.65	0.65	48.15	0.15	26.40	2.69E-03	0.46	213.630	70.819
0.37	7.30	0.65	48.80	0.15	26.55	2.69E-03	0.46	214.204	71.115
0.40	7.90	0.60	49.40	0.14	26.70	2.48E-03	0.47	196.200	71.373
0.43	8.50	0.60	50.00	0.14	26.84	2.48E-03	0.47	198.698	71.653
0.47	9.25	0.75	50.75	0.18	27.02	3.10E-03	0.47	249.238	72.062
0.50	9.95	0.70	51.45	0.17	27.18	2.89E-03	0.47	233.289	72.379
0.53	10.50	0.55	52.00	0.13	27.31	2.27E-03	0.48	183.671	72.590
0.57	11.00	0.50	52.50	0.12	27.43	2.07E-03	0.48	167.314	72.815
0.60	11.80	0.80	53.30	0.19	27.62	3.31E-03	0.48	268.804	73.327
0.63	12.70	0.90	54.20	0.21	27.83	3.72E-03	0.49	303.661	73.821
0.67	13.25	0.55	54.75	0.13	27.96	2.27E-03	0.49	185.876	73.965
0.70	13.70	0.45	55.20	0.11	28.07	1.86E-03	0.49	152.349	74.157
0.73	14.50	0.80	56.00	0.19	28.26	3.31E-03	0.49	272.017	74.715
0.77	15.00	0.50	56.50	0.12	28.38	2.07E-03	0.50	170.277	74.858
0.80	0.50	0.50	57.00	0.12	28.50	2.07E-03	0.50	170.659	75.124
0.83	0.90	0.40	57.40	0.09	28.59	1.65E-03	0.50	136.743	75.298
0.87	1.50	0.60	58.00	0.14	28.73	2.48E-03	0.50	205.766	75.706
0.90	2.05	0.55	58.55	0.13	28.86	2.27E-03	0.50	189.070	75.987
0.93	2.50	0.45	59.00	0.11	28.97	1.86E-03	0.51	154.977	76.194
0.97	3.35	0.85	59.85	0.20	29.17	3.51E-03	0.51	294.155	76.842
1.00	3.95	0.60	60.45	0.14	29.31	2.48E-03	0.51	208.097	77.076
1.03	4.70	0.75	61.20	0.18	29.49	3.10E-03	0.51	261.127	77.574
1.07	5.40	0.70	61.90	0.17	29.66	2.89E-03	0.52	244.494	77.961
1.10	5.90	0.50	62.40	0.12	29.78	2.07E-03	0.52	174.969	78.167
1.13	6.60	0.70	63.10	0.17	29.94	2.89E-03	0.52	245.891	78.675
1.17	7.20	0.60	63.70	0.14	30.08	2.48E-03	0.53	211.319	78.992
1.20	7.70	0.50	64.20	0.12	30.20	2.07E-03	0.53	176.481	79.252
1.23	8.40	0.70	64.90	0.17	30.37	2.89E-03	0.53	248.032	79.776
1.27	8.95	0.55	65.45	0.13	30.50	2.27E-03	0.53	195.334	80.050
1.30	9.60	0.65	66.10	0.15	30.65	2.69E-03	0.53	231.642	80.508
1.33	10.50	0.90	67.00	0.21	30.86	3.72E-03	0.54	322.362	81.205
1.37	11.20	0.70	67.70	0.17	31.03	2.89E-03	0.54	251.475	81.564
1.40	11.70	0.50	68.20	0.12	31.15	2.07E-03	0.54	179.985	81.795
1.43	12.20	0.50	68.70	0.12	31.27	2.07E-03	0.55	180.437	82.126
1.47	12.70	0.50	69.20	0.12	31.39	2.07E-03	0.55	180.892	82.461
1.50	13.40	0.70	69.90	0.17	31.55	2.89E-03	0.55	254.279	83.035
1.53	14.00	0.60	70.50	0.14	31.69	2.48E-03	0.55	218.566	83.395
1.57	14.60	0.60	71.10	0.14	31.84	2.48E-03	0.56	219.240	83.811
1.60	15.10	0.50	71.60	0.12	31.95	2.07E-03	0.56	183.125	84.109
1.63	0.80	0.80	72.40	0.19	32.14	3.31E-03	0.56	294.448	84.832
1.67	1.20	0.40	72.80	0.09	32.24	1.65E-03	0.56	147.377	84.907
1.70	1.60	0.40	73.20	0.09	32.33	1.65E-03	0.56	147.686	85.195
1.73	2.20	0.60	73.80	0.14	32.47	2.48E-03	0.57	222.346	85.737
1.77	2.90	0.70	74.50	0.17	32.64	2.89E-03	0.57	260.436	86.307
1.80	3.35	0.45	74.95	0.11	32.75	1.86E-03	0.57	167.713	86.505
1.83	3.85	0.50	75.45	0.12	32.87	2.07E-03	0.57	186.870	86.907
