



Benemérita Universidad Autónoma de Puebla
Facultad de Ciencias Físico Matemáticas
Posgrado en Física Aplicada

Evaluación de calidad de algoritmos de simulación dinámica y
aplicación de estimulación galvánica vestibular

Tesis presentada para obtener el grado de Doctor en Ciencias Física
Aplicada

Presenta

M. C. Jorge Luis Gordillo Domínguez

Asesores de Tesis:

Dr. Sci. (Phys. Math.) Vladimir Alexandrov

Dr. W. Fermín Guerrero Sánchez

Puebla, Puebla a 13 de diciembre de 2019

Índice general

Introducción	9
1. Conceptos generales para simuladores dinámicos	13
1.1. Sistema de coordenadas de simulación	13
1.2. Modelo matemático de vuelo	21
1.3. Algoritmos de simulación dinámica y su evaluación	22
1.4. Conceptos generales del sistema vestibular de una persona y estimulación galvánica	23
2. Algoritmos de simulación dinámica para simuladores que utilizan plataformas de Stewart	32
2.1. Definición de sobrecarga de avión y de piloto para algoritmos de simulación	32
2.1.1. Vector sobrecarga para el avión	33
2.1.2. Vector sobrecarga en la posición del piloto	34
2.2. Algoritmos de simulación dinámica para la orientación del vector sobrecarga	35
2.2.1. Algoritmos de simulación dinámica en el plano vertical	36
2.2.2. Algoritmo de simulación dinámica en el plano frontal	37
3. Evaluación de calidad de simulación dinámica de vuelo y otros vehículos	41
3.1. Partes de la evaluación de calidad de simulación	42
3.1.1. Evaluación de sobrecargas	42
3.1.2. Evaluación de ecuaciones de movimiento con valores de sobrecarga	46
3.1.3. Evaluación de la orientación del vector sobrecarga	48
3.1.4. Evaluación del reflejo vestibulo ocular	49
3.1.4.1. Análisis de VOR para la evaluación	50
3.2. Evaluación de calidad de simulación para aterrizaje en el plano vertical	51
3.2.1. Evaluación de sobrecargas	54
3.2.2. Evaluación mediante ecuaciones de movimiento con valores de sobrecarga	55
3.2.3. Evaluación de la orientación del vector sobrecarga	57
3.2.4. Evaluación del reflejo ocular	59
3.3. Evaluación de calidad de simulación para viraje coordinado	62
3.3.1. Evaluación de sobrecargas	65
3.3.2. Evaluación de ecuaciones de movimiento con valores de sobrecarga	66
3.3.3. Evaluación de la orientación del vector sobrecarga	67
3.3.4. Evaluación del reflejo ocular	70
3.4. Evaluación de calidad de simulación para modelos de vehículos no aéreos.	71

4. Aplicación de tecnologías de Estimulación Galvánica Vestibular (EGV)	75
4.1. Estimulación galvánica del sistema vestibular	76
4.2. Relaciones de conexión entre CSC verticales y músculos extraoculares	77
4.3. Experimentos de combinación de estimulación mecánica y tecnologías EGV	78
4.3.1. Instrumentos y procesamiento de datos	80
4.3.2. Estimulación galvánica sobre una plataforma de 3 grados de libertad	81
4.3.3. Estimulación galvánica sobre una plataforma de 6 grados de libertad	85
5. Conclusiones	89
Anexo 1. Aplicación de EGV en simuladores	91
Bibliografía	98

Índice de tablas

1.1. Relaciones de conexión de canales semicirculares con músculos extraoculares, tomado de [11].	28
3.1. Trayectorias de movimiento para los experimentos de simulación ejecutados en simuladores de vuelo de 6 gdl y plataformas de movimiento de 3 gdl.	49
3.2. Relaciones activación y desactivación de músculos extraoculares de los ojos dada la estimulación por el giro en el plano frontal.	51

Índice de figuras

1.	Geometría de una Plataforma de Stewart.	9
2.	Esquema funcional de un simulador de vuelo, tomado de [6].	10
3.	Simulador de vuelo para investigación y desarrollo de la Universidad Tecnológica de Delft, Holanda.	11
4.	Estimulación Galvánica Vestibular y su implementación en simuladores de vuelo. . .	11
1.1.	Sistema de coordenadas de ejes cuerpo, $CX_B Y_B Z_B$	14
1.2.	Orientación del avión, mediante los ángulos de Euler.	15
1.3.	Sistema de coordenadas de velocidad, $CX_W Y_W Z_W$	16
1.4.	Sistema de coordenadas de trayectoria, $CX_K Y_K Z_K$	17
1.5.	Sistema de coordenadas para la posición del piloto, $PXYZ$	18
1.6.	Sistema de coordenadas de la plataforma de Stewart, $GXYZ$. Típicamente, los simuladores de vuelo que utilizan este tipo de plataformas tienen movimientos más pronunciados en los ángulos indicados, y para lograrlo tienen que cambiar la posición de altura de su centro geométrico.	18
1.7.	Sistema de coordenadas de simulación $NX_G Y_G Z_G$	19
1.8.	Región de ángulos de cabeceo y altura en el plano vertical que puede alcanzar la plataforma de Stewart, utilizada en el proyecto de Simulador de Vuelo (INAOE, 2018).	19
1.9.	Región de ángulos de alabeo y altura que puede alcanzar la plataforma de Stewart, utilizada en el proyecto de Simulador de Vuelo (INAOE, 2018).	20
1.10.	Movimiento de la aeronave en un plano y la representación de fuerzas aerodinámicas que actúan sobre él, tomado de [43].	21
1.11.	Relación entre el vector sobrecarga la posición del piloto en una aeronave y en la cabina de un simulador de vuelo.	23
1.12.	Detalle de la ubicación y componentes del sistema vestibular.	24
1.13.	Componentes de los canales semicirculares, [3].	25
1.14.	Sistema de ejes de referencia de la cabeza de una persona, tomado de [12].	26
1.15.	Escenario real que provoca la activación del sistema vestibular.	27
1.16.	Modelo de la respuesta de los canales semicirculares a la estimulación galvánica, tomado de [24].	29
1.17.	Configuración de pruebas de habituación con estimulación galvánica. La aplicación de estimulación se realiza manualmente inyectando corriente de diversas formas y amplitudes. Las respuestas de los ojos son medidas con cámaras oculares que detectan movimientos de la pupila. Dicha información es concentrada y procesada por el software de análisis de datos de la cámara.	30
2.1.	Descripción del vector gravitoinercial en el $c.m.$ del avión.	33

2.2.	Definición del vector gravitoinercial y el vector sobrecarga para la posición del piloto en una aeronave.	34
2.3.	Angulo de orientación de sobrecarga según la simulación de vuelo en el plano vertical,[5].	36
2.4.	Angulo de inclinación de la plataforma móvil en el plano vertical,[5].	37
2.5.	Orientación del vector sobrecarga para un giro hacia la derecha.	37
2.6.	Inclinación del vector de sobrecarga en el sistema de referencia de la plataforma de movimiento en A) plano vertical y B) plano frontal.	39
3.1.	Proceso de comparación de algoritmos de simulación para un simulador de vuelo.	42
3.2.	Esquema de comparación para los valores de sobrecargas.	42
3.3.	Sistema de coordenadas en movimiento y rotación.	44
3.4.	Proceso de comparación para ecuaciones de movimiento con componentes de sobrecarga.	46
3.5.	Esquema de comparación para la orientación del vector sobrecarga.	48
3.6.	Esquema para el análisis de la respuesta fisiológica del piloto a la simulación dinámica.	49
3.7.	Videocámara para el registro ocular ICS Impulse, y su sistema de referencia. La detección del movimiento de la pupila se realiza en el eje Y (horizontal) y Z (vertical).	50
3.8.	Trayectoria de aterrizaje en el plano vertical.	51
3.9.	Ángulo de cabeceo durante la trayectoria de aterrizaje.	52
3.10.	Velocidad angular de cabeceo de la trayectoria de aterrizaje.	53
3.11.	Velocidad lineal absoluta del centro de masas del avión de la trayectoria de aterrizaje.	54
3.12.	Valores de la magnitud del vector sobrecarga en la posición del piloto.	55
3.13.	Gráficas de las integrales numéricas para las ecuaciones propuestas calculadas con componentes de sobrecarga.	57
3.14.	Orientación del vector sobrecarga en la posición del piloto. en a) se muestra que la orientación de sobrecarga incrementa inusual cuando la aeronave toca pista, en un vuelo real, esto es imposible, sin embargo, el simulador necesita replicar esta simulación, y como se ve en b) la orientación del vector sobrecarga en el simulador, se somete a que los actuadores de la plataforma de movimiento alcancen su valor máximo.	58
3.15.	Intervalo de comparación de orientación del vector sobrecarga.	59
3.16.	Comparación gráfica de la velocidad de cabeceo del simulador de vuelo según los datos de la simulación de vuelo.	60
3.17.	Condición de seguimiento del punto de referencia por los participantes.	61
3.18.	Movimiento vertical del ojo derecho del piloto, respecto a un objetivo fijo. Se observa el VOR en el instante del contacto con pista en la simulación de aterrizaje. Se grafica el tiempo de muestra de seguimiento de la pupila correspondiente al toque con pista en la simulación de aterrizaje.	62
3.19.	Trayectoria de viraje coordinado para el experimento de evaluación. Por facilidad visual de la trayectoria, se muestra solo un giro.	63
3.20.	Ángulo de alabeo de la trayectoria de vuelo.	64
3.21.	Velocidad de alabeo del avión en la trayectoria de vuelo.	64
3.22.	Componentes del vector sobrecarga en la simulación de viraje coordinado.	65
3.23.	Comparación entre valores de sobrecarga de la trayectoria de viraje coordinado.	65
3.24.	Gráficas de las integrales numéricas para las ecuaciones con parámetros de sobrecarga.	67

3.25. Orientación de sobrecarga en el plano frontal correspondiente al alabeo de la trayectoria de vuelo simulado.	68
3.26. Componentes del vector sobrecarga medidos en la posición del piloto en el simulador de vuelo.	69
3.27. Comparación de ángulos de alabeo de los datos de simulación de vuelo y la inclinación del vector sobrecarga del simulador dinámico.	70
3.28. Detalle del movimiento vertical del ojo derecho respecto a un objetivo, según la estimulación del movimiento mecánico de la plataforma.	71
3.29. Instalaciones técnicas de la plataforma de 3 grados de libertad para los experimentos.	73
3.30. Orientación de sobrecarga en el plano vertical.	73
3.31. Orientación del vehículo en el plano vertical.	74
4.1. Esquema de combinación de estimulación galvánica y mecánica a un un canal semicircular, y la activación de su respectivo músculo extraocular.	76
4.2. Esquema anatómico de los CSC verticales y su conexión de activación a los músculos extraoculares.	77
4.3. Propuestas de combinación de estimulación mecánica y EGV. La estimulación inducida por el movimiento mecánico de la plataforma activará el CSC anterior derecho, mientras que la EGV en a) inhibirá la señal del CSC anterior derecho, y en b) activará el CSC posterior izquierdo.	78
4.4. Boceto del movimiento angular a la derecha para el participante.	80
4.5. Dispositivos de aplicación de EGV.	80
4.6. Preparación de los experimentos en las instalaciones técnicas del laboratorio MOIDS. Los participantes utilizaron la plataforma mientras se registraban sus respuestas fisiológicas mediante las gafas ICS Impulse y el uso del dispositivo para aplicar EGV.	81
4.7. Respuesta a la estimulación mecánica y galvánica. Los datos adquiridos mediante la CVO para un participante muestran la tendencia de desviación de la mirada en el plano vertical del ojo al aplicarse la EGV.	82
4.8. Camino vertical recorrido por el ojo derecho de cada condición experimental para la etapa de control (Pre EGV - estimulación mecánica) contra A) la estimulación con el cátodo conectado al lado derecho (EGV Derecha) y contra B) la estimulación con el cátodo conectado al lado izquierdo (EGV Izquierda), durante un tiempo de $t = 8$ segundos correspondientes a la duración del viraje.	83
4.9. Efecto de la EGV durante el experimento de movimiento de alabeo. Se muestran los datos promediados, $n = 5$, correspondientes a la desviación del ojo derecho de los participantes, en donde a) corresponde al experimento sin estimulación eléctrica, mientras que al trazo central b) aplicación de corriente galvánica a través del cátodo conectado en la apófisis mastoides derecha, y c) a la aplicación de corriente a través del cátodo conectado del lado izquierdo.	84
4.10. Aceleraciones angulares de alabeo, $\dot{\omega}_x$, y guiñada, $\dot{\omega}_z$, que son obtenidos por el modelo matemático de vuelo. La aceleración de alabeo es mayor que el umbral de percepción de una persona. La aceleración de guiñada es menor que la de alabeo, su influencia es casi imperceptible y no será tomada en cuenta.	86
4.11. La aceleración angular de alabeo del simulador es mayor que el umbral de percepción, en este plano, de una persona, con $\dot{\omega}_x > 2^\circ/s^2$, respetando los impulsos generados por el modelo de simulación de vuelo.	86

4.12. Respuesta del participante a la estimulación mecánica y galvánica de una simulación de viraje a la derecha en un simulador de vuelo. En a) la desviación de la mirada se aleja de la línea de referencia horizontal, debido a la activación del músculo recto superior, mientras que en b) se tiene el decremento de ese torque, logrando la disminución de la desviación.	87
5.1. Configuración de la instalación del experimento de aplicación de EGV para el movimiento angular de alabeo.	91
5.2. Datos de desviación de la mirada y movimiento de cabeza del participante 1.	92
5.3. Datos de desviación de la mirada y movimiento de cabeza del participante 2.	92
5.4. Datos de desviación de la mirada y movimiento de cabeza del participante 3.	93
5.5. Datos de desviación de la mirada y movimiento de cabeza del participante 4.	93
5.6. Datos de desviación de la mirada y movimiento de cabeza del participante 5.	94

Introducción

La simulación del movimiento de vehículos tripulados por pilotos tuvo sus inicios en el siglo pasado, cuando Edwin A. Link construyó su primer simulador de vehículo en 1927, el cual era un dispositivo electromecánico y trataba de replicar a los pilotos las fuerzas experimentadas en vuelo con un resultado no tan grato, pues no lo lograba por completo su objetivo ya que sus movimientos eran limitados. Sin embargo, se volvió una necesidad para los pilotos militares pues requerían ganar experiencia inmediata antes de realizar vuelos reales en aeronaves muy costosas e indispensables en esos tiempos. Años más tarde, después de la Segunda Guerra Mundial, los simuladores de vuelo comenzaron a comercializarse ya como entrenadores para pilotos civiles, pues se orientó su construcción hacia las aerolíneas, aunque aún no tenían todos los sistemas como el visual, es decir, que sólo contenían un esquema mecánico para simular los movimiento de la aeronave, posteriormente, este sistema se mejoró y se sustituyó por una plataforma que permite tener 3 movimientos lineales y 3 angulares, conocida como plataforma de Stewart [40] la cual ha tenido gran aceptación en el campo de simulaciones de movimiento de aeronaves y automóviles, pues es capaz de proveer una solución mecánica rígida que reproduzca movimientos con una capacidad de carga relativamente alta [2]. En términos generales, la plataforma de Stewart (PS) consiste de una base móvil conectada mediante seis actuadores lineales a una base anclada al piso (fija). Los actuadores pueden cambiar su longitud independientemente, y de forma sincronizada, para lograr que la base móvil genere tres movimientos lineales y tres angulares.

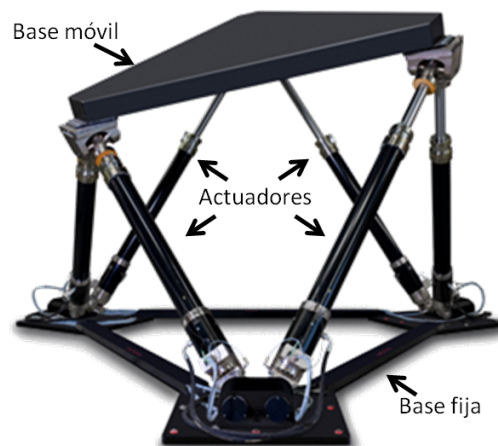


Figura 1: Geometría de una Plataforma de Stewart.