1.87	4.50	0.65	76.10	0.15	33.02	2.69E-03	0.58	243.879	87.482
1.90	5.15	0.65	76.75	0.15	33.17	2.69E-03	0.58	244.737	87.981
1.93	5.70	0.55	77.30	0.13	33.30	2.27E-03	0.58	207.648	88.351
1.97	6.30	0.60	77.90	0.14	33.45	2.48E-03	0.58	227.300	88.849
2.00	6.70	0.40	78.30	0.09	33.54	1.65E-03	0.59	151.782	89.050
2.03	7.20	0.50	78.80	0.12	33.66	2.07E-03	0.59	190.303	89.505
2.07	7.75	0.55	79.35	0.13	33.79	2.27E-03	0.59	210.000	89.976
2.10	8.35	0.60	79.95	0.14	33.93	2.48E-03	0.59	229.889	90.492

2.13	8.90	0.55	80.50	0.13	34.06	2.27E-03	0.59	211.350	90.914
2.17	9.40	0.50	81.00	0.12	34.18	2.07E-03	0.60	192.650	91.298
2.20	10.00	0.60	81.60	0.14	34.32	2.48E-03	0.60	232.029	91.860
2.23	10.40	0.40	82.00	0.09	34.42	1.65E-03	0.60	154.949	92.075
2.27	11.00	0.60	82.60	0.14	34.56	2.48E-03	0.60	233.351	92.708
2.30	11.50	0.50	83.10	0.12	34.68	2.07E-03	0.61	194.960	93.076
2.37	12.60	0.30	84.20	0.07	34.94	1.24E-03	0.61	117.651	93.908
2.40	13.10	0.50	84.70	0.12	35.06	2.07E-03	0.61	196.769	94.476
2.43	13.90	0.80	85.50	0.19	35.24	3.31E-03	0.62	316.581	95.384
2.47	14.30	0.40	85.90	0.09	35.34	1.65E-03	0.62	158.476	95.487
2.50	14.80	0.50	86.40	0.12	35.46	2.07E-03	0.62	196.737	96.007
2.53	15.30	0.50	86.90	0.12	35.58	2.07E-03	0.62	199.326	96.467
2.57	0.40	0.40	87.30	0.09	35.67	1.65E-03	0.62	159.792	96.771
2.60	0.70	0.30	87.60	0.07	35.74	1.24E-03	0.62	120.022	96.983
2.63	1.30	0.60	88.20	0.14	35.88	2.48E-03	0.63	241.123	97.747
2.67	1.80	0.50	88.70	0.12	36.00	2.07E-03	0.63	201.480	98.154
2.70	2.40	0.60	89.30	0.14	36.14	2.48E-03	0.63	242.726	98.797
2.73	2.85	0.45	89.75	0.11	36.25	1.86E-03	0.63	182.459	99.129
2.77	3.40	0.55	90.30	0.13	36.38	2.27E-03	0.63	223.822	99.734
2.80	3.90	0.50	90.80	0.12	36.50	2.07E-03	0.64	204.066	100.191
2.83	4.40	0.50	91.30	0.12	36.62	2.07E-03	0.64	204.694	100.688
2.87	4.90	0.50	91.80	0.12	36.74	2.07E-03	0.64	205.326	101.186
2.90	5.30	0.40	92.20	0.09	36.83	1.65E-03	0.64	164.617	101.520
2.93	5.90	0.60	92.80	0.14	36.97	2.48E-03	0.65	248.003	102.275
2.97	6.40	0.50	93.30	0.12	37.09	2.07E-03	0.65	207.252	102.717
3.00	6.75	0.35	93.65	0.08	37.17	1.45E-03	0.65	145.326	102.970
3.03	7.10	0.35	94.00	0.08	37.26	1.45E-03	0.65	145.646	103.334
3.07	7.60	0.50	94.50	0.12	37.38	2.07E-03	0.65	208.823	103.969
3.10	8.20	0.60	95.10	0.14	37.52	2.48E-03	0.65	251.623	104.680
3.13	8.80	0.60	95.70	0.14	37.66	2.48E-03	0.66	252.588	105.323
3.17	9.40	0.60	96.30	0.14	37.80	2.48E-03	0.66	253.562	105.973
3.20	10.00	0.60	96.90	0.14	37.94	2.48E-03	0.66	254.544	106.630
3.23	10.55	0.55	97.45	0.13	38.07	2.27E-03	0.66	234.127	107.200
3.27	11.00	0.45	97.90	0.11	38.18	1.86E-03	0.67	192.057	107.624
3.30	11.50	0.50	98.40	0.12	38.30	2.07E-03	0.67	214.129	108.225
3.33	12.00	0.50	98.90	0.12	38.42	2.07E-03	0.67	214.832	108.791
3.37	12.30	0.30	99.20	0.07	38.49	1.24E-03	0.67	129.069	108.975
3.40	12.70	0.40	99.60	0.09	38.58	1.65E-03	0.67	172.603	109.513
3.43	13.15	0.45	100.05	0.11	38.69	1.86E-03	0.68	194.790	110.074
3.47	13.70	0.55	100.60	0.13	38.82	2.27E-03	0.68	239.028	110.797
3.50	14.20	0.50	101.10	0.12	38.94	2.07E-03	0.68	217.989	111.346
3.53	14.80	0.60	101.70	0.14	39.08	2.48E-03	0.68	262.730	112.142
3.57	15.20	0.40	102.10	0.09	39.18	1.65E-03	0.68	175.508	112.456

B.12. MEDICIÓN 29

t [s]	Medición	$\Delta \ell_p$ [cm]	ℓ_p [cm]	α [°]	θ [°]	α [rad]	θ [rad]	V [km/h]	e_v [km/h]
0.00	28.10	28.10	28.10		21.65		0.38		
0.03	0.70	0.70	28.80	0.17	21.82	2.89E-03	0.38	214.125	63.572
0.07	1.50	0.80	29.60	0.19	22.01	3.31E-03	0.38	245.410	63.844
0.10	2.00	0.50	30.10	0.12	22.13	2.07E-03	0.39	153.562	63.924
0.13	2.75	0.75	30.85	0.18	22.30	3.10E-03	0.39	231.026	64.226
0.17	3.50	0.75	31.60	0.18	22.48	3.10E-03	0.39	231.620	64.467
0.20	4.25	0.75	32.35	0.18	22.66	3.10E-03	0.40	232.220	64.713
0.23	4.90	0.65	33.00	0.15	22.81	2.69E-03	0.40	201.678	64.901
0.27	5.70	0.80	33.80	0.19	23.00	3.31E-03	0.40	248.962	65.212
0.30	6.25	0.55	34.35	0.13	23.13	2.27E-03	0.40	171.432	65.330
0.33	7.00	0.75	35.10	0.18	23.31	3.10E-03	0.41	234.479	65.645
0.37	7.75	0.75	35.85	0.18	23.49	3.10E-03	0.41	235.112	65.909
0.40	8.40	0.65	36.50	0.15	23.64	2.69E-03	0.41	204.207	66.112
0.43	8.90	0.50	37.00	0.12	23.76	2.07E-03	0.41	157.325	66.249
0.47	9.60	0.70	37.70	0.17	23.93	2.89E-03	0.42	220.902	66.562

0.50	10.30	0.70	38.40	0.17	24.09	2.89E-03	0.42	221.474	66.821
0.53	10.90	0.60	39.00	0.14	24.23	2.48E-03	0.42	190.224	67.016
0.57	11.75	0.85	39.85	0.20	24.44	3.51E-03	0.43	270.472	67.416
0.60	12.25	0.50	40.35	0.12	24.55	2.07E-03	0.43	159.297	67.501
0.63	13.00	0.75	41.10	0.18	24.73	3.10E-03	0.43	239.742	67.872
0.67	13.80	0.80	41.90	0.19	24.92	3.31E-03	0.43	256.536	68.206
0.70	14.40	0.60	42.50	0.14	25.06	2.48E-03	0.44	192.774	68.383
0.73	15.00	0.60	43.10	0.14	25.21	2.48E-03	0.44	193.225	68.627
0.77	0.70	0.70	43.80	0.17	25.37	2.89E-03	0.44	226.093	68.949
0.80	1.40	0.70	44.50	0.17	25.54	2.89E-03	0.45	226.718	69.242
0.83	1.90	0.50	45.00	0.12	25.66	2.07E-03	0.45	162.199	69.387
0.87	2.60	0.70	45.70	0.17	25.82	2.89E-03	0.45	227.806	69.753
0.90	3.30	0.70	46.40	0.17	25.99	2.89E-03	0.45	228.450	70.057
0.93	4.00	0.70	47.10	0.17	26.15	2.89E-03	0.46	229.099	70.366
0.97	4.50	0.50	47.60	0.12	26.27	2.07E-03	0.46	163.910	70.519
1.00	5.20	0.70	48.30	0.17	26.44	2.89E-03	0.46	230.229	70.904
1.03	5.80	0.60	48.90	0.14	26.58	2.48E-03	0.46	197.789	71.143
1.07	6.50	0.70	49.60	0.17	26.74	2.89E-03	0.47	231.475	71.502
1.10	7.20	0.70	50.30	0.17	26.91	2.89E-03	0.47	232.156	71.830
1.13	7.80	0.60	50.90	0.14	27.05	2.48E-03	0.47	199.453	72.078
1.17	8.50	0.70	51.60	0.17	27.22	2.89E-03	0.48	233.438	72.452
1.20	8.90	0.40	52.00	0.09	27.31	1.65E-03	0.48	133.536	72.533
1.23	9.55	0.65	52.65	0.15	27.47	2.69E-03	0.48	217.719	72.946
1.27	10.20	0.65	53.30	0.15	27.62	2.69E-03	0.48	218.332	73.269
1.30	11.10	0.90	54.20	0.21	27.83	3.72E-03	0.49	303.661	73.821