Por otro lado, el incremento en su demanda y junto con el desarrollo de nuevas tecnologías, como computadoras digitales y sistemas de video, se agregaron sistemas de visualización, principalmente en 2D bajo el uso de pantallas planas y curvas. En la actualidad, las necesidades y desarrollos de la industria permiten agregar sistemas visuales con pantallas esféricas, incluso pantallas 3D, efectos

de sonido, entre otras. En este trabajo, se tomará el esquema funcional de un simulador de vuelo que se muestra en la Figura 2, similar a [14, 8, 6], en el que cada bloque del diagrama corresponde a una serie de elementos que cumplen una función específica en el simulador:

- “Simulador de Vuelo”: representa a todo el conjunto mecánico, eléctrico y electrónico, es decir, la parte tangible de un simulador de vuelo.
- “Piloto”: es la persona en entrenamiento que usa el simulador, mediante sus acciones de pilotaje modificará los parámetros de simulación de vuelo.
- “Modelo matemático de vuelo controlable”: es la representación de la dinámica de vuelo de la aeronave a simular. Además, debe contener el modelo aerodinámico expresado mediante una base de datos que contiene los coeficientes aerodinámicos característicos (típicamente estos son de carácter secreto) de cada aeronave.
- “Algoritmos de simulación”: contiene a los algoritmos que controlan los eventos dentro del simulador de vuelo, como el ambiente visual de vuelo (a través de pantallas), los efectos de sonidos en coordinación con las acciones del piloto y el ambiente visual, adicionalmente, se debe contar con un modelo de cargas dinámicas, como el realizado en [17], que provee al piloto de todas aquellas sensaciones causadas por la activación o desactivación de los mandos de vuelo, tales como el timón, pedales, diversas palancas y controles en el tablero dentro de la cabina. Principalmente, se requiere de la inclusión de algoritmos de simulación dinámica, que permiten la imitación de las sensaciones de vuelo correctas a través de la PS. Dichos algoritmos son secretos industriales.

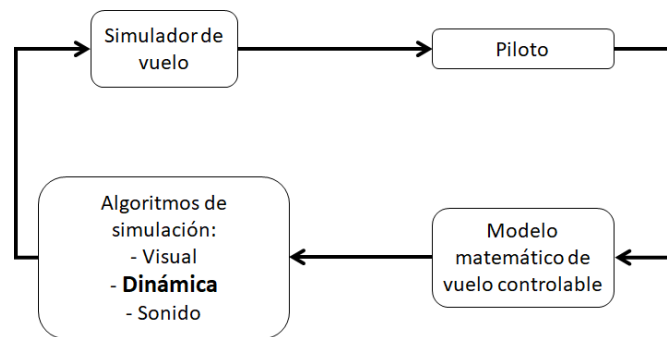


Figura 2: Esquema funcional de un simulador de vuelo, tomado de [6].

Los simuladores de vuelo son usados por ser seguros, confiables y de bajo costo en su uso para el entrenamiento de pilotos. Con los avances en los desarrollos de hardware y software, se tiene como consecuencia el incremento de las capacidades de estos dispositivos para simular vuelos de una manera tan realista como los de una aeronave real, por lo que incrementan su confiabilidad y capacidad de sustituir vuelos reales. Para proveer las mejores sensaciones a los pilotos que utilizan simuladores de vuelo, es necesario el uso de sistemas de movimiento (Figura 1), sin embargo, debido a sus limitaciones físicas, estos sistemas no son capaces de generar los movimientos como los de una aeronave, entonces, se utilizan algoritmos para producir sensaciones de movimiento como las que percibiría el piloto, los cuales tienen como objetivo imitar las sensaciones del vuelo real en lugar de duplicar el movimiento del avión. Los simuladores de vuelo como entrenadores permiten, entonces, a los pilotos ensayar misiones complejas y practicar sus habilidades de pilotaje que les

otorgarán mejores reacciones ante diferentes situaciones de vuelo. Además, con los simuladores de vuelo es posible programar situaciones anormales o de emergencia, en un ambiente que mantenga fuera de riesgo al piloto y le permita enriquecer su entrenamiento. Hoy en día, estos aparatos son indispensables en temas de aeronáutica, teoría de control, fisiología, matemáticas, física, software, entre otras, pues además de dar servicio para el entrenamiento y capacitación de pilotos, son usados para investigación y desarrollo de nuevos instrumentos de vuelo, aplicaciones de software, e implementación de nuevos algoritmos orientados a un mejor desempeño del ambiente de simulación. Un ejemplo importante es el Simulador para Investigación Simona (SRS, por sus siglas en inglés) de la Universidad Tecnológica de Delft, ver Figura 3, y los trabajos realizados por [31, 32, 41, 42, 33].

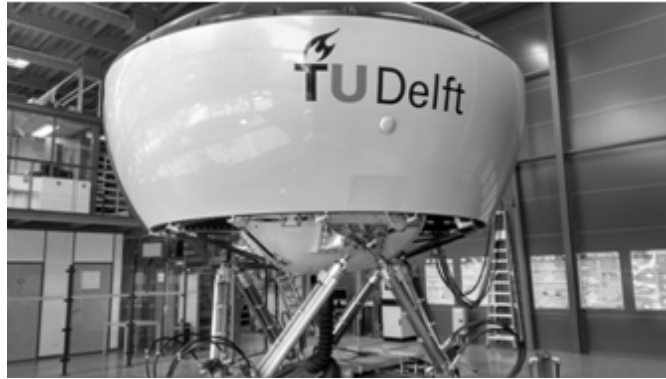


Figura 3: Simulador de vuelo para investigación y desarrollo de la Universidad Tecnológica de Delft, Holanda.

En materia del presente trabajo, se buscará presentar aquellos algoritmos de simulación que permitan que la PS se imite los movimientos de una aeronave, o de forma general, de un vehículo que sea pilotado. En el Capítulo 2, se presentarán estos algoritmos de simulación a través de ángulos de orientación del vector de fuerza gravitoinercial, los cuales tienen como objetivo ser una opción como algoritmos de simulación dinámica para simuladores de 3 y 6 grados de libertad. Una vez ejecutadas la simulaciones, en el Capítulo 3 se plantea un esquema de evaluación de la calidad de simulación dinámica mediante la comparación de los datos del movimiento de la PS y los datos de salida del modelo matemático de movimiento del vehículo a través de los algoritmos obtenidos en el Capítulo 2. Además se presentan ecuaciones de movimiento que están formadas por componentes de sobrecarga con el objetivo de representar la dinámica de un avión sin utilizar directamente los coeficientes aerodinámicos.

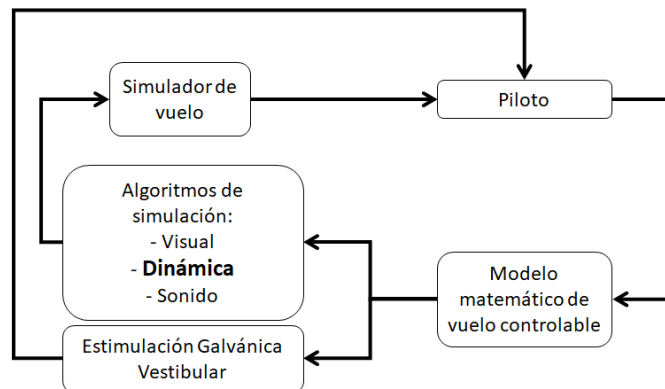


Figura 4: Estimulación Galvánica Vestibular y su implementación en simuladores de vuelo.

Por último, en el Capítulo 4, se propone añadir otra tecnología para su uso en simuladores dinámicos de vuelo. En el esquema de la Figura 4 se presenta la adición de un bloque denominado “Estimulación Galvánica Vestibular”, el cual consta del uso de un dispositivo que permite aplicar corrientes pequeñas, generalmente en el rango de 1 a 5 mA, en la zona auricular del piloto mediante de electrodos de uso médico. En este apartado se expondrá la posibilidad del uso de pequeñas corrientes para estimular galvánicamente el sistema vestibular del piloto mientras está usando un simulador de vuelo. Se presentan los experimentos de combinación de dos tecnologías, un simulador de vuelo y EGV, en donde se analizarán los efectos de estimulación galvánica para dos variantes de aplicación, simulación galvánica y corrección galvánica.

Capítulo 1

Conceptos generales para simuladores dinámicos

Una de las características destacadas de los simuladores de vuelo es la presencia de un dispositivo mecánico que genera movimientos lineales y angulares, como se mencionó anteriormente. Desde su descripción matemática y aplicación a la industria de aviación, la plataforma de Stewart fue adquiriendo modificaciones importantes, desde el uso de actuadores que funcionaban a base de pistones activados por sistemas neumáticos y otras por sistemas hidráulicos, y luego se integraron aquellos sistemas electro mecánicos, evitando así, altos costos de mantenimiento. Cualquiera de estas tres opciones son efectivas para el propósito de la PS de generar movimientos para el simulador, y ya que se utiliza para este fin, podemos generalizar este concepto asignándole el nombre de *simulador dinámico*. Ahora bien, en algunas aplicaciones y desarrollos, los simuladores dinámicos no siempre necesitarán 6 grados de libertad, será suficiente con tener dos o tres. Por esta razón, y para los fines de este trabajo, se generalizará el término simulación dinámica de vuelo para aquellas aplicaciones en las que se presente el uso de una plataforma para realizar movimientos lineales y angulares que traten de imitar la actitud de un vehículo en un espacio virtual. La actitud está definida por la orientación (rumbo), velocidades y aceleraciones del vehículo en cuestión.

Los simuladores dinámicos, al estar anclados a tierra, no pueden representar enteramente los tales valores de fuerza calculados por el modelo matemático de vuelo controlable, no obstante la plataforma buscará imitar esos valores al tratar de alcanzar una determinada inclinación. Por un lado, el sistema de ecuaciones que conforman al modelo matemático de vuelo es calculado con base en el análisis de un vehículo que no está fijo a la Tierra, es decir, se define en un marco de referencia no inercial, y por otro lado, el simulador dinámico es un aparato anclado a la Tierra. En algunos casos, se buscará la coincidencia de la orientación de los marcos de referencia, al menos al inicio de la simulación. Es decir, deberá definir un sistema de coordenadas adicional, sobre el vehículo simulado, que siempre esté orientado de la misma manera que lo estará el simulador dinámico anclado en Tierra.

1.1. Sistema de coordenadas de simulación

La definición de los sistemas de coordenadas es imprescindible para el estudio de la dinámica de vuelo de aeronaves, principalmente porque se requiere describir la posición, orientación, velocidad y aceleración de una aeronave en un sistema de ejes coordenados que tengan sentido, esto es, que desde un punto en la Tierra sea posible medir las cantidades mencionadas, que son las que

nos indican el desempeño de la aeronave en vuelo. Además, encontraremos que hay fenómenos de interés para el trabajo de esta tesis, en el que es un requerimiento esencial, definir un sistema de coordenadas particular, para medir esos fenómenos.

Sistema de coordenadas de cuerpo $CX_B Y_B Z_B$.

El sistema de coordenadas de cuerpo, o ejes-cuerpo, es un marco de referencia rotatorio, no inercial, que tiene su origen en el centro de gravedad de la aeronave. El eje X_B apunta al morro (nariz) del avión, el eje Y_B apunta hacia la semi-ala derecha, y el eje Z_B hacia abajo, apuntando a la Tierra, formando una triada ortogonal. Esto se muestra en la Figura 1.1. En términos de navegación se requiere determinar de alguna manera la posición, orientación y velocidad de la aeronave con el fin de determinar su movimiento en el espacio. El sistema de coordenadas de cuerpo se relaciona con un marco de referencia en Tierra, en el que se supone que la vertical (Z_B) se encuentra paralela al vector de fuerza de gravedad.

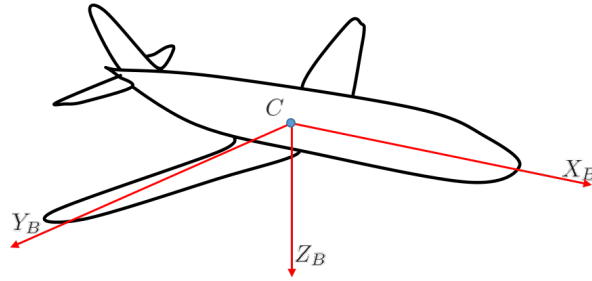


Figura 1.1: Sistema de coordenadas de ejes cuerpo, $CX_B Y_B Z_B$.

La orientación del cuerpo de la aeronave, vista desde un marco de referencia inercial $CX_I Y_I Z_I$ se da mediante la relación de tres cantidades angulares. Se hace una transformación de sistemas a través de la rotación por tres ángulos, ψ, θ, ϕ , conocidos como ángulos de Euler, como se muestra en la Figura 1.2. El primer giro se realiza al rededor del eje Z_I con el ángulo de guiñada (yaw, en inglés) ψ , y se forma un sistema de coordenadas intermedio x_1, y_1, z_1 . Se obtiene la siguiente matriz de transformación:

$$R_3(\psi) = \begin{pmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}. \quad (1.1)$$

La segunda rotación se realiza alrededor del eje intermedio y_1 mediante el ángulo de cabeceo (pitch, en inglés), θ . Se obtiene un segundo sistema coordenado intermedio x_2, y_2, z_2 y la matriz de transformación:

$$R_2(\theta) = \begin{pmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{pmatrix}. \quad (1.2)$$

La última rotación se realiza sobre el eje x_2 mediante el ángulo de alabeo ϕ (roll, en inglés), con el que llegamos al sistema de coordenadas de cuerpo, y se obtiene la siguiente matriz de rotación:

$$R_1(\phi) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{pmatrix}. \quad (1.3)$$

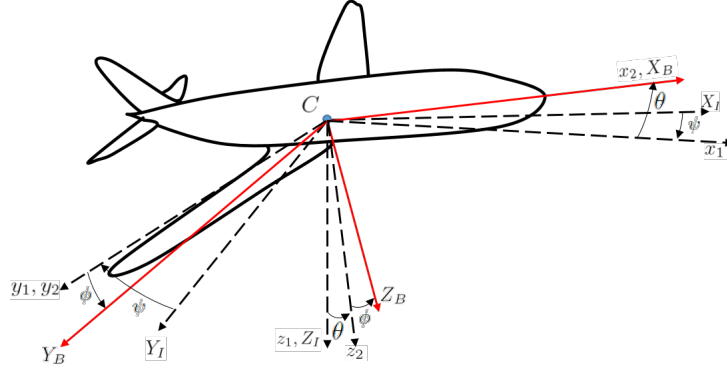


Figura 1.2: Orientación del avión, mediante los ángulos de Euler.

Ahora, para realizar la transformación completa al sistema de cuerpo desde el inercial, simplemente se multiplican las matrices (1.1)-(1.3) para obtener la matriz de transformación:

$$T^{BI} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}. \quad (1.4)$$

$$T^{BI} = \begin{pmatrix} \cos\psi \cdot \cos\theta & \cos\theta \cdot \sin\psi & -\sin\theta \\ \sin\phi \cdot \sin\theta \cdot \cos\psi - \cos\phi \cdot \sin\psi & \sin\phi \cdot \sin\theta \cdot \cos\psi + \cos\phi \cdot \cos\psi & \sin\phi \cdot \cos\theta \\ \cos\phi \cdot \sin\theta \cdot \cos\psi + \sin\phi \cdot \sin\psi & \cos\phi \cdot \sin\theta \cdot \sin\psi - \sin\phi \cdot \cos\psi & \cos\phi \cdot \cos\theta \end{pmatrix}. \quad (1.5)$$

Sistema de coordenadas de velocidad $CX_W Y_W Z_W$.

El sistema de coordenadas de velocidad, conocido también como ejes-viento, también tiene su origen en el centro de gravedad de la aeronave. En este caso, los ejes X_W , Y_W están localizados en el plano de movimiento instantáneo de la aeronave, véase la Figura 1.3. Sin embargo, el eje X_W siempre está alineado con el vector de trayectoria de vuelo, \vec{V}_W , con relación a la masa de aire circundante (atmósfera no perturbada), como se ve en la Figura 1.3. En este sistema aparecen términos aerodinámicos, como el ángulo de ataque, el cual proporciona información valiosa a los pilotos en vuelo.