1.33	11.75	0.65	54.85	0.15	27.99	2.69E-03	0.49	219.817	74.055
1.37	12.30	0.55	55.40	0.13	28.12	2.27E-03	0.49	186.410	74.300
1.40	12.90	0.60	56.00	0.14	28.26	2.48E-03	0.49	203.922	74.634
1.43	13.30	0.40	56.40	0.09	28.35	1.65E-03	0.49	136.130	74.764
1.47	13.90	0.60	57.00	0.14	28.50	2.48E-03	0.50	204.837	75.165
1.50	14.60	0.70	57.70	0.17	28.66	2.89E-03	0.50	239.788	75.584
1.53	15.30	0.70	58.40	0.17	28.83	2.89E-03	0.50	240.552	75.967
1.57	0.60	0.60	59.00	0.14	28.97	2.48E-03	0.51	206.707	76.257
1.60	1.00	0.40	59.40	0.09	29.06	1.65E-03	0.51	137.995	76.396
1.63	1.65	0.65	60.05	0.15	29.22	2.69E-03	0.51	225.046	76.869
1.67	2.30	0.65	60.70	0.15	29.37	2.69E-03	0.51	225.728	77.241
1.70	2.60	0.30	61.00	0.07	29.44	1.24E-03	0.51	104.243	77.261
1.73	3.50	0.90	61.90	0.21	29.66	3.72E-03	0.52	314.498	78.050
1.77	4.00	0.50	62.40	0.12	29.78	2.07E-03	0.52	174.969	78.167
1.80	4.45	0.45	62.85	0.11	29.88	1.86E-03	0.52	157.790	78.412
1.83	4.90	0.65	63.30	0.11	29.99	1.86E-03	0.52	158.129	78.682
1.87	5.60	0.70	64.00	0.17	30.15	2.89E-03	0.53	246.955	79.221
1.90	6.05	0.45	64.45	0.11	30.26	1.86E-03	0.53	159.006	79.382
1.93	6.80	0.75	65.20	0.18	30.44	3.10E-03	0.53	266.170	79.987
1.97	7.30	0.50	65.70	0.12	30.56	2.07E-03	0.53	177.772	80.184
2.00	8.05	0.75	66.45	0.18	30.73	3.10E-03	0.54	267.806	80.779
2.03	8.60	0.55	67.00	0.13	30.86	2.27E-03	0.54	196.828	81.038
2.07	9.10	0.50	67.50	0.12	30.98	2.07E-03	0.54	179.357	81.336
2.10	9.60	0.50	68.00	0.12	31.10	2.07E-03	0.54	179.805	81.663
2.13	10.20	0.60	68.60	0.14	31.24	2.48E-03	0.55	216.470	82.109
2.17	10.80	0.60	69.20	0.14	31.39	2.48E-03	0.55	217.126	82.511
2.20	11.25	0.45	69.65	0.11	31.49	1.86E-03	0.55	163.154	82.739
2.23	12.00	0.75	70.40	0.18	31.67	3.10E-03	0.55	273.173	83.403
2.27	12.60	0.60	71.00	0.14	31.81	2.48E-03	0.56	219.128	83.741
2.30	13.10	0.50	71.50	0.12	31.93	2.07E-03	0.56	183.030	84.039
2.33	13.85	0.55	72.05	0.13	32.06	2.27E-03	0.56	201.933	84.452
2.37	14.20	0.55	72.60	0.13	32.19	2.27E-03	0.56	202.512	84.843
2.40	14.60	0.40	73.00	0.09	32.28	1.65E-03	0.56	147.532	85.051
2.43	15.10	0.50	73.50	0.12	32.40	2.07E-03	0.57	184.947	85.465
2.47	0.60	0.60	74.10	0.14	32.55	2.48E-03	0.57	222.699	85.957
2.50	1.05	0.45	74.55	0.11	32.65	1.86E-03	0.57	167.356	86.208
2.53	1.50	0.45	75.00	0.11	32.76	1.86E-03	0.57	167.757	86.543
2.57	2.00	0.50	75.50	0.12	32.88	2.07E-03	0.57	186.920	86.945
2.60	2.70	0.70	76.20	0.17	33.04	2.89E-03	0.58	262.816	87.587
2.63	3.20	0.50	76.70	0.12	33.16	2.07E-03	0.58	188.132	87.858
2.67	3.70	0.50	77.20	0.12	33.28	2.07E-03	0.58	188.643	88.245
2.70	4.30	0.60	77.80	0.14	33.42	2.48E-03	0.58	227.175	88.770
2.73	4.85	0.55	78.35	0.13	33.55	2.27E-03	0.59	208.844	89.176
2.77	5.50	0.65	79.00	0.15	33.71	2.69E-03	0.59	247.770	89.752
2.80	5.90	0.40	79.40	0.09	33.80	1.65E-03	0.59	152.706	89.928
2.83	6.30	0.40	79.80	0.09	33.90	1.65E-03	0.59	153.046	90.252

2.87	7.00	0.70	80.50	0.17	34.06	2.89E-03	0.59	269.104	91.003
2.90	7.45	0.45	80.95	0.11	34.17	1.86E-03	0.60	173.311	91.226
2.93	7.80	0.35	81.30	0.08	34.25	1.45E-03	0.60	135.026	91.457
2.97	8.20	0.40	81.70	0.09	34.34	1.65E-03	0.60	154.686	91.822
3.00	8.70	0.50	82.20	0.12	34.46	2.07E-03	0.60	193.961	92.306
3.03	9.15	0.45	82.65	0.11	34.57	1.86E-03	0.60	174.988	92.658
3.07	9.60	0.45	83.10	0.11	34.68	1.86E-03	0.61	175.439	93.045
3.10	10.10	0.50	83.60	0.12	34.79	2.07E-03	0.61	195.521	93.509
3.13	10.80	0.70	84.30	0.17	34.96	2.89E-03	0.61	274.997	94.249
3.17	11.40	0.60	84.90	0.14	35.10	2.48E-03	0.61	236.467	94.717
3.20	11.90	0.50	85.40	0.12	35.22	2.07E-03	0.61	197.574	95.101
3.23	12.40	0.50	85.90	0.12	35.34	2.07E-03	0.62	198.153	95.552
3.27	12.90	0.50	86.40	0.12	35.46	2.07E-03	0.62	198.737	96.007
3.30	13.55	0.65	87.05	0.15	35.61	2.69E-03	0.62	259.470	96.704
3.37	14.50	0.60	88.00	0.14	35.84	2.48E-03	0.63	240.835	97.558
3.40	15.00	0.50	88.50	0.12	35.96	2.07E-03	0.63	201.238	97.964
3.43	0.60	0.60	89.10	0.14	36.10	2.48E-03	0.63	242.433	98.604
3.47	1.00	0.40	89.50	0.09	36.19	1.65E-03	0.63	161.915	98.853
3.50	1.40	0.40	89.90	0.09	36.29	1.65E-03	0.63	162.309	99.240
3.53	1.90	0.50	90.40	0.12	36.40	2.07E-03	0.64	203.567	99.797
3.57	2.50	0.60	91.00	0.14	36.55	2.48E-03	0.64	245.255	100.460
3.60	2.90	0.40	91.40	0.09	36.64	1.65E-03	0.64	163.805	100.717
3.63	3.40	0.50	91.90	0.12	36.76	2.07E-03	0.64	205.453	101.289
3.67	3.90	0.50	92.40	0.12	36.88	2.07E-03	0.64	206.091	101.795
3.70	4.40	0.50	92.90	0.12	37.00	2.07E-03	0.65	206.734	102.305
3.73	4.90	0.50	93.40	0.12	37.12	2.07E-03	0.65	207.381	102.820
3.77	5.40	0.50	93.90	0.12	37.23	2.07E-03	0.65	208.034	103.339
3.80	5.90	0.50	94.40	0.12	37.35	2.07E-03	0.65	208.691	103.863
3.83	6.60	0.70	95.10	0.17	37.52	2.89E-03	0.65	293.654	104.755
3.87	7.00	0.40	95.50	0.09	37.61	1.65E-03	0.66	168.070	104.957
3.90	7.50	0.50	96.00	0.12	37.73	2.07E-03	0.66	210.827	105.571
3.93	7.90	0.40	96.40	0.09	37.83	1.65E-03	0.66	169.041	105.930

B.13. MEDICIÓN 30

t [s]	Medición	Δl_p [cm]	l_p [cm]	α [°]	θ [°]	α [rad]	θ [rad]	V [km/h]	e_v [km/h]
0.00	0.80	0.80	0.80		15.19		0.27		
0.03	0.90	0.90	1.70	0.21	15.40	3.72E-03	0.27	255.245	57.356
0.07	1.60	0.70	2.40	0.17	15.57	2.89E-03	0.27	198.799	57.444
0.10	2.40	0.80	3.20	0.19	15.76	3.31E-03	0.28	227.649	57.596
0.13	3.30	0.90	4.10	0.21	15.97	3.72E-03	0.28	256.682	57.768
0.17	4.10	0.80	4.90	0.19	16.16	3.31E-03	0.28	228.572	57.895
0.20	4.90	0.80	5.70	0.19	16.35	3.31E-03	0.29	229.016	58.040
0.23	5.80	0.90	6.60	0.21	16.56	3.72E-03	0.29	258.245	58.223
0.27	6.50	0.70	7.30	0.17	16.73	2.89E-03	0.29	201.157	58.322
0.30	7.10	0.60	7.90	0.14	16.87	2.48E-03	0.29	172.658	58.420
0.33	8.10	1.00	8.90	0.24	17.11	4.13E-03	0.30	288.642	58.663
0.37	8.85	0.75	9.65	0.18	17.28	3.10E-03	0.30	216.830	58.789
0.40	9.60	0.75	10.40	0.18	17.46	3.10E-03	0.30	217.253	58.941