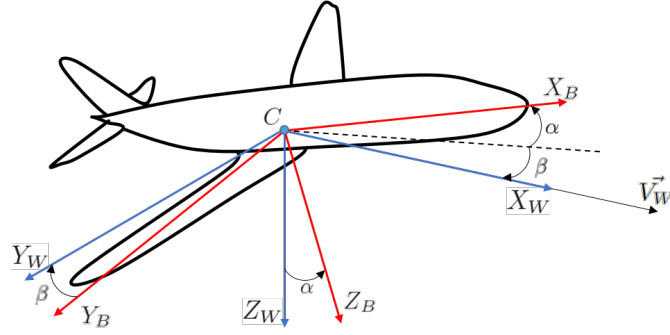


Figura 1.3: Sistema de coordenadas de velocidad, $CX_WY_WZ_W$.

El sistema de ejes velocidad se relacionan con los ejes de coordenadas de cuerpo mediante rotaciones sencillas. Esta una relación entre los sistemas $CX_WY_WZ_W$ y $CX_BY_BZ_B$ se lleva a cabo a través de una transformación mediante las matrices. La primera transformación se realiza al realizar un giro al rededor del eje Z_B , se presenta el ángulo de deslizamiento (o derrape), β :

$$R_3(\beta) = \begin{pmatrix} \cos\beta & \sin\beta & 0 \\ -\sin\beta & \cos\beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}. \quad (1.6)$$

La segunda rotación se realiza alrededor del eje cuerpo Y_B para obtener el ángulo de ataque, α :

$$R_2(-\alpha) = \begin{pmatrix} \cos\alpha & 0 & \sin\alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\alpha & 0 & \cos\alpha \end{pmatrix}. \quad (1.7)$$

Entonces, la matriz de transformación completa al sistema de ejes-viento se obtiene multiplicando las matrices anteriores:

$$T^{WB} = \begin{pmatrix} \cos\beta & \sin\beta & 0 \\ -\sin\beta & \cos\beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos\alpha & 0 & \sin\alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\alpha & 0 & \cos\alpha \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\alpha\cos\beta & \sin\beta & \sin\alpha\cos\beta \\ -\cos\alpha\sin\beta & \cos\beta & -\sin\alpha\sin\beta \\ -\sin\alpha & 0 & \cos\alpha \end{pmatrix}. \quad (1.8)$$

Sistema de coordenadas de trayectoria $CX_KY_KZ_K$.

Este marco de referencia tiene su origen en el centro de gravedad de la aeronave. El eje X_K está alineado con el vector de trayectoria de vuelo relativo al marco de referencia inercial $OX_IY_I Z_I$, en donde le eje Y_K es perpendicular al vector de gravedad y el eje Z_K está ubicado dentro del plano formado por la trayectoria de vuelo y el vector de gravedad, como se ilustra en la Figura 1.4.

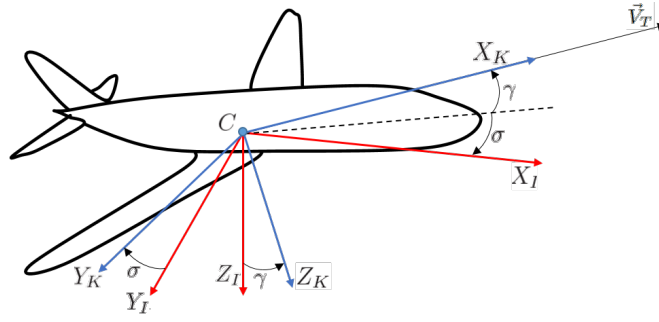


Figura 1.4: Sistema de coordenadas de trayectoria, $CX_K Y_K Z_K$.

Este sistema de coordenadas se relaciona con el sistema de referencia inercial, $OX_I Y_I Z_I$, a través de rotaciones. Para encontrar esta relación se efectúa una transformación con el uso de matrices. La primera rotación involucrada la encontramos al hacer un giro al plano horizontal de la trayectoria vuelo, alrededor el eje Z_I y se obtiene el ángulo σ :

$$R_3(\sigma) = \begin{pmatrix} \cos\sigma & \sin\sigma & 0 \\ -\sin\sigma & \cos\sigma & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, \quad (1.9)$$

y la segunda rotación se realiza a través de un eje intermedio Y , para obtener el ángulo vertical de la trayectoria de vuelo, γ .

$$R_2(\gamma) = \begin{pmatrix} \cos\gamma & 0 & -\sin\gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\gamma & 0 & \cos\gamma \end{pmatrix}. \quad (1.10)$$

Las matriz de transformación resultante al sistema de coordenada de trayectoria, a partir del inercial (Tierra), se da como:

$$T^{kI} = \begin{pmatrix} \cos\sigma & \sin\sigma & 0 \\ -\sin\sigma & \cos\sigma & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos\gamma & 0 & -\sin\gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\gamma & 0 & \cos\gamma \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\sigma \cdot \cos\gamma & \sin\sigma \cdot \cos\gamma & -\sin\gamma \\ -\sin\sigma & \cos\sigma & 0 \\ \cos\sigma \cdot \sin\gamma & \sin\sigma \cdot \sin\gamma & \cos\gamma \end{pmatrix} \quad (1.11)$$

Bajo condiciones de viento nulo, es decir, cuando no se tienen perturbaciones en la atmósfera, el vector de trayectoria de vuelo, \vec{V}_T (relativo al marco inercial de Tierra plana), está alineado con el vector de trayectoria relativo a la masa de aire no perturbada, mismo que yace en el eje X_W . Adicionalmente, con viento nulo y la aeronave con ángulo de alabeo, ϕ , y el ángulo de deslizamiento, β , en cero, el sistema de coordenadas de trayectoria de vuelo está perfectamente alineado con el sistema coordenadas de velocidad. Bajo estas condiciones, $\gamma = \theta - \alpha$, y $\sigma = \psi$.

Sistema de coordenadas de piloto $PXYZ$.

Este sistema de coordenadas supone su origen en la ubicación del piloto, en un asiento en la cabina de la aeronave. El sistema $PXYZ$ toma como referencia de origen el sistema $CX_B Y_B Z_B$ ubicado en el centro de gravedad de la aeronave. Para el desarrollo de este trabajo, se considera que el sistema $PXYZ$ es fijo durante toda la dinámica de vuelo, esto es, que los ejes siempre están

paralelos a $CX_B Y_B Z_B$, como se ve en la Figura 1.5. Este sistema de coordenadas coincide con el centro de masas del cuerpo del piloto, P , y se considera fijo durante todo el vuelo (y la simulación de vuelo) en el sistema de coordenadas del avión, adentro de la cabina.

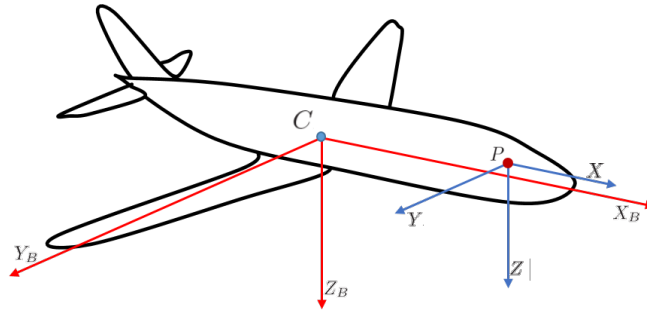


Figura 1.5: Sistema de coordenadas para la posición del piloto, $PXYZ$.

Sistema de coordenadas de plataforma $GXYZ$.

En los sistemas de simuladores de vuelo se busca que el sistema de referencia que está anclado a la plataforma movable sea coincidente con el sistema de coordenadas cuerpo del vehículo simulado. Entonces, se encuentra que el eje X y el eje Y forman el plano de la base móvil, y el eje Z apunta hacia el suelo en donde esté anclada su base, como se ve en la Figura 1.6, en el momento del inicio de la simulación o en estado de reposo. Este sistema de coordenadas tendrá movimientos mayormente angulares, representados por κ (ángulo de cabeceo o pitch) y χ (ángulo de alabeo o roll), y para lograr estos ángulos tendrá que mover su centro, G , mediante desplazamientos verticales, h . Típicamente este sistema es el de referencia para que los fabricantes de los simuladores puedan ejercer sus pruebas mecánicas y del diseño de control automático de su plataforma, independientemente si está orientado acorde a cualquiera de los sistemas de coordenadas anteriores.

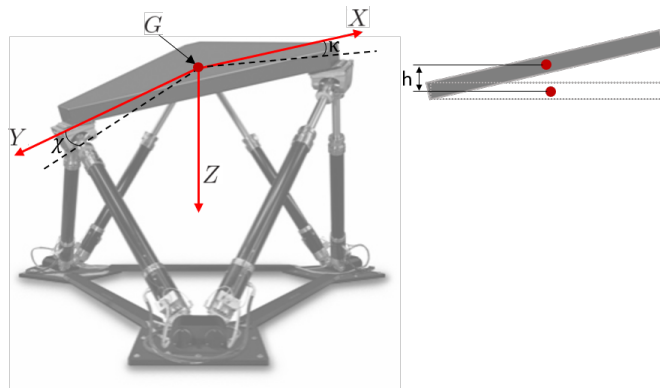


Figura 1.6: Sistema de coordenadas de la plataforma de Stewart, $GXYZ$. Típicamente, los simuladores de vuelo que utilizan este tipo de plataformas tienen movimientos más pronunciados en los ángulos indicados, y para lograrlo tienen que cambiar la posición de altura de su centro geométrico.

Sistema de coordenadas de simulación $NX_G Y_G Z_G$.

Pero en temas de simulación dinámica de vuelo controlable, el centro de coordenadas el sistema de referencia anterior no es suficiente, pues los simuladores están enfocados en ser usados por

pilotos, los cuales posteriormente se montarán en un avión en un punto que tiene como referencia el sistema $PXYZ$ mencionado arriba. El sistema de coordenadas de simulación está ubicado en un punto cercano al origen del sistema $GXYZ$, manteniendo siempre la misma distancia, y dentro de la cabina del simulador de vuelo, es decir, se ubicará en el espacio donde estará sentado el piloto. Los ejes del sistema $NX_GY_GZ_G$, al inicio de la simulación de vuelo, se considera que son coincidentes con los ejes del sistema $PXYZ$, esto es porque la cabina del simulador es una réplica exacta de la cabina de una aeronave.

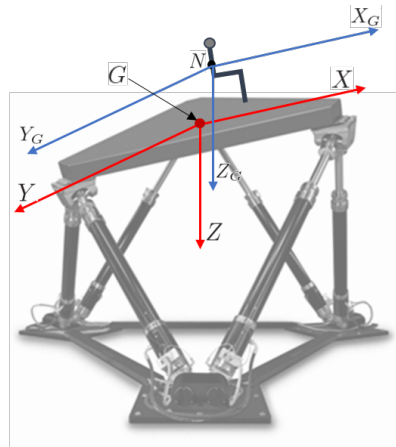


Figura 1.7: Sistema de coordenadas de simulación $NX_GY_GZ_G$.

Este sistema, y el sistema de coordenadas del piloto, están conectados como se muestra en la Figura 1.11, y en términos de la simulación de vuelo, estos dos sistemas son los que se usarán en el Capítulo 2 para formular los algoritmos de simulación dinámica para la imitación de movimientos del avión.

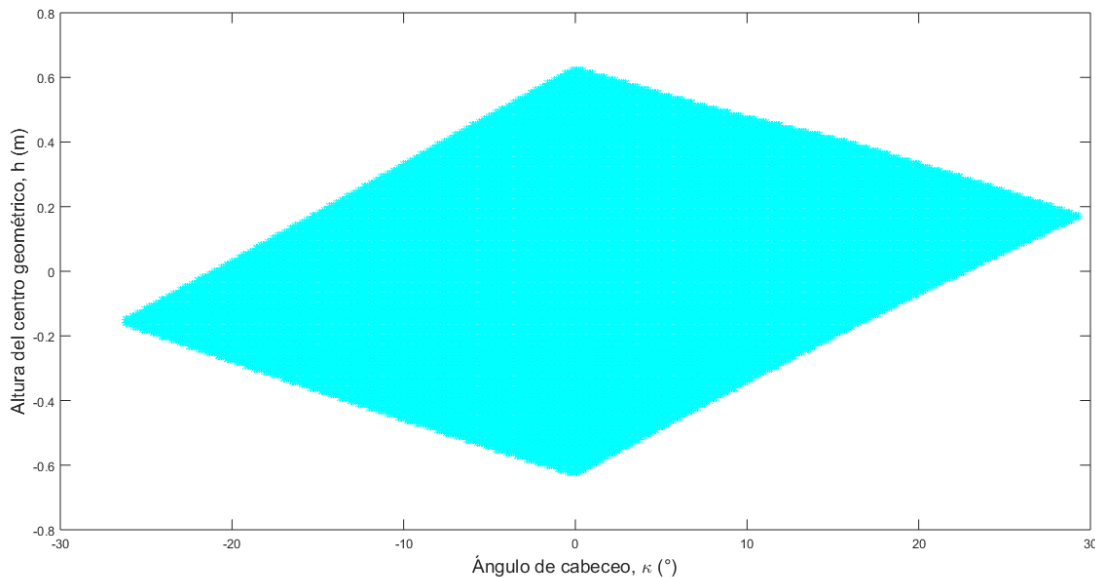


Figura 1.8: Región de ángulos de cabeceo y altura en el plano vertical que puede alcanzar la plataforma de Stewart, utilizada en el proyecto de Simulador de Vuelo (INAOE, 2018).

Restricciones geométricas

Los simuladores de vuelo tienen un rango de movimiento restringido por las limitaciones geométricas del sistema de movimiento, la potencia de los motores que utiliza y su capacidad de carga. Un ejemplo del rango de valores angulares de un simulador se muestra en la Figuras 1.8 y 1.9. Los datos que se muestran en los gráficos pertenecen al espacio de trabajo del Simulador de Vuelo de INAOE (México), el cual usa una plataforma de Stewart de 6 grados de libertad, y logra un desplazamiento vertical (plano XZ) de ± 0.5 metros desde su posición neutral, mientras que logra un movimiento angular de aproximadamente $\pm 28^\circ$, para inclinaciones de cabeceo (giro sobre el eje Y del sistema $GYXZ$). Asimismo, según los datos del fabricante de la plataforma, el ángulo de alabeo (giro alrededor de X del sistema $GXYZ$), puede alcanzar los 23° hacia ambos lados.

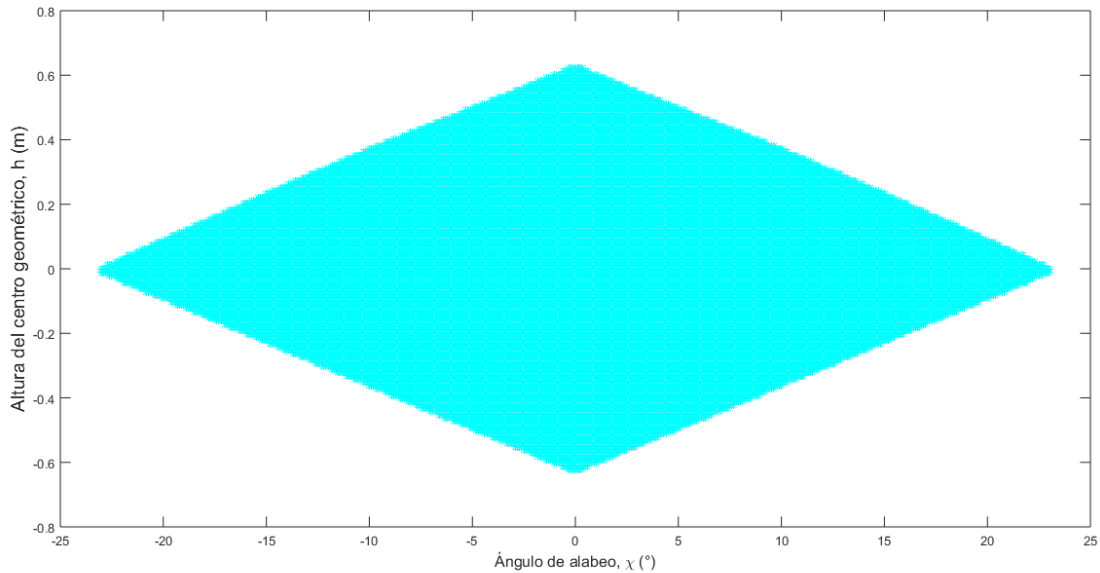


Figura 1.9: Región de ángulos de alabeo y altura que puede alcanzar la plataforma de Stewart, utilizada en el proyecto de Simulador de Vuelo (INAOE, 2018).