0.43	10.40	0.80	11.20	0.19	17.65	3.31E-03	0.31	232.240	59.114
0.47	11.30	0.90	12.10	0.21	17.87	3.72E-03	0.31	261.932	59.322
0.50	12.00	0.70	12.80	0.17	18.03	2.89E-03	0.31	204.054	59.435
0.53	12.60	0.60	13.40	0.14	18.17	2.48E-03	0.32	175.165	59.546
0.57	13.40	0.80	14.20	0.19	18.36	3.31E-03	0.32	234.130	59.761
0.60	14.30	0.90	15.10	0.21	18.58	3.72E-03	0.32	264.092	59.983
0.63	15.00	0.70	15.80	0.17	18.74	2.89E-03	0.33	205.751	60.104
0.67	0.80	0.80	16.60	0.19	18.93	3.31E-03	0.33	235.711	60.310
0.70	1.40	0.60	17.20	0.14	19.07	2.48E-03	0.33	177.036	60.411
0.73	2.20	0.80	18.00	0.19	19.26	3.31E-03	0.34	236.662	60.644
0.77	3.00	0.80	18.80	0.19	19.45	3.31E-03	0.34	237.216	60.840
0.80	3.70	0.70	19.50	0.17	19.62	2.89E-03	0.34	207.962	60.993
0.83	4.50	0.80	20.30	0.19	19.81	3.31E-03	0.35	238.272	61.216

0.87	5.30	0.80	21.10	0.19	20.00	3.31E-03	0.35	238.846	61.422
0.90	5.90	0.60	21.70	0.14	20.14	2.48E-03	0.35	179.407	61.535
0.93	6.80	0.90	22.60	0.21	20.35	3.72E-03	0.36	269.977	61.841
0.97	7.40	0.60	23.20	0.14	20.49	2.48E-03	0.36	180.235	61.935
1.00	8.30	0.90	24.10	0.21	20.71	3.72E-03	0.36	271.240	62.250
1.03	8.90	0.60	24.70	0.14	20.85	2.48E-03	0.36	181.083	62.348
1.07	9.60	0.70	25.40	0.17	21.01	2.89E-03	0.37	211.767	62.569
1.10	10.40	0.80	26.20	0.19	21.20	3.31E-03	0.37	242.680	62.822
1.13	10.90	0.50	26.70	0.12	21.32	2.07E-03	0.37	151.847	62.896
1.17	11.80	0.90	27.60	0.21	21.54	3.72E-03	0.38	274.305	63.259
1.20	12.40	0.60	28.20	0.14	21.68	2.48E-03	0.38	183.141	63.365
1.23	13.20	0.80	29.00	0.19	21.87	3.31E-03	0.38	244.918	63.659
1.27	13.90	0.70	29.70	0.17	22.03	2.89E-03	0.38	214.769	63.850
1.30	14.60	0.70	30.40	0.17	22.20	2.89E-03	0.39	215.277	64.070
1.33	15.30	0.70	31.10	0.17	22.36	2.89E-03	0.39	215.790	64.293
1.37	0.70	0.70	31.80	0.17	22.53	2.89E-03	0.39	216.309	64.519
1.40	1.40	0.70	32.50	0.17	22.70	2.89E-03	0.40	216.833	64.749
1.43	2.00	0.60	33.10	0.14	22.84	2.48E-03	0.40	186.213	64.921
1.47	2.80	0.80	33.90	0.19	23.03	3.31E-03	0.40	249.070	65.246
1.50	3.50	0.70	34.60	0.17	23.19	2.89E-03	0.40	218.438	65.458
1.53	4.10	0.60	35.20	0.14	23.33	2.48E-03	0.41	187.600	65.638
1.57	4.80	0.70	35.90	0.17	23.50	2.89E-03	0.41	219.458	65.912
1.60	5.30	0.50	36.40	0.12	23.62	2.07E-03	0.41	156.982	66.033
1.63	6.05	0.75	37.15	0.18	23.80	3.10E-03	0.42	236.225	66.376
1.67	6.80	0.75	37.90	0.18	23.97	3.10E-03	0.42	236.877	66.651
1.70	7.40	0.60	38.50	0.14	24.12	2.48E-03	0.42	189.870	66.829
1.73	8.10	0.70	39.20	0.17	24.28	2.89E-03	0.42	222.136	67.122
1.77	8.80	0.70	39.90	0.17	24.45	2.89E-03	0.43	222.721	67.389
1.80	9.50	0.70	40.60	0.17	24.61	2.89E-03	0.43	223.312	67.660
1.83	10.20	0.70	41.30	0.17	24.78	2.89E-03	0.43	223.909	67.935
1.87	10.75	0.55	41.85	0.13	24.91	2.27E-03	0.43	176.250	68.106
1.90	11.50	0.75	42.60	0.18	25.09	3.10E-03	0.44	241.132	68.472
1.93	12.20	0.70	43.30	0.17	25.25	2.89E-03	0.44	225.649	68.742
1.97	12.90	0.70	44.00	0.17	25.42	2.89E-03	0.44	226.271	69.032
2.00	13.60	0.70	44.70	0.17	25.58	2.89E-03	0.45	226.898	69.326
2.03	14.10	0.50	45.20	0.12	25.70	2.07E-03	0.45	162.328	69.472
2.07	14.75	0.65	45.85	0.15	25.86	2.69E-03	0.45	211.641	69.801
2.10	15.40	0.65	46.50	0.15	26.01	2.69E-03	0.45	212.196	70.084
2.13	0.60	0.60	47.10	0.14	26.15	2.48E-03	0.46	196.331	70.331
2.17	1.30	0.70	47.80	0.17	26.32	2.89E-03	0.46	229.756	70.678
2.20	2.00	0.70	48.50	0.17	26.48	2.89E-03	0.46	230.419	70.995
2.23	2.60	0.60	49.10	0.14	26.63	2.48E-03	0.46	197.953	71.235
2.27	3.15	0.55	49.65	0.13	26.76	2.27E-03	0.47	181.854	71.471
2.30	3.90	0.75	50.40	0.18	26.93	3.10E-03	0.47	248.870	71.896
2.33	4.50	0.80	51.00	0.14	27.08	2.48E-03	0.47	199.538	72.126
2.37	5.00	0.50	51.50	0.12	27.19	2.07E-03	0.47	166.600	72.329
2.40	5.70	0.70	52.20	0.17	27.36	2.89E-03	0.48	234.039	72.744
2.43	6.20	0.50	52.70	0.12	27.48	2.07E-03	0.48	167.458	72.914
2.47	7.00	0.80	53.50	0.19	27.67	3.31E-03	0.48	269.038	73.427
2.50	7.50	0.50	54.00	0.12	27.79	2.07E-03	0.48	168.405	73.563
2.53	8.10	0.60	54.60	0.14	27.93	2.48E-03	0.49	202.662	73.907
2.57	8.80	0.70	55.30	0.17	28.09	2.89E-03	0.49	237.223	74.308
2.60	9.45	0.65	55.95	0.15	28.25	2.69E-03	0.49	220.891	74.628
2.63	10.05	0.60	56.55	0.14	28.39	2.48E-03	0.50	204.424	74.925
2.67	10.60	0.55	57.10	0.13	28.52	2.27E-03	0.50	187.831	75.198
2.70	11.30	0.70	57.80	0.17	28.69	2.89E-03	0.50	239.896	75.638
2.73	11.90	0.60	58.40	0.14	28.83	2.48E-03	0.50	206.141	75.925
2.77	12.50	0.60	59.00	0.14	28.97	2.48E-03	0.51	206.707	76.257
2.80	13.20	0.70	59.70	0.17	29.14	2.89E-03	0.51	241.993	76.692
2.87	14.15	0.35	60.65	0.08	29.36	1.45E-03	0.51	121.432	77.082
2.90	14.70	0.55	61.20	0.13	29.49	2.27E-03	0.51	191.403	77.486
2.93	15.20	0.50	61.70	0.12	29.61	2.07E-03	0.52	174.391	77.755
2.97	0.70	0.70	62.40	0.17	29.78	2.89E-03	0.52	245.073	78.256
3.00	1.40	0.70	63.10	0.17	29.94	2.89E-03	0.52	245.891	78.675
3.03	1.80	0.40	63.50	0.09	30.04	1.65E-03	0.52	140.677	78.780
3.07	2.60	0.80	64.30	0.19	30.22	3.31E-03	0.53	282.711	79.451
3.10	3.10	0.50	64.80	0.12	30.34	2.07E-03	0.53	176.994	79.621
3.13	3.60	0.50	65.30	0.12	30.46	2.07E-03	0.53	177.425	79.933
3.17	4.30	0.70	66.00	0.17	30.63	2.89E-03	0.53	249.369	80.468
3.20	4.80	0.50	66.50	0.12	30.75	2.07E-03	0.54	178.471	80.691

3.23	5.50	0.70	67.20	0.17	30.91	2.89E-03	0.54	250.850	81.238
3.27	6.00	0.50	67.70	0.12	31.03	2.07E-03	0.54	179.536	81.467
3.30	6.60	0.60	68.30	0.14	31.17	2.48E-03	0.54	216.144	81.910
3.33	7.20	0.60	68.90	0.14	31.31	2.48E-03	0.55	216.797	82.309
3.37	7.70	0.50	69.40	0.12	31.43	2.07E-03	0.55	181.075	82.595
3.40	8.20	0.50	69.90	0.12	31.55	2.07E-03	0.55	181.536	82.934
3.43	8.60	0.40	70.30	0.09	31.65	1.65E-03	0.55	145.488	83.157
3.47	9.20	0.60	70.90	0.14	31.79	2.48E-03	0.55	219.015	83.672
3.50	9.90	0.70	71.60	0.17	31.95	2.89E-03	0.56	256.507	84.212