Es necesario señalar que en cualquiera de las dos configuraciones anteriores, el centro geométrico de la PS se necesita desplazar hacia arriba y hacia abajo, sobre el eje Z , para compensar el desplazamiento lineal individual de cada uno de los actuadores, como también lo describió Stewart [40]. Para generar los gráficos ejemplificados en las Figuras 1.8 y 1.9, el simulador tuvo que iniciar su operación según las especificaciones del fabricante, la cual se basa en el peso efectivo que carga para iniciar sus movimientos de prueba. Los valores de giro en los planos vertical y frontal se obtuvieron al hacer pruebas con una carga mínima, no siendo posible mostrar datos más específicos para diferentes configuraciones por cuestiones de confidencialidad. Los datos fueron confiados para este trabajo gracias a un acuerdo con el personal que laboró en el proyecto de construcción de un Simulador de Vuelo para entrenamiento militar, ejecutado por INAOE (Tonantzintla, Puebla) y finalizado en 2018. Este acuerdo fue estrictamente académico y con fines de experimentación y de aplicación con base en la propuesta de investigación del presente trabajo de tesis.

1.2. Modelo matemático de vuelo

Una de las características principales del esquema de un simulador dinámico es, precisamente, contar con un modelo físico a través del cual se va a calcular la dinámica del vehículo simulado a través de las entradas correspondientes a los mandos de control ejecutadas por el usuario (piloto) durante el uso del simulador. Este modelo está basado en las ecuaciones de movimiento de un vehículo detallados en la literatura de mecánica clásica y especializada en aviación como los encontrados en [28, 22, 8, 38]. El objetivo es construir un modelo que contiene ecuaciones diferenciales de movimiento y al resolverse este sistema de ecuaciones se va a reproducir el estado físico del vehículo en su ambiente de simulación. Por su parte, en el simulador dinámico se tendrá que reproducir, lo más cercano posible, esos estados físicos y transmitirlos a la posición del piloto mediante el movimiento de la plataforma. Al hablar sobre el estudio de la dinámica de vuelo y cada aeronave tiene diferente comportamiento y geometría, por tanto es necesario definir diferentes componentes de fuerza y momentos, incluidos en las ecuaciones de movimiento anteriores, tales como sustentación, arrastre y de propulsión. Dichas componentes de fuerza tienen su influencia en las ecuaciones de movimiento cuando el piloto ejecuta una maniobra mediante los mandos de control de la aeronave. En general, se puede hacer una representación de la influencia de las fuerzas aerodinámicas mediante un modelo simple en 2D, como se ejemplifica a continuación.

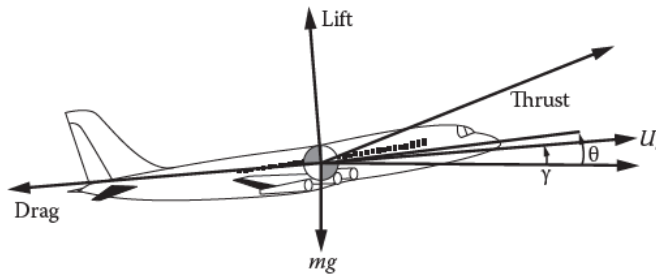


Figura 1.10: Movimiento de la aeronave en un plano y la representación de fuerzas aerodinámicas que actúan sobre él, tomado de [43].

Partiendo del sistema de referencias $(CX_KY_KZ_K)$ de la Figura 1.10, se pueden escribir las siguientes ecuaciones de movimiento generales para una aeronave como sigue:

$$\begin{aligned}
 mU\dot{\gamma} &= L + T \sin(\delta - \gamma) - mg \cos \gamma \\
 m\dot{U} &= -D + T \cos(\delta - \gamma) - mg \sin \gamma, \\
 I\ddot{\theta} &= M_o + Td
 \end{aligned}
 \tag{1.12}$$

en donde L , D y T son las fuerzas de sustentación (Lift), arrastre (Drag) y propulsión (Thrust), respectivamente, y M es el momento de cabeceo, m es la masa de la aeronave y g es la fuerza gravitacional. Tomaremos como ejemplo las componentes de fuerza de sustentación y arrastre, que se definen como

$$\begin{aligned}
 L &= \frac{1}{2} \rho U^2 S C_L(\alpha) \\
 D &= \frac{1}{2} \rho U^2 S C_D(\alpha)
 \end{aligned}
 \tag{1.13}$$

En (1.12), se tiene similitud con las dos primeras ecuaciones de (3.1), y se define I como el momento de inercia de la aeronave, γ el ángulo de vuelo, ϑ el ángulo de cabeceo, U la magnitud del vector de velocidad, δ es la dirección del vector de empuje relativo a la horizontal. Por su parte, el cálculo de las fuerzas aerodinámicas, L y D , está en función de sus correspondientes coeficientes aerodinámicos, C_L y C_D , que dependen de la variación del ángulo de ataque, α , además de considerar un dato geométrico propio de cada aeronave, S , relacionado con el ala. Por lo tanto, para representar fielmente la dinámica de vuelo de la aeronave es necesario conocer los valores concretos de los coeficientes aerodinámicos. Sin embargo, esto es pocas veces posible, pues los coeficientes son como la huella digital de cada aeronave, y el fabricante de la misma los conserva como secreto industrial, por lo que su costo es elevado si se quiere acceder a ellos para utilizarlos en simuladores de vuelo.

1.3. Algoritmos de simulación dinámica y su evaluación

Por sus restricciones geométricas, las plataformas de movimiento no pueden alcanzar todo el espacio de movimiento del vehículo simulado, sin embargo es necesario encontrar la manera de representar todas las fuerzas específicas dictadas por el modelo aerodinámico mediante, principalmente, aceleraciones lineales y angulares con valores iniciales que superen los umbrales de sensibilidad del usuario, esto con el fin de proporcionarle sensaciones que le permitan percibir que está en un ambiente de simulación adecuado. Para lograr este objetivo, se procede por identificar aquellos valores que sí podamos usar tanto en la simulación de vuelo (ecuaciones de movimiento del cuerpo del vehículo) como en el simulador dinámico.

En secciones anteriores se ha mencionado sobre la simulación de vuelo cuando se modela un vehículo aéreo dentro de un ambiente virtual, que sigue diversas trayectorias bajo las condiciones de un modelo físico específico, y de un simulador dinámico basado en una plataforma de movimiento. Adicional a esto, se considera un tercer componente primordial en este tipo de proyectos, que trata de la "traducción" del modelo físico al correspondiente movimiento de la plataforma. Es decir, se requiere de la construcción de ecuaciones conocidas como algoritmos de simulación que ayuden a transformar aquellas fuerzas específicas de la aerodinámica a movimientos tangibles en un simulador de vuelo.

Entonces, se busca encontrar una relación entre el vector de fuerza, definido en el modelo computacional de vuelo, y su representación en el sistema de referencias de la plataforma de movimiento. Sin embargo, no es posible compararlos de forma directa pues las fuerzas que se alcanzan en vuelo (modelo) son mucho mayores que las que podría ejecutar, de manera directa, un el simulador dinámico, debido a sus restricciones geométricas. La solución propuesta en este trabajo es la definición del vector de sobrecarga (Capítulo 2), el cual está normalizado para tener un valor, en magnitud y en reposo, igual al de gravedad a nivel de Tierra.

La importancia de definir este vector es que, mediante sus componentes, se puede formar los algoritmos que se utilizarán para la imitación de la simulación de vuelo, a través de describir la orientación del vector de sobrecargas, y por consiguiente, del vector de fuerzas del modelo matemático de vuelo. Por lo tanto, la orientación del vector sobrecarga será imitado por la plataforma de movimiento, y con ello, será posible completar la simulación de movimiento del vehículo.

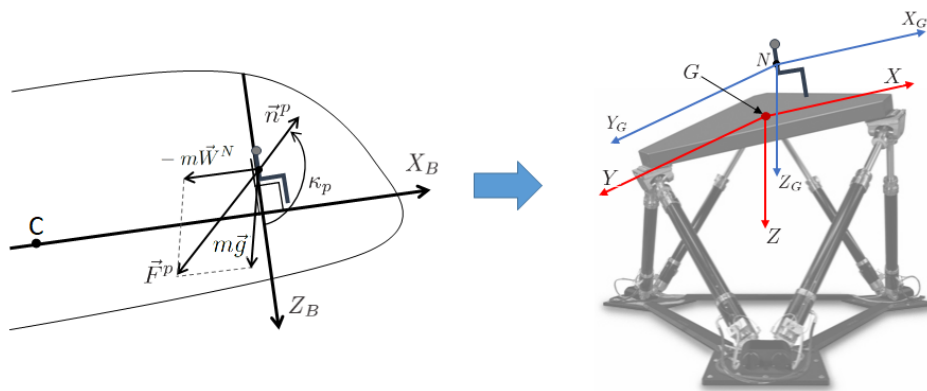


Figura 1.11: Relación entre el vector sobrecarga la posición del piloto en una aeronave y en la cabina de un simulador de vuelo.

Por otro lado, al definir estos algoritmos y buscar la imitación del movimiento de un vehículo aéreo, se requiere también establecer una medida de cómo el simulador dinámico realiza la simulación, y por esta razón se mostrará más adelante un esquema de evaluación para medir bajo criterios cuantitativos, la calidad de simulación mediante la comparación de datos, adquiridos a través de la ejecución experimentos en instalaciones que usan plataformas de 3 y 6 grados de libertad, utilizando los algoritmos de simulación resultado de este trabajo de tesis.

1.4. Conceptos generales del sistema vestibular de una persona y estimulación galvánica

Entra en juego un elemento en el tema de los simuladores dinámicos, el usuario que va a realizar diversas tareas sobre la instalación completa. El usuario piloto, experto o en entrenamiento, va a percibir todas estas entradas de estimulación proporcionadas por el movimiento del simulador. Una vez dentro, es muy importante que le sean transmitidas todas las señales de movimiento lo más adecuadas posible a lo que sentiría en un vuelo real, tomando en cuenta que no debe haber desfases o falta de sincronización entre la parte del modelo computacional de vuelo y la influencia mecánico de la plataforma. Por tanto, es pertinente analizar aquellos sistemas sensoriales del piloto de los cuales es posible obtener información mientras utilizan un simulador.

El órgano sensorial que permite a cualquier persona percibir su localización respecto a referencias espaciales es el sistema vestibular. Gracias a los órganos que lo componen, proporciona la información que el sistema nervioso central requiere para determinar la posición, velocidad y aceleración de movimientos a los que está sometida una persona. El sistema vestibular es un órgano sensorial localizado en el oído interno (ver Figura 1.12), y su función es sensar la información espacial del cuerpo humano, por ejemplo, si tomamos como referencia el eje de nuestra postura vertical es posible percibir cambios respecto al vector de gravedad, o si se refiere al eje horizontal, que normalmente se relaciona con el sistema visual, se basa en la línea del horizonte. Estas dos comparativas son importantes en temas de aviación y simulación de vuelo, pues diversos componentes de información visual en la cabina de un avión están basados también en estos ejes de referencia. El sistema vestibular, siendo el sensor espacial natural del cuerpo, así como los sensores mecánico-eléctricos construidos por el hombre, tiene rangos de percepción, o dicho de manera fisiológica, umbrales de percepción.

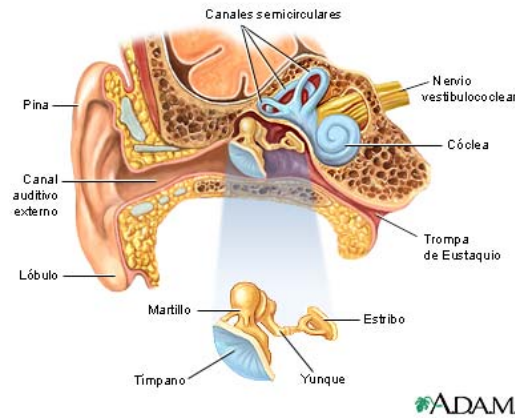


Figura 1.12: Detalle de la ubicación y componentes del sistema vestibular.

También se puede nombrar a este sistema como biosensor de navegación. El sistema vestibular se compone de dos elementos principales, los órganos otolíticos y los canales semicirculares [26]. Estos dos elementos brindan al cerebro información acerca del movimiento y la orientación de la cabeza, de forma sincronizada.

Órganos Otolíticos (Otolito)

Este componente del sistema vestibular, se forma de pequeños sacos que contienen cabellos diminutos muy sensibles que responden a aceleraciones lineales, principalmente. Cuando la cabeza se inclina con relación al vector de gravedad o cuando es acelerada en cualquier dirección, estos cabellos diminutos se flexionan y se transmite la percepción de la aceleración al sistema nervioso central. Los otolitos funcionan idénticamente para aceleraciones lineales o inclinación. Por ejemplo, en un simulador de vuelo, la plataforma ocasionará la percepción de aceleración lineal simplemente al cambiar su ángulo de inclinación respecto al vector gravitacional en la posición del piloto.

Canales semicirculares

Consisten de tres conductos semicirculares que contienen un fluido, conocido como endolinfa, en su interior. Están fijos en tres planos casi ortogonales, denominados como anterior, posterior y lateral (horizontal). Cuando el observador (piloto) es llevado a una aceleración angular, el momento del fluido dentro de los canales crea un diferencial de presión sobre la cúpula. La deformación resultante de la cúpula provoca el movimiento de los cabellos diminutos de la crista y la percepción de aceleración angular es llevada por las fibras nerviosas (ver Figura 1.13).

Los canales semicirculares (CSC), son los responsables de sensar la aceleración angular de la cabeza y transmitirla al cerebro. La sensación de movimientos angulares depende de las fuerzas inerciales, causadas por las aceleraciones de la cabeza, para generar el flujo de endolinfa dentro de los canales semicirculares. Los canales semicirculares pueden compararse con un giróscopo (dispositivo mecánico capaz de medir la velocidad angular de algún aparato o vehículo), pues nos permiten percibir las sensaciones derivadas de los movimientos angulares sobre nuestro cuerpo.

En cada una de las estructuras de los otolitos y los canales semicirculares, se encuentran células sensoriales mecanorreceptoras (células ciliadas, Figura 1.13) localizadas en zonas específicas: en las crestas de las ámpulas en el caso de los canales semicirculares, y en las máculas en el caso de los órganos otolíticos. Sobre las células ciliadas se extiende una capa de sustancia gelatinosa. Cuando

se produce un giro de la cabeza la presión se modifica, y con ello se proporciona información sobre la posición de la cabeza relativo al vector de gravedad. El movimiento angular de la cabeza contiene componentes de aceleración angular y lineal, por lo que estos dos subsistemas, otolitos y canales semicirculares no funcionan de forma separada, sino que son estimulados al mismo tiempo. Como analogía hacia los biosensores presentados anteriormente, se puede ver al sistema otolítico como un acelerómetro (dispositivo electrónico capaz de medir aceleraciones y vibraciones lineales), pues es el que nos ayuda a detectar información de aceleraciones lineales.

Aspectos biofísicos del sistema vestibular

Como se menciona en el trabajo reportado en [18], para la percepción de los canales semicirculares, “el umbral más bajo para la percepción de rotación es $0.035^\circ/s^2$, pero este grado de sensibilidad sólo se obtiene con aceleración angular virtualmente continua y latencias de respuesta largas (20 – 40 segundos). Otras observaciones ponen el umbral de percepción entre aproximadamente 0.1 y $2.0^\circ/s^2$ ”. Algunos autores señalan que los valores razonables para los movimientos de guiñada, alabeo y cabeceo son 0.14 , 0.5 y $0.5^\circ/s^2$, respectivamente. En [18] también se comenta que “los umbrales de velocidad de cabeceo en vuelo también están entre 1.0 y $2.0^\circ/s$. Sin embargo, cuando los movimientos de cabeceo de la aeronave se acoplan con ajustes compensatorios de potencia para mantener la fuerza G neta, siempre dirigida hacia el suelo del avión, el umbral de cabeceo se eleva muy por encima de los $2.0^\circ/s$ ”. Trabajos similares sobre percepción de movimiento angular se encuentran en [35], [30] y [19].