3.53	10.40	0.50	72.10	0.12	32.07	2.07E-03	0.56	183.599	84.461
3.57	10.90	0.50	72.60	0.12	32.19	2.07E-03	0.56	184.078	84.817
3.60	11.50	0.60	73.20	0.14	32.33	2.48E-03	0.56	221.646	85.301
3.63	12.30	0.80	74.00	0.19	32.52	3.31E-03	0.57	296.932	85.992
3.67	12.60	0.30	74.30	0.07	32.59	1.24E-03	0.57	111.379	85.943
3.70	13.10	0.50	74.80	0.12	32.71	2.07E-03	0.57	186.223	86.421
3.73	13.80	0.70	75.50	0.17	32.88	2.89E-03	0.57	261.829	87.055
3.77	14.10	0.30	75.80	0.07	32.95	1.24E-03	0.58	112.272	87.061
3.80	14.50	0.40	76.20	0.09	33.04	1.65E-03	0.58	150.059	87.420
3.83	15.20	0.70	76.90	0.17	33.21	2.89E-03	0.58	263.813	88.125
3.87	0.50	0.50	77.40	0.12	33.33	2.07E-03	0.58	188.848	88.400
3.90	1.10	0.60	78.00	0.14	33.47	2.48E-03	0.58	227.424	88.928
3.93	1.50	0.40	78.40	0.09	33.56	1.65E-03	0.59	151.866	89.129
3.97	2.10	0.60	79.00	0.14	33.71	2.48E-03	0.59	228.679	89.723
4.00	2.70	0.60	79.60	0.14	33.85	2.48E-03	0.59	229.441	90.207
4.03	3.25	0.55	80.15	0.13	33.98	2.27E-03	0.59	210.937	90.626
4.07	3.85	0.60	80.75	0.14	34.12	2.48E-03	0.60	230.920	91.150
4.10	4.25	0.40	81.15	0.09	34.21	1.65E-03	0.60	154.206	91.362
4.13	4.75	0.50	81.65	0.12	34.33	2.07E-03	0.60	193.357	91.841
4.17	5.25	0.50	82.15	0.12	34.45	2.07E-03	0.60	193.906	92.263
4.20	5.75	0.50	82.65	0.12	34.57	2.07E-03	0.60	194.459	92.689
4.23	6.25	0.50	83.15	0.12	34.69	2.07E-03	0.61	195.016	93.119

Apéndice C

PESOS DE ATERRIZAJE

Aeronave	Peso Máximo de Aterrizaje Estructural (certificado)		Peso de Aterrizaje Promedio (estimado) en el AICM	
	[lb]	[kg]	[lb]	[kg]
A318	126,766	57,500	117,947	53,500
A319 - 100	137,789	62,500	127,868	58,000
A320 - 200	142,198	64,500	132,277	60,000
B727 - 200	154,500	70,080	143,300	65,000
B727 - 200F	166,000	75,296	154,324	70,000
B737 - 200	107,000	48,534	99,208	45,000
B737 - 300	115,800	52,526	108,026	49,000
B737 - 700	129,200	58,604	120,152	54,500
B737 - 800	146,300	66,360	135,584	61,500
B757 - 200	210,000	95,254	195,109	88,500
DC9 - 15	81,700	37,058	74,957	34,000
DC9 - 32	98,100	44,497	90,389	41,000
MD - 82	130,000	58,967	120,152	54,500
MD - 83	139,500	63,276	128,970	58,500
MD - 87	130,000	58,967	120,152	54,500
MD - 88	139,500	63,276	128,970	58,500
ERJ-145 LR	42,549	19,300	39,683	18,000
FOKKER 100	88,000	39,916	81,571	37,000
A300F4 - 200	295,400	133,991	279,987	127,000
A340 - 600	559,974	254,000	515,882	234,000
B747 - 200B	564,000	255,826	522,496	237,000
B747 - 200F	630,000	285,763	584,225	265,000
B747 - 400	652,000	295,742	604,067	274,000
B747 - 400F	652,000	295,742	604,067	274,000
B767 - 200	278,000	126,099	257,941	117,000
B767 - 200ER	285,000	129,274	264,555	120,000
B767 - 300ER	320,000	145,150	297,624	135,000
B777 - 200ER	470,000	213,188	436,515	198,000
DC10 - 30	403,000	182,798	374,786	170,000
MD - 11	440,000	199,581	408,957	185,500
MD - 11F	481,500	218,405	447,538	203,000
ATR 42 - 500	40,345	18,300	37,479	17,000