Ahora bien, el sistema vestibular también cuenta con el órgano otolítico, mismos que responden a aceleraciones lineales y a la influencia de fuerzas gravitoinerciales; los cuales definiremos como vectores en el siguiente capítulo, por lo que ambas cuentan con dirección e intensidad, y se relaciona un ángulo a ellas. Por ejemplo, un cambio de 1.5° en la dirección de la fuerza gravitacional puede ser percibida bajo condiciones experimentales, tomando en cuenta este caso como ideal (sin otros factores externos como el campo visual). Según lo redactado en [18], la intensidad mínima que se percibe de aceleraciones lineales varían entre $0.001g$ y $0.03g$, dependiendo de la dirección de la aceleración y de cómo fueron medidos estos umbrales. Si analizamos el vector de aceleración por componentes, los valores de $0.01g$ para a_z y $0.006g$ para a_x , son umbrales representativos. Esto es que el piloto (o cualquier persona) no podrá percibir este tipo de movimiento de la misma manera en en suelo que en vuelo. Actualmente estos movimientos los replican en muy buena medida los simuladores, sin embargo, debido a sus restricciones geométricas, en el Capítulo 4 se trabajará en la propuesta de implementar un dispositivo que altere, mediante estimulación a través

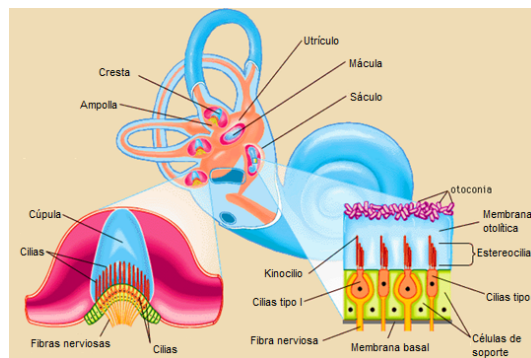


Figura 1.13: Componentes de los canales semicirculares, [3].

de corriente galvánica, los sensores de bionavegación del piloto, y agregar este dispositivo como una tecnología auxiliar para simuladores de vuelo de pilotos civiles y militares, y en aplicaciones médicas o espaciales, con el objetivo de aumentar las capacidades de simulación dinámica.

Reflejo Vestíbuloocular (VOR)

El sistema vestibular sensa todas las aceleraciones lineales y angulares a las que se expone una persona o piloto dentro de un avión, y a través de conexiones nerviosas, esa información llega al cerebro para enviar la indicación a los músculos oculares, cólicos (cuello) y del cuerpo para mantener la postura vertical y estabilizar la mirada. Entonces, el sistema vestibular gracias a sus subsistemas (canales semicirculares o órganos otolíticos) nos sirven como un sistema de control para la postura y mirada, y a esto se le conoce como *control vestibular*.

El reflejo Vestíbuloocular (VOR, por sus siglas en inglés) se puede definir como “la compensación de movimientos cefálicos por parte de los músculos extrínsecos oculares, de tal forma que la mirada pueda permanecer fija en un objeto independiente de los movimientos de la cabeza, por bruscos y rápidos que éstos sean”, [13]. Y tiene que combinarse con la información recibida por los ojos, pues al final, el reflejo buscará organizar la postura y fijación de la mirada en la orientación de la aceleración neta que sufra un sujeto. Se tienen dos tipos de respuestas de reflejo, una es de compensación y la otra de orientación. El reflejo de compensación trata con el giro de los ojos al contrario del giro de la cabeza, normalmente se refleja mejor en el plano horizontal (vista superior de la cabeza), mientras que el reflejo de orientación tiene que ver con la estabilización de la mirada según la inclinación que se tenga respecto al vector gravitoinercial. Entonces, cuando se tienen aceleraciones angulares de la cabeza se provoca el movimiento del fluido endolinfático dentro de los canales semicirculares lo cual genera que las células ciliadas, dentro de la cúpula (Figura 1.13) se doblen hacia un lado o hacia el otro causando inhibición o excitación. Cada canal responde, mayormente, al movimiento angular sobre un plano en particular, normalmente, se reconoce que los canales semicirculares horizontales (laterales) sensan el movimiento alrededor de nuestra vertical, que puede traducirse como movimiento de guiñada, mientras que los canales semicirculares verticales, posterior y anterior, responden al estímulo de cabeceo y alabeo. Por su parte, la respuesta natural de la estimulación de los otolitos consiste también en el movimiento de los ojos.



Figura 1.14: Sistema de ejes de referencia de la cabeza de una persona, tomado de [12].

La propiedad principal del VOR es su eficiencia, definida como la capacidad de generar movimientos oculares lentos casi perfectamente empatados, en dirección (izquierda-derecha y arriba-abajo) y velocidad, con los movimientos de la cabeza. Uno de los parámetros a tener en cuenta con el VOR es lo que se conoce como ganancia, que es una componente de la eficiencia y se define en

[29] como la relación entre la velocidad de movimiento cefálico (movimiento angular de la cabeza, respecto a una postura vertical del cuerpo) y la velocidad de desplazamiento de los ojos. Para personas como los pilotos de aviones o de autos de carreras se espera que esta relación tenga un valor cercano a 1. Por eso, en temas de simulación de vuelo, es preciso brindar estimulaciones adecuadas a los pilotos, una descompensación entre el movimiento de la plataforma y la información visual que reciben, puede causar efectos secundarios en su entrenamiento y su entrenamiento se realizará con poco éxito.

Dado que se mencionó que los algoritmos de simulación dinámica van a ayudar a describir la orientación de fuerzas específicas del modelo físico de vuelo, podemos acotar la presente investigación para enfocarnos en las respuestas de los CSC a la estimulación mecánica proporcionada por el simulador dinámico y, posteriormente, a un estímulo eléctrico aplicado a la zona auricular de una persona. Entonces, es necesario describir cómo es la conexión de las funciones de los CSC y su reflejo ocular, el cual puede ser medido en una persona a través de cámaras de seguimiento de la pupila.

La presencia de VOR consistirá en estimular mecánicamente al piloto mediante los movimientos de la PS y utilizando una pantalla de visualización dentro de la cabina del simulador de vuelo. El movimiento mecánico de la PS genera las aceleraciones lineales y angulares que activarán las propiedades biofísicas de los canales semicirculares y los órganos otolíticos, mientras que los objetivos visuales en la pantalla van a activar los músculos oculares durante la simulación de vuelo. Entonces, dado un estímulo como el movimiento de la cabina de un simulador que se visualiza en la Figura 1.15, el cuerpo del piloto gira con todo el sistema mecánico, sin embargo, éste requiere mantener su visión enfocada en un punto del ambiente (virtual) de vuelo. Entonces, aun cuando los canales semicirculares hayan detectado un movimiento de rotación, los músculos de los globos oculares buscarán mantener la visión dirigida a un objetivo, es decir, buscarán estabilizar la mirada.

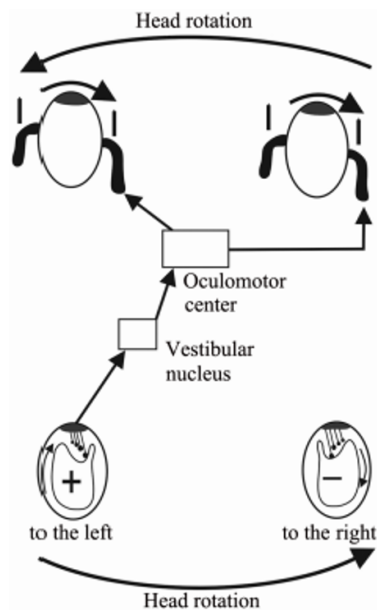


Figura 1.15: Escenario real que provoca la activación del sistema vestibular.

Entonces, el sistema vestibular detectará este tipo de velocidades y aceleraciones angulares enviando señales al cerebro y, junto con la información visual, busca generar una nueva percepción de orientación en el ambiente simulado. Sin embargo, al ser un elemento mecánico anclado a la Tierra, el simulador de vuelo puede requerir de cierto apoyo para generar las estimulaciones requeridas

por el piloto en entrenamiento, el cual está restringido para un intervalo de la simulación de vuelo, es decir, para situaciones muy específicas como un aterrizaje o viraje muy pronunciado, o en situaciones que han sido denominadas “situaciones extremas”. Una de las formas de proporcionar esto es aumentando la aceleración angular inicial del simulador dinámico, pero si las restricciones no lo permiten, se podrá agregar otra tecnología que tiene que ver con el estímulo al sistema vestibular, como se detallará en el Capítulo 4.

Leyes de Ewald

Dada una estimulación mecánica debida al movimiento de la cabeza, los CSC envían señales al sistema nervioso central para que envíen la respectiva indicación a los músculos extraoculares de los ojos. Los músculos extraoculares o efectores, son una serie de 6 músculos que se encuentran dentro de la cavidad ocular y están conectados a cada ojo, haciendo que tengan movimientos laterales, verticales, y movimientos de torsión a la derecha e izquierda. Debe existir, entonces, una relación entre la activación y desactivación de cada canal y la contracción o relajación de los músculos extraoculares, la cual se ha establecido por Baloh y Honrubia (2011), y se muestra la en Tabla 1.1.

Canal Semicircular	Excitación	Inhibición
Horizontal o lateral	I-RM C-RL	C-RM I-RL
Posterior	I-OS C-RI	I-OI C-RS
Anterior	I-RS C-OI	I-RI C-OS

Tabla 1.1: Relaciones de conexión de canales semicirculares con músculos extraoculares, tomado de [11].

En donde, I: Ipsilateral (mismo lado), C: Contralateral (lado contrario). OI: Oblicuo Inferior, RI: Recto Inferior, RL: Recto Lateral, RM: Recto Medial, OS: Oblicuo Superior, RS: Recto Superior. Las relaciones mostradas en la tabla anterior fueron establecidas en 1892 por Ewald[23], en donde también establece leyes que relacionan la respuesta de los músculos extraoculares según la activación de los canales semicirculares. Las leyes de Ewald, se enuncian de la siguiente manera:

1. Las respuestas musculares y nistágmicas tienen la misma dirección que el movimiento de endolinfa que las provoca.
2. En los canales semicirculares horizontales (lateral), el movimiento de endolinfa ampulípeto será estimulador, y el movimiento ampulífugo inhibitorio.
3. En los canales semicirculares verticales, es más activo el movimiento ampulífugo que el ampulípeto. Para estos canales, la deflexión de la ámpula hacia el utrículo (vestíbulo) es inhibitoria, mientras que la deflexión de la ámpula que se aleja del utrículo (vestíbulo) es estimuladora.

Generalmente, en la literatura se encuentran escritas las dos primeras leyes, pero para este trabajo de tesis fue necesario reescribir las leyes de Ewald en una forma más conveniente para su aplicación a los canales verticales, mediante la estimulación por el movimiento rotatorio en el plano frontal, como se describirá en el Capítulo 4.

Tecnologías de estimulación galvánica vestibular

Desde los experimentos realizados por A. Volta, se sabe que si se colocan electrodos en la piel detrás de las orejas, la estabilidad vertical de una persona puede ser afectada al causar influencias extrañas dirigidas al sistema vestibular. La estimulación eléctrica para su uso tópico alrededor del área de la apófisis mastoides, generalmente para propósitos médicos, se conoce como Estimulación Galvánica Vestibular (EGV). Así como la estimulación mecánica que genera VOR, la EGV puede también causar desorientación espacial o ayudar a controlar la postura, dependiendo el caso, ya que el sistema vestibular es el organo sensorial principal de la ubicación del cuerpo en el espacio. Diferentes estudios demuestran que la EGV puede generar virtualmente la sensación de movimiento de la cabeza y balance del cuerpo [25]. Sin embargo, en la aplicación de EGV no está totalmente entendido a qué canales la corriente se dirige o en qué medida todos son afectados, la razón viene de que todos los CSC están localizados muy cercanos entre sí, sin embargo, podemos delimitar cuáles son los canales que están involucrados en cada situación dependiendo la naturaleza del experimento. Tal como lo define [24], la estimulación del lado derecho, ambos canales anterior (a) y posterior (p), superpuestos en el plano frontal, sienten el alabeo al lado contralateral, pero el anterior también tiene sensaciones de cabeceo hacia atrás y el posterior siente el cabeceo hacia adelante (Figura 1.16).

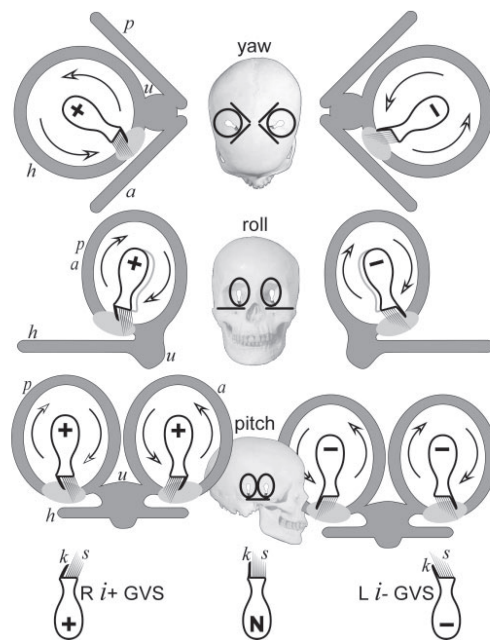


Figura 1.16: Modelo de la respuesta de los canales semicirculares a la estimulación galvánica, tomado de [24].

Una manera de medir el resultado de ambas estimulaciones es mediante el uso de una cámara que registra el movimiento del ojo derecho, que además cuenta con giróscopos para medir el movimiento angular de la cabeza. Entonces, suponemos que es posible aplicar EGV en la zona auricular para alterar el funcionamiento de los canales semicirculares como una nueva tecnología enfocado al área de realidad virtual para propósitos de investigación y desarrollo de nuevas aplicaciones como el entranamiento de pilotos, fines médicos y de rehabilitación, incluso para su uso por astronautas en el espacio. Para la aplicación de EGV existe un procedimiento general en donde se realiza lo siguiente:



Figura 1.17: Configuración de pruebas de habituación con estimulación galvánica. La aplicación de estimulación se realiza manualmente inyectando corriente de diversas formas y amplitudes. Las respuestas de los ojos son medidas con cámaras oculares que detectan movimientos de la pupila. Dicha información es concentrada y procesada por el software de análisis de datos de la cámara.

1. Explicar el proceso a cada participante, posibles efectos que sentirá, así como hacer un cuestionario y consentimiento informado sobre sus condiciones fisiológicas y patologías. Este consentimiento se muestra en el Anexo 1 y sirve para llevar un registro del paciente que realiza las pruebas con estimulación.
2. Pruebas de habituación de equipos de medición: consisten en colocar los equipos de medición sobre los participantes para acondicionar al cuerpo a estos dispositivos electrónicos, pues, dado que son de tamaño considerable, suelen ser molestos durante su uso. Estos equipos miden la orientación de la cabeza y la desviación del ojo en los planos vertical y horizontal dentro del marco de referencias de una cámara video ocular (CVO, por sus siglas en inglés).
3. Prueba de EGV, que consiste en aplicar pequeñas corrientes, de diferentes magnitudes, por alrededor de 5 segundos. Esto se realiza para determinar la mínima y máxima cantidad de corriente que es percibido por la persona. Durante la estimulación, el paciente no sabe el momento del inicio, sin embargo, se le solicita que haga comentarios de lo que siente durante y después de la estimulación.

En la Figura 1.17, se muestra un ejemplo del equipo de mediciones montado en el sujeto de experimentación voluntario, esto fue orientado para la preparación e instalación del equipo. Los experimentos se realizaron en el Laboratorio de Fisiología Sensorial del Instituto de Fisiología de la BUAP. La EGV se realiza gracias a diferentes aparatos construidos con circuitos electrónicos específicos para las aplicaciones fisiológicas, por esta razón también se puede considerar como una tecnología, por lo tanto, se puede encontrar la nomenclatura de “Tecnologías EGV” (GVS Technologies, en inglés) en el transcurso de la escritura de este texto.

Umbral de sensibilidad de corriente y seguridad eléctrica

En trabajos de aplicación de corriente como estimulación, se requiere tener conocimiento de los límites permitidos o estandarizados, y sus consecuencias. Para el caso de EGV de corriente directa, los efectos de aplicación de corriente sobre la piel de una persona se presentan por exposición y por intensidad de la corriente. En el Capítulo 4 se detallará la zona de estimulación, sin embargo, es necesario mencionar que es posible que se estimulen músculos de la zona lateral de la cara de los participantes y, con base en experimentos de prueba previos, existen efectos secundarios a la estimulación como el parpadeo al inicio de la misma y la visualización de un destello o fosfeno al inicio y/o al final de la estimulación. Todo depende de características de las personas como edad, talla, sexo y condiciones de la piel (grasosa o sudorosa).

Un estudio de umbrales de sensibilidad a la corriente puede ser encontrado en [15], en el cual se detalla los efectos fisiológicos para una persona de 70 kg en función de una corriente senoidal aplicada de mano a mano, con una frecuencia de 60 Hz. El umbral de percepción está entre los 0.5 a 10 mA, y el tiempo de aplicación es entre 1 y 3 segundos para evitar molestias al paciente. Sin embargo, para los fines de aplicación de corriente galvánica para estimulación vestibular de este trabajo, se utilizarán fuentes de corriente directa, aplicando no más de 5 mA. Los efectos fisiológicos adversos derivados de la aplicación de corriente directa se empiezan a notar entre los 50 a 100 mA si se aplican por más de 2 segundos.

Capítulo 2

Algoritmos de simulación dinámica para simuladores que utilizan plataformas de Stewart

En un trabajo previo se realiza el planteamiento físico de la simulación dinámica de vuelo consiste en realizar una análisis vectorial de la trayectoria de movimiento de una aeronave, dado un vuelo real, y construir vectores de vuelo que actúen a través del *c.m.* del avión además de mostrar las cantidades vectoriales que inciden en la posición del piloto, [21]. El elemento protagonista en este tipo de análisis es el vector sobrecarga y su orientación en el espacio de vuelo simulado. Para definir este vector, se necesita primero la descripción de otro vector conocido como gravitoinercial [16].

2.1. Definición de sobrecarga de avión y de piloto para algoritmos de simulación

El vector gravitoinercial tiene su nombre por el hecho de que está formado por dos componentes vectoriales, una gravitacional y otra inercial. Este vector se ve reflejado tanto en el *c.m.* de la aeronave como en la posición del piloto. El piloto sentirá la influencia de este vector a través de los sensores biológicos de su cuerpo. Las componentes del vector gravitoinercial se detallan a continuación y se visualizan en la Figura 2.1.

- Gravitacional: siempre está presente en todas las etapas de vuelo y se debe a la influencia del campo gravitacional terrestre, desde que el avión está detenido, a punto de despegar y cuando está en el aire. El elemento gravitacional está dirigido hacia el centro de la Tierra, y se considerará actuando a través del centro de masas del avión, pero su influencia es presenciada en la ubicación del piloto en la aeronave.
- Inercial: este constituyente es el resultado de las aceleraciones generadas por cambios de velocidad absoluta y actitud de la aeronave. Este elemento actúa en sentido contrario al vector de aceleración del *c.m.* del avión puesto que la inercia es una propiedad tanto del cuerpo del avión como del cuerpo del piloto. Tiene su base en el modelo físico de vuelo, específicamente por la Ec. (3.12).

El vector gravitoinercial se debe considerar, para efectos de la simulación de vuelo, en la posición del cuerpo del piloto, esto es porque durante el vuelo, la influencia de este vector se detecta a

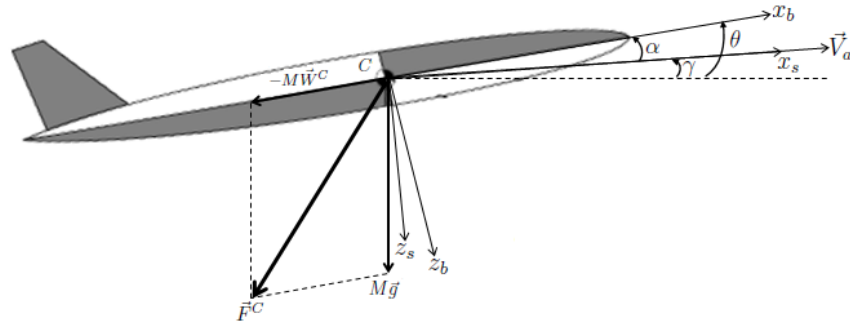


Figura 2.1: Descripción del vector gravitoinercial en el *c.m.* del avión.

través del sistema vestibular, que se ubica en una región del oído interno del piloto. La expresión “cuerpo del piloto” considera al piloto como un punto representado dentro de la cabina, tanto como si estuviera dentro de un avión como del simulador de vuelo.

2.1.1. Vector sobrecarga para el avión

Se define entonces el vector sobrecarga, \vec{n} , el cual es dimensional y contiene toda la información de vuelo de una aeronave, especialmente las aceleraciones del *c.m.* del avión (3.12), donde se encuentran incluidos los coeficientes aerodinámicos, además de ser funcional para construir algoritmos de simulación dinámica.

De la Figura 2.1, y haciendo una analogía al sistema de ecuaciones (1.12), se propone construir lo siguiente:

$$M\vec{W}^C = M\vec{g} + \vec{T}^p + \vec{R}^{aero}, \quad (2.1)$$

$$M(\vec{W}^C - \vec{g}) = \vec{T}^p + \vec{R}^{aero}, \quad (2.2)$$

$$(\vec{W}^C - \vec{g}) = \frac{1}{M}(\vec{T}^p + \vec{R}^{aero}), \quad (2.3)$$

donde \vec{T}^p representa la fuerza de empuje de los motores actuando sobre el eje cuerpo x_b y \vec{R}^{aero} son las fuerzas aerodinámicas. Podemos mencionar que la fuerza gravitoinercial, que contiene las aceleraciones inerciales y el componente de aceleración gravitacional, está dada por:

$$\vec{F}^C = M(\vec{W}^C - \vec{g}). \quad (2.4)$$

y de aquí se define a la aceleración aparente en el *c.m.* como:

$$\vec{a}^C = \vec{W}^C - \vec{g}. \quad (2.5)$$

La Ec. (2.3) relaciona las aceleraciones del cuerpo rígido, representadas en el *c.m.* de la aeronave, con los valores las fuerzas aerodinámicas, que contienen los coeficientes aerodinámicos característicos de la misma, y la fuerza brindada por los motores que tenga la aeronave. El vector de sobrecarga es mucho más pequeño que el vector gravitoinercial, pues está reducido en magnitud

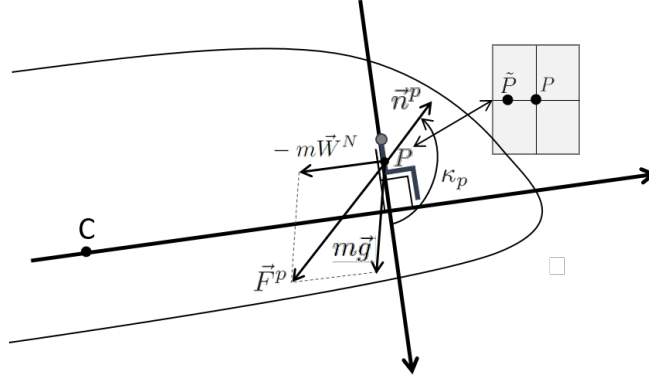


Figura 2.2: Definición del vector gravitoinercial y el vector sobrecarga para la posición del piloto en una aeronave.

con ayuda del valor de la constante de gravedad y la masa del avión, además tienen direcciones opuestas.

Se define entonces el vector de sobrecarga, como en [7]:

$$\vec{n}^C = \frac{1}{g_0} (\vec{W}^C - \vec{g}) = \frac{1}{Mg_0} \vec{F}^C, \quad (2.6)$$

donde \vec{n}^C es el vector sobrecarga en la posición del *c.m.* (*C*) y g_0 el valor de aceleración de caída libre a nivel del mar.

2.1.2. Vector sobrecarga en la posición del piloto

Una vez que se ha construido el vector sobrecarga en la posición del *c.m.* del avión, es posible trasladarlo a una posición definida para el piloto, pues la simulación de vuelo está orientada al entrenamiento de ellos, por lo que se debe realizar el estudio en la posición que ocupa éste dentro de la aeronave. Se definirá un nuevo punto donde actuará la fuerza gravitoinercial, el cual debe estar dentro de la cabina del avión, y debe ubicarse en donde se encontraría sentado el piloto. Se propone esta ubicación aproximada a la boca del estómago del cuerpo del piloto. Además, se considera que el piloto está localizado a lo largo del eje cuerpo *x*, y no está muy lejano del *c.m.* del avión, por lo tanto, es posible considerar que la fuerza gravitoinercial va a actuar de forma similar tanto en el *c.m.* del avión como en el cuerpo del piloto.

De manera gráfica, y con el fin de ejemplificar visualmente al vector de sobrecarga y su orientación (κ_p), se muestra la Figura 2.2 donde, además, se colocan las componentes inercial ($m\vec{W}^N$) y gravitacional ($m\vec{g}$) del vector gravitoinercial en el cuerpo del piloto. El punto *P* es un punto fijo que representa a todas las masas sensibles (los sensores biológicos y todo el cuerpo) del piloto, y el punto \tilde{P} representa a las mismas masas sensibles pero cuando están en movimiento. La hipótesis que se plantea para la simulación es que el punto *P* se va a localizar en el centro del cuerpo del piloto y estará siempre fijo durante la simulación de vuelo lento. Se ubicará, aproximadamente, en un punto central en el torso, alrededor de la boca del estómago.

La ubicación del piloto es distinta a la del *c.m.* de cualquier aeronave, y depende de la configuración geométrica de ésta. Para fines prácticos de la simulación de vuelo se considerará al piloto como punto central de cálculos representado por el punto *P*, dentro del sistema de coordenadas *PXYZ*. La razón de tener esta consideración tiene fundamento en que cuando se vaya a trasladar

todos los cálculos de simulación dinámica del vuelo al movimiento de la plataforma móvil de la PS, se realicen de manera directa. Primeramente, se debe construir el vector gravitoinercial en la posición del piloto, \vec{F}^p . El subíndice p denota que este vector está ubicado en la posición del piloto, de masa m . Entonces,

$$m\ddot{\vec{x}}_p + \varepsilon\dot{\vec{x}}_p + k\vec{x}_p = m\vec{g} - m\vec{W}^N = -m(\vec{W}^N - \vec{g}). \quad (2.7)$$

La parte izquierda de la Ec. (2.7) muestra tres sumandos, el primero se identifica como la fuerza que actúa en el centro de masas del cuerpo del piloto; el segundo término se relaciona con fuerzas de viscosidad propias de los componentes del cuerpo del piloto; el tercer término se relaciona con los efectos de elasticidad que indican el desplazamiento de los órganos del cuerpo del piloto alrededor del punto P , es decir, cómo se deforman los órganos sensibles al cambio de las aceleraciones de un vuelo. Como se tiene el movimiento *relativo* del piloto, que está montado sobre una aeronave que tiene una trayectoria de movimiento lento, los dos primeros términos de la Ec. (2.7) serán descartados, considerando únicamente los efectos de elasticidad de las masas sensibles del cuerpo del piloto, de tal suerte que:

$$\vec{n}^p = -\frac{m(\vec{W}^N - \vec{g})}{mg_0} = \frac{\vec{F}^p}{mg_0}. \quad (2.8)$$

Así, el vector de fuerza gravitoinercial en la posición del centro de masas del cuerpo del piloto queda definido por:

$$\vec{F}^p = -m(\vec{W}^N - \vec{g}). \quad (2.9)$$

La definición del vector sobrecarga en la posición del piloto comparada con la Ec. (2.6) se relaciona como:

$$\vec{n}^p = -\vec{n}^C. \quad (2.10)$$

Siendo que el vector sobrecarga, en estado estacionario, tendrá valor $|\vec{n}^p| = 1$, pues la componente gravitacional siempre estará presente. Para un avión de carga, por ejemplo, el vector de sobrecarga puede tener un valor máximo de 3, es decir, $n^p \leq 3$. Cuando se tiene la situación de vuelo lento, las aceleraciones de las masas sensibles son muy pequeñas, y se puede considerar $\vec{W}^\alpha = 0$, y las componentes del vector gravitoinercial en ambas posiciones serían idénticos en forma. La importancia de definir el vector sobrecarga recae en el hecho de que contiene el término del vector gravitacional, el cual está también presente en el lugar de instalación del simulador de vuelo. El vector de sobrecarga que se define se ha basado en el modelo algebraico propuesto en [7].

2.2. Algoritmos de simulación dinámica para la orientación del vector sobrecarga

Una vez que se ha definido el vector sobrecarga, se obtiene su magnitud y su orientación. La orientación del vector se definirá por al menos dos ángulos. Dichos ángulos se elegirán en el plano vertical (XZ) y el plano frontal (YZ), tanto del sistema de referencia de la posición del piloto en la aeronave ($PXYZ$) como el de simulación ($NX_GY_GZ_G$).

2.2.1. Algoritmos de simulación dinámica en el plano vertical

En [21] se tuvo como uno de sus resultados el algoritmo de simulación dinámica para describir la orientación de sobrecarga en el plano vertical. Se introdujeron ecuaciones que indicaban el ángulo de cabeceo que requiere alcanzar el simulador dinámico para representar la dinámica de vuelo. La ecuación 2.11 refiere al algoritmo de simulación para variar el ángulo κ_e , medido desde el eje Y del sistema $GXYZ$, generando el movimiento de cabeceo. Para generar los cambios de inclinación de la plataforma móvil, κ_e , los actuadores deben cambiar su longitud para extenderse o contraerse y lograr, mediante el movimiento coordinado de los actuadores, el ángulo de cabeceo deseado. El algoritmo de simulación de orientación en el plano vertical se determina como:

$$\kappa_s = -\arctan\left(\frac{F_x^p}{F_z^p}\right). \quad (2.11)$$

La relación entre el ángulo de inclinación de la plataforma móvil y el ángulo de orientación del vector sobrecarga (Figura 2.6A) se da de la siguiente manera:

$$\kappa_e = -\kappa_s. \quad (2.12)$$

En donde κ_e es el ángulo de inclinación del vector sobrecarga en la plataforma de movimiento.

Donde la componente el vector de fuerza gravitoinercial $F_z^p > 0$, y la componente del vector de sobrecarga $n_z^p < 0$, definen los siguientes criterios de simulación dinámica:

1. Si la aeronave se encuentra acelerando, $F_x^p < 0$ ($n_x^p > 0$), entonces $\kappa_e < 0$ pues $\kappa_s > 0$.
2. Si la aeronave se encuentra desacelerando, $F_x^p > 0$ ($n_x^p < 0$), entonces $\kappa_e > 0$ ya que $\kappa_s < 0$.

La manera de lograr la imitación de las aceleraciones presentes en vuelo resulta, de haber definido el vector sobrecarga, y de representar su orientación mediante la inclinación de la plataforma móvil de la PS. La Figura 2.3 muestra cómo es el cambio de κ_s (ver Figura 2.5A) según datos de vuelo obtenidos mediante la simulación aerodinámica.

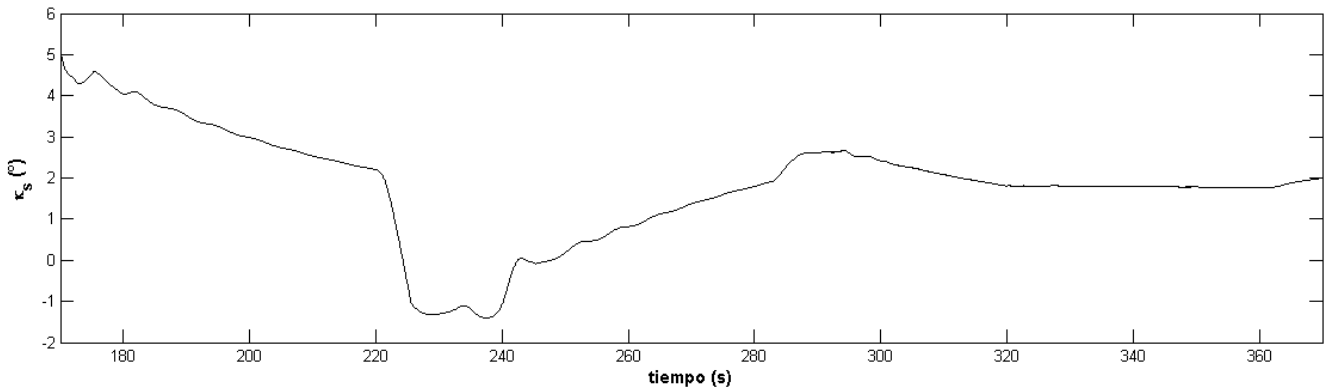


Figura 2.3: Ángulo de orientación de sobrecarga según la simulación de vuelo en el plano vertical,[5].

Para comprobar que se efectúa el cambio de ángulo de inclinación, se introdujeron los datos angulares, correspondientes a los cálculos de la Ec. (2.11), al sistema de control de la plataforma de Stewart del Instituto Nacional de Astrofísica, Óptica y Electrónica (INAOE), y con ayuda de una IMU de 3 ejes de sensibilidad montada en el centro geométrico de la PS, se logró obtener la respuesta de la PS a los cambios de ángulo de inclinación teóricos.

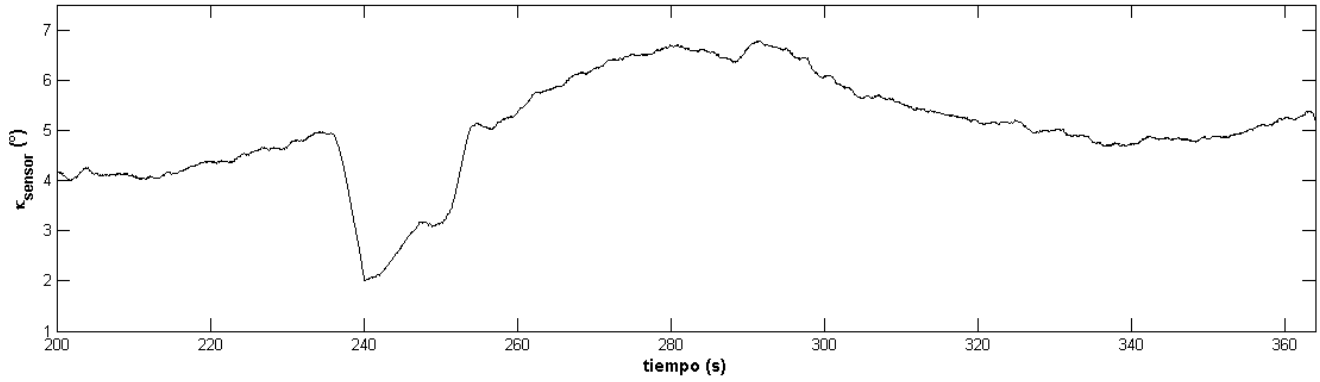


Figura 2.4: Angulo de inclinación de la plataforma móvil en el plano vertical,[5]..

En la Figura 2.4 se muestra los datos capturados por este sensor, que se pueden comparar con los cálculos teóricos de la Ec. (2.11) presentados en la Figura 2.3. En la figura, la leyenda κ_{sensor} representa a κ_e .

2.2.2. Algoritmo de simulación dinámica en el plano frontal

Sea χ_s el valor de movimiento angular del vector sobrecarga en el plano frontal, que en términos aeronáuticos está relacionado con un ángulo de vuelo conocido como alabeo, a diferencia del ángulo κ_s que se relaciona con el cabeceo de la aeronave. Entonces, el ángulo χ_s va a ser medido desde el eje Y del cuerpo de la aeronave, positivo en sentido contrario de las manecillas del reloj.

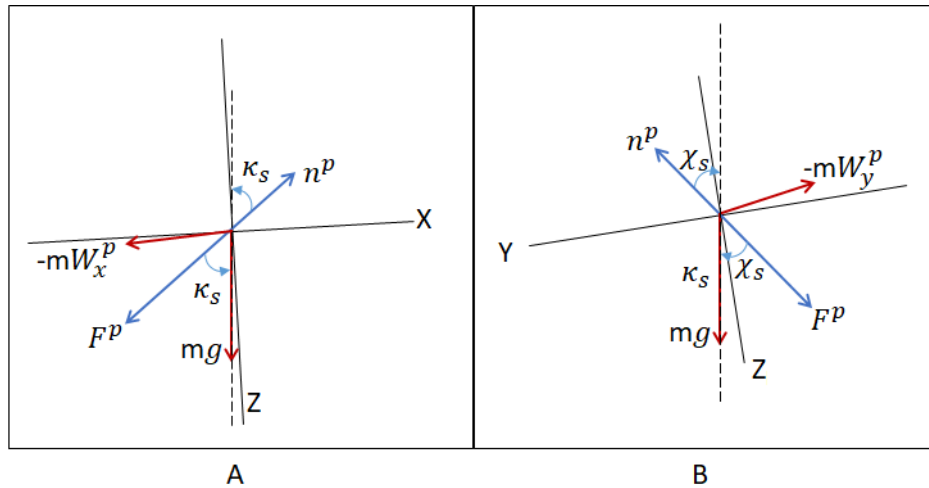


Figura 2.5: Orientación del vector sobrecarga para un giro hacia la derecha.

De manera práctica, se ha decidido que la orientación del vector sobrecarga en el plano frontal se mida como positivo en sentido contrario a las manecillas del reloj, desde el eje Z. El proceso es similar al realizado para la orientación en el plano vertical del vector de sobrecarga, por lo tanto, en el plano frontal (Figura 2.5B), se tiene que la fuerza gravitoinercial en la posición del piloto, utilizando los ángulos κ_s y χ_s se descompone de la siguiente manera:

$$\vec{F}^p = \begin{pmatrix} -\sin\kappa_s \cos\chi_s \\ -\sin\chi_s \\ \cos\kappa_s \cos\chi_s \end{pmatrix} |\vec{F}^p|. \quad (2.13)$$

Se obtiene que

$$\begin{aligned} \frac{F_x^p}{|\vec{F}^p|} &= -\sin\kappa_p \cos\chi_p \\ \frac{F_y^p}{|\vec{F}^p|} &= \sin\chi_p \\ \frac{F_z^p}{|\vec{F}^p|} &= \cos\kappa_p \cos\chi_p \end{aligned} \quad (2.14)$$

Para el ángulo χ_p , utilizando las componentes en x y z de 2.13, para tomar $\cos\chi_p$:

$$\frac{F_y^p}{F_z^p} = \frac{-\sin\chi_s |\vec{F}^p|}{\cos\kappa_s \cos\chi_s |\vec{F}^p|} = -\tan\chi_s \frac{1}{\cos\kappa_s}. \quad (2.15)$$

Pero de las componentes del vector gravitoinercial tenemos:

$$\cos\chi_s = \frac{\sqrt{(F_x^p)^2 + (F_z^p)^2}}{|\vec{F}^p|},$$

y

$$\cos\kappa_s = \frac{F_z^p}{|\vec{F}^p| \cos\chi} = \frac{F_z^p}{\sqrt{(F_x^p)^2 + (F_z^p)^2}},$$

entonces,

$$\tan\chi_s = -\cos\kappa_s \frac{F_y^p}{F_z^p} = -\frac{F_z^p}{\sqrt{(F_x^p)^2 + (F_z^p)^2}} \frac{F_y^p}{F_z^p} = -\frac{F_y^p}{\sqrt{(F_x^p)^2 + (F_z^p)^2}},$$

Para que la orientación en el plano frontal sea:

$$\chi_s = -\arctan\left(\frac{F_y^p}{\sqrt{(F_x^p)^2 + (F_z^p)^2}}\right). \quad (2.16)$$

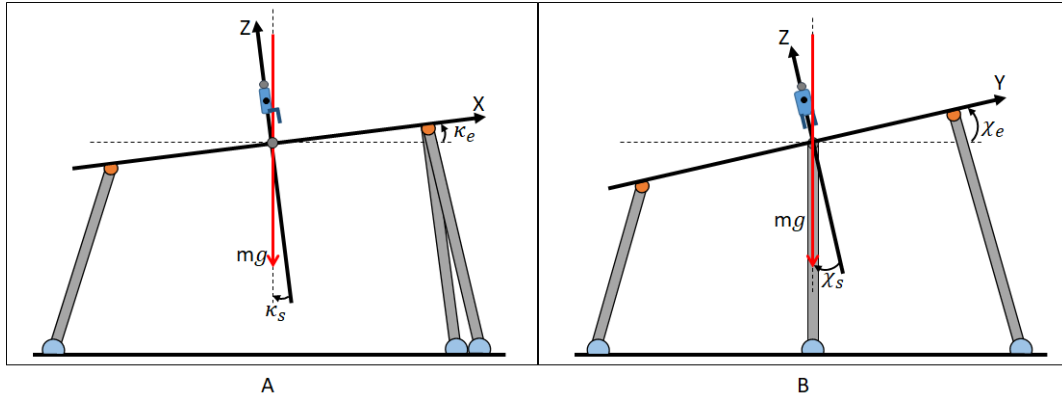


Figura 2.6: Inclinción del vector de sobrecarga en el sistema de referencia de la plataforma de movimiento en A) plano vertical y B) plano frontal.

Así como se estableció para el ángulo κ , la orientación del vector sobrecarga para la situación de giro a la sobre el eje X del sistema de referencia $GXYZ$, en función de la inclinación de la plataforma de movimiento, como se ve en la Figura 2.6B, tendría la siguiente relación:

$$\chi_s = -\chi_e. \quad (2.17)$$

Para el plano frontal se pueden identificar dos situaciones, cuando la aeronave gira a la derecha y cuando gira a la izquierda, para las cuales se respeta la Ec. (2.17):

1. Si la aeronave realiza un giro a la derecha $F_y^p < 0$ ($n_y^p > 0$).
2. Si la aeronave realiza un giro a la izquierda, $F_y^p > 0$ ($n_y^p < 0$).

En este capítulo se han presentado los algoritmos de simulación dinámica de vuelo controlable que funcionan para la imitación de orientación de fuerza gravitoinercial (o sobrecarga) y bajo las restricciones geométricas de cada simulador. Estos algoritmos podrán ser usados como alternativa para la simulación dinámica de vuelo en plataformas de Stewart que requieran movimientos en el plano vertical y frontal.

Como se ha mencionado, el uso de simuladores de vuelo es un punto importante en el entrenamiento de pilotos. Si bien, el uso de estos sistemas provee la oportunidad de realizar maniobras complicadas en un ambiente seguro y preparar al piloto para incrementar su destreza y desempeño en vuelo, también se puede tener algunas complicaciones cuando se usan simuladores dinámicos. En la actualidad, se ofrecen una gran variedad de escenarios de vuelo, dependiendo del nivel de adiestramiento que se requiera y de las habilidades a fortalecer buscadas por cada piloto. En este aspecto, el uso de plataformas de movimiento es importante, pues puede ser usado para generar perturbaciones en el piloto y éste actúe acorde a las operaciones necesarias en su entrenamiento, sin embargo, una de las tareas importantes en este tema es asegurarse de que la imitación del movimiento se está efectuando de manera correcta. Pero se debe tener en cuenta que, por un lado, los simuladores de vuelo no pueden reproducir todas las fuerzas creadas por el vuelo real, entonces se realizan movimientos bajo restricciones muy fuertes que dependen de las capacidades de cada plataforma. Y por otro lado, existe el factor humano, muy subjetivo, pues cada persona que utilice un simulador dinámico tiene diferentes rangos de percepción de movimiento y visual. El simulador debe entregar al usuario una buena calidad para su entrenamiento, en la parte visual se limita al uso de pantallas, además de incluirse réplicas de controles que utiliza la aeronave simulada, en

donde pueden agregarse efectos de fuerza para dar una percepción lo más realista posible de estos controles. Una manera de medir cómo se está llevando a cabo la simulación, si es buena o no, es haciendo una comparación entre lo que el modelo físico del vuelo de una aeronave requiere y el movimiento entregado por el simulador dinámico que imita. Es decir, se debe encontrar una forma de evaluar los algoritmos de simulación dinámica y demostrar que su calidad es buena.

Capítulo 3

Evaluación de calidad de simulación dinámica de vuelo y otros vehículos

Los sistemas de simulación de vuelo están sujetos a evaluaciones objetivas y subjetivas por parte del constructor y del usuario, que en todos los casos, son pilotos expertos. Estas evaluaciones son muy importantes pues determinan qué tan bien puede ser ejecutado el entrenamiento de pilotos que usan un simulador. Por su parte, los constructores de simuladores de vuelo estarán seguros de que los sistemas funcionan adecuadamente teniendo en cuenta diferentes pruebas bajo estrictos estándares. Sin embargo, tanto los algoritmos como los criterios de evaluación son clasificados como secretos, pues es un trabajo arduo que se vende por miles de dólares. En este capítulo se trabajará con la evaluación de calidad de simulación dinámica de vuelo, con base en los algoritmos de simulación dinámica descritos en el Capítulo 2 y el análisis de datos obtenidos por diferentes instrumentos de medición.

En este apartado, se presenta un conjunto de tareas de evaluación de la calidad de simulación dinámica para verificar y calificar el funcionamiento del movimiento angular de la plataforma de acuerdo a los datos de simulación de vuelo. La presentación de una secuencia de experimentos de evaluación para conocer la calidad de simulación se conforma de tres secciones, la primera trata de dar a conocer el esquema de evaluación que contiene 4 partes, la segunda se trata de la aplicación de este esquema para un ejercicio de aterrizaje y la última sección contendrá la aplicación del esquema de evaluación para la operación de viraje coordinado. Para realizar el proceso de evaluación de calidad se proponen las siguientes trayectorias de simulación:

1. Aterrizaje (aterrizaje por glizada), en el plano vertical.
2. Cambio de curso en vuelo, conocido como viraje coordinado.
3. Movimientos angulares para modelos matemáticos de movimiento de vehículos no aéreos, (NAV, por sus siglas en inglés).

Mencionar que los datos de simulación de vuelo para esta evaluación constan de parámetros de vuelo de un avión de carga para un aterrizaje normal (trayectoria 1), y para virajes coordinados (trayectoria 2), mismos que se explicarán más adelante en este capítulo. Por otro lado, la interacción entre los bloques funcionales, según la configuración de un simulador de vuelo, se presenta en la Figura 3.1. Los datos vuelo simulado provienen del bloque de “Modelo matemático de vuelo”, pasando por los “algoritmos de simulación dinámica” que dictan el movimiento de la PS. Entonces, se estudiará qué tan bien son representados los movimientos de la plataforma según las señales

enviadas por esos algoritmos. Por último, se agregan sensores MEMS para medir los movimientos de la cabina.

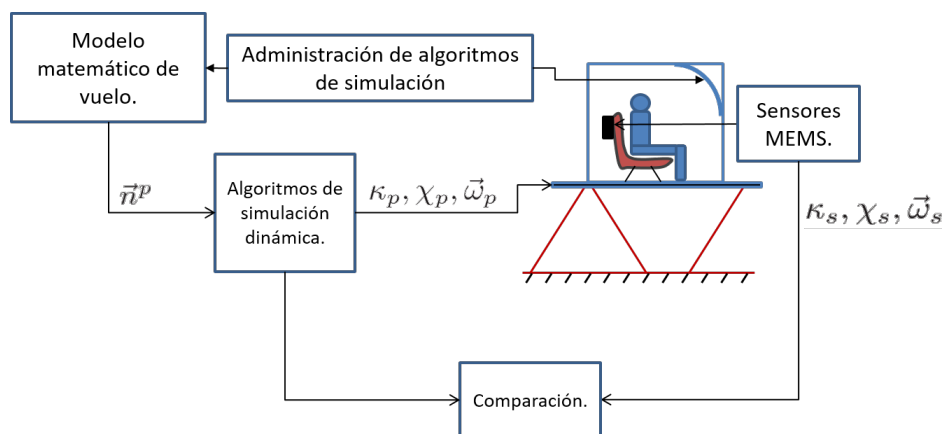


Figura 3.1: Proceso de comparación de algoritmos de simulación para un simulador de vuelo.

3.1. Partes de la evaluación de calidad de simulación

El proceso que se propone para evaluar la calidad de simulación dinámica consta de 4 partes. Estas cuatro partes comprenden modelos matemáticos que en su conjunto presentan una manera de realizar tareas de comparación entre varias señales de entrada para el simulador de vuelo, contenidas en el vector sobrecarga (\vec{n}^c y \vec{n}^p), aceleraciones ($\vec{\omega}^a$) y velocidades angulares ($\vec{\omega}^a$). A continuación se presentan las partes que componen al esquema de evaluación de calidad de simulación dinámica para un simulador de vuelo para un avión de transporte.

3.1.1. Evaluación de sobrecargas

Consta de la presentación de un modelo algebraico de sobrecarga en la posición del piloto sobre la aeronave, basado en la ecuación de sobrecarga dada en [7], y se va a comparar con los datos de sobrecarga proporcionados por Simulación Aerodinámica. Estos valores son tomados de una base de datos que se generan al hacer una simulación de vuelo por computadora. En este trabajo de tesis, se trabaja con estos datos, mismos que son basados en la bibliografía general de ecuaciones de movimiento para aeronaves. En la Figura 3.2 se presenta un diagrama de comparación entre datos de entrada que corresponde a tres componentes del vector sobrecarga y a tres componentes de aceleración angular calculados en la posición del *c.m.* del avión, mismos que se utilizan para formar el vector sobrecarga en la posición del piloto.

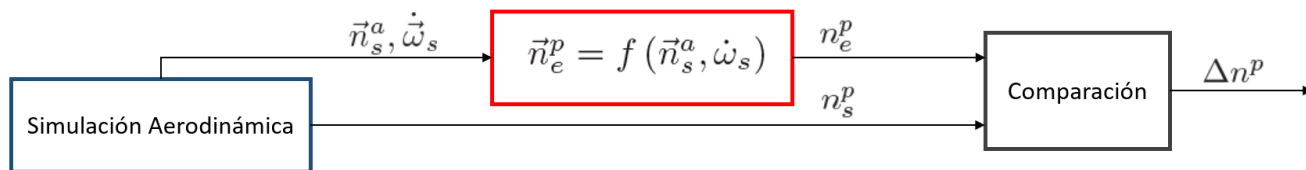


Figura 3.2: Esquema de comparación para los valores de sobrecargas.

Los parámetros con subíndice “s” son obtenidos directamente de los módulos de cálculo de simulación aerodinámica ordenados en tablas, datos que son adquiridos una vez realizada la simulación

de vuelo, mientras que el subíndice “e” corresponde a aquellos datos calculados con la Ecuación (2.8).

La comparación se realizará en la forma en cómo se construye el vector de sobrecargas para la simulación de un simulador y la Ec. 2.6. Como resumen, se escriben las ecuaciones que simbolizan las aceleraciones lineales en el sistema de coordenadas del cuerpo del avión, y se escriben en términos de las fuerzas (aerodinámicas y del motor) y las velocidades lineales y angulares:

$$\begin{aligned}\dot{U} &= RV - QW - g\sin\theta + \frac{F_{Ax}+F_{Tx}}{M} \\ \dot{V} &= PW - RU + g\sin\phi\cos\theta + \frac{F_{Ay}+F_{Ty}}{M} . \\ \dot{W} &= QU - PV + g\cos\phi\cos\theta + \frac{F_{Az}+F_{Tz}}{M}\end{aligned}\quad (3.1)$$

Y las aceleraciones rotacionales en el sistema de cuerpo del avión, se definen por:

$$\begin{aligned}P &= (c_1R + c_2P)Q + c_3L + c_4N \\ Q &= c_5PR - c_6(P^2 - R^2) + c_7M . \\ R &= (c_8P - c_2R)Q + c_4L + c_9N\end{aligned}\quad (3.2)$$

En donde L es el momento de alabeo (*roll*, en inglés), M es el momento de cabeceo (*pitch*, en inglés) y N el momento de guiñada (*sideslip*), y c_i , $i = 1, 2, \dots, 9$ son constantes, definidas por:

$$\begin{aligned}c_1 &= \frac{1}{\Gamma}(I_{zz}I_{yy} - I_{xz}^2 - I_{zz}^2); & c_2 &= \frac{I_{xz}}{\Gamma}(I_{zz} + I_{xx} - I_{yy}); & c_3 &= \frac{I_{zz}}{\Gamma} \\ c_4 &= \frac{I_{xz}}{\Gamma}; & c_5 &= \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}}; & c_6 &= \frac{I_{xz}}{I_{yy}} , \\ c_7 &= \frac{1}{I_{yy}}; & c_8 &= \frac{1}{\Gamma}(I_{xx} - I_{yy} + I_{xx} + I_{xz}^2); & c_9 &= \frac{I_{xx}}{\Gamma}\end{aligned}\quad (3.3)$$

Donde $\Gamma = I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2$, I_{ij} son las componentes del tensor de inercia. A partir de estas ecuaciones, se tienen valores que son propios de cada aeronave, y tanto los fabricantes de aeronaves como los constructores de simuladores de vuelo los mantienen secretos. También es importante definir las ecuaciones cinemáticas rotacionales definidas en el sistema de coordenadas de cuerpo, dadas por las tasas de actitud conocidas como *Euler rates* o tasas de Euler:

$$\begin{aligned}\dot{\phi} &= P + Q\sin\phi\tan\theta + R\cos\phi\tan\theta \\ \dot{\theta} &= Q\cos\phi - R\sin\phi . \\ \dot{\psi} &= (Q\sin\phi + R\cos\phi)\sec\theta\end{aligned}\quad (3.4)$$

Velocidad y aceleración en un marco de referencias moviéndose arbitrariamente (posición del piloto dentro de la aeronave)

Dado que el simulador de vuelo trata de imitar los movimientos para el piloto, es necesario hacer cálculos en el modelo físico del vehículo para la posición de piloto. Para eso, comenzamos tomando el siguiente esquema geométrico:

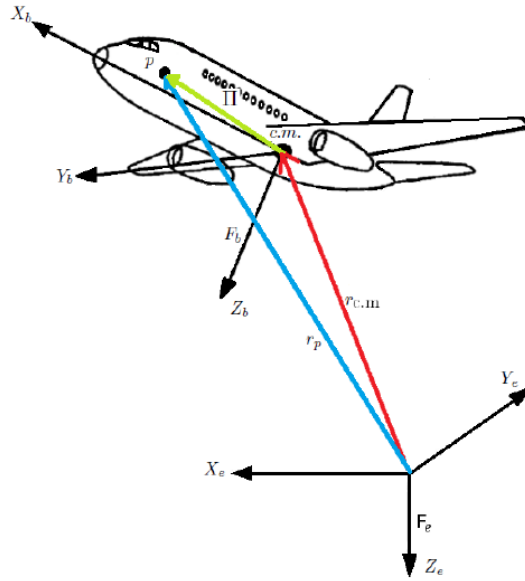


Figura 3.3: Sistema de coordenadas en movimiento y rotación.

De la Figura 3.3, definimos a F_e como el sistema de coordenadas inercial, y a F_b como el marco de referencia en ejes-cuerpo en movimiento con origen en el centro de masas de la aeronave, y que tiene sus velocidades angulares relativas al marco F_e . Sea $r_p = r_{cm} + \Pi$ el vector de posición del punto p relativo a F_e , por lo que su velocidad está dada por:

$$\dot{r}_p = \dot{r}_{cm} + \dot{\Pi}. \quad (3.5)$$

Mediante el teorema del transporte (o ley de Coriolis), vamos a relacionar a $\dot{\Pi}$, visto desde el sistema inercial, a los cambios de $\dot{\Pi}_b$ como los vería una persona desde el sistema de referencia del cuerpo del avión:

$$\dot{\Pi} = \dot{\Pi}_b + \omega \times \Pi_b. \quad (3.6)$$

Sustituimos (3.6) en (3.5), y tenemos

$$\dot{r}_p = \dot{r}_{cm} + \dot{\Pi}_b + \omega \times \Pi_b, \quad (3.7)$$

la cual define el vector de velocidad en la posición del piloto, vista desde el sistema inercial F_e . $\dot{r}_p = v_p$, $\dot{r}_{cm} = v_{cm}$ y Π_b es la velocidad de p medida por un observador fijo en F_b , $\omega \times \Pi_b$ es la velocidad de transporte, es decir, velocidad relativa a F_e del punto p de F_b , $\omega = (P, Q, R)^T$, $\Pi = (x, y, z)^T$, $v_p = (U_p, V_p, W_p)$. Por lo que las velocidades lineales en la posición del piloto, p , queda como:

$$\begin{aligned} U_p &= v_{0x} + \dot{x} + Qz - Ry \\ V_p &= v_{0y} + \dot{y} + Rx - Pz \\ W_p &= v_{0z} + \dot{z} + Py - Qx \end{aligned} \quad (3.8)$$

Para las aceleraciones:

$$\ddot{r}_p = \ddot{r}_{cm} + \frac{d}{dt}\dot{\Pi}_b + \frac{d}{dt}(\omega \times \Pi_b), \quad (3.9)$$

en donde

$$\frac{d}{dt}\dot{\Pi}_b = \ddot{\Pi}_b + \omega \times \dot{\Pi}_b, \quad (3.10)$$

$$\frac{d}{dt}(\omega \times \Pi_b) = \dot{\omega} \times \Pi_b + \omega \times \dot{\Pi}_b = \dot{\omega} \times \Pi_b + \omega \times (\dot{\Pi}_b + \omega \times \Pi_b). \quad (3.11)$$

Por lo tanto, si $\ddot{r}_p = a^p$ y $\ddot{r}_{cm} = a^{cm}$, la Ec. (3.9) queda escriba como:

$$a^p = a^{cm} + \ddot{\Pi}_b + \dot{\omega} \times \Pi_b + 2\omega \times \dot{\Pi}_b + \omega \times (\omega \times \Pi_b), \quad (3.12)$$

en donde:

a^p es la aceleración inercial del punto p .

a^{cm} es la aceleración del marco de referencia en movimiento F_b (centro de masas del avión) respecto al marco inercial F_e .

$\ddot{\Pi}_b$ es la aceleración de p relativa al marco de referencia en movimiento.

$\dot{\omega} \times \Pi_b$ es la aceleración tangencial debida a la aceleración angular del marco de referencia en movimiento F_b .

$2\omega \times \dot{\Pi}_b$ es la aceleración de Coriolis debida al movimiento de p dentro del marco en movimiento F_b .

$\omega \times (\omega \times \Pi_b)$ es la aceleración centrípeta debida a la rotación del marco en movimiento F_b .

De la Ec. (3.12), se considera la el término de aceleración $2\omega \times \dot{\Pi}_b = 0$, considerando que p se mantiene fijo dentro del cuerpo del avión. Por lo tanto:

$$a^p = \left[a^{cm} + \ddot{\Pi}_b + \dot{\omega} \times \Pi_b + \omega \times (\omega \times \Pi_b) \right]. \quad (3.13)$$

La Ec. (3.13), se conoce como el vector de aceleraciones en la posición del piloto dentro de la aeronave. Este valor es importante en la simulación pues es uno de los factores que se quieren representar a través del movimiento de la plataforma del simulador dinámico.

Ahora, para determinar la ecuación que represente el valor del vector sobrecarga en la posición del piloto, se considera

$$n_s^p = \frac{1}{g_0} a^p, \quad (3.14)$$

y sustituyendo los términos de la Ec. 3.13, se tiene:

$$n_s^p = n^{cm} + \frac{1}{g_0} \left[\ddot{\Pi}_b \right] + \frac{1}{g_0} \left[\dot{\omega} \times \Pi_b + \omega \times (\omega \times \Pi_b) \right]. \quad (3.15)$$

En la Ecuación (3.15) n_s^p es el valor absoluto del vector sobrecarga, en la posición del piloto, y contiene los datos de este vector que son calculados con valores tabulados de simulación aerodinámica. Por lo tanto, el conocer los valores de n_s^p permitirá evaluar el comportamiento de la aeronave durante el vuelo de la trayectoria propuesta.

Siguiendo con el trabajo de evaluación, esta primera parte consiste en comparar los resultados de las Ecs. (3.15) y (2.8) con valores provenientes de los datos de la simulación vuelo. Mencionar que la Ec. (3.15) es la ecuación de sobrecarga adaptada de [7], obtenida de realizar el análisis de las ecuaciones de movimiento de una aeronave en términos de las componentes aerodinámicas para un avión.

3.1.2. Evaluación de ecuaciones de movimiento con valores de sobrecarga

Con la evaluación computacional se hace referencia a la comparación entre valores representativos de la dinámica de vuelo de la aeronave simulada, en este caso, se han elegido tres valores que describen el movimiento en 3 grados de libertad. Se buscará entonces, representar a estos parámetros mediante el uso de valores que no contengan información de coeficientes aerodinámicos y reemplazarlos con los valores de las componentes de sobrecarga, según sea el caso. Se utilizará el valor de dos ángulos de actitud de la aeronave y la velocidad de su centro de masas, obtenidos de los datos tabulados del modelo de simulación aerodinámico. Posteriormente, se van a construir ecuaciones que representen estos mismos datos, pero utilizando la información contenida en las componentes de sobrecarga, y se hará la comparación entre ellos, tal como se ilustra en la Figura 3.4. El objetivo es verificar si es posible representar la actitud del avión sin utilizar directamente los coeficientes aerodinámicos.

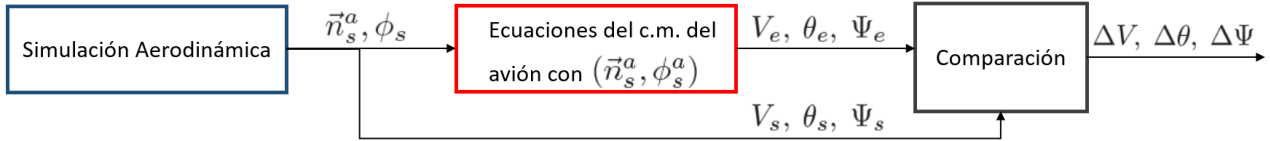


Figura 3.4: Proceso de comparación para ecuaciones de movimiento con componentes de sobrecarga.

Para iniciar con la evaluación en esta parte del esquema, vamos a retomar algunas ecuaciones descritas anteriormente para formar una serie de 6 ecuaciones de movimiento que contienen las 3 ecuaciones de velocidades angulares definidas en el sistema de coordenadas de cuerpo en las Ecs. (3.4) y 3 ecuaciones de fuerza en donde se incluyen elementos de la Ec. (3.1) más elementos de fuerza como el motor y los coeficientes aerodinámicos de fuerza:

$$\begin{aligned}
 \dot{\phi} &= P + Q \sin \phi \tan \theta + R \cos \phi \tan \theta \\
 \dot{\theta} &= Q \cos \phi - R \sin \phi \\
 \dot{\psi} &= (Q \sin \phi + R \cos \phi) \sec \theta \\
 m(\dot{U} + QW - RV) &= \bar{q}SC_x - mg \sin \theta + T \cos \sigma_T \\
 m(\dot{V} + RU - PW) &= \bar{q}SC_y + mg \sin \phi \cos \theta \\
 m(\dot{W} + PV - QU) &= \bar{q}SC_z + mg \cos \phi \cos \theta - T \sin \sigma_T
 \end{aligned} \tag{3.16}$$

Las ecuaciones mostradas en (3.16) pueden expresarse aquellos términos que contengan, directamente, información de coeficientes aerodinámicos y que pueden extraerse de los datos de simulación

aerodinámica. Para diferenciar las ecuaciones sin coeficientes aerodinámicas, se hará un cambio de nomenclatura, intercambiando las letras mayúsculas por letras minúsculas, y reagrupando algunos elementos, se muestra la variante de las ecuaciones de movimiento sin coeficientes aerodinámicos (escritos directamente) de la siguiente forma:

$$\begin{aligned}
\dot{\phi} &= p + q\sin\phi\tan\theta + r\cos\phi\tan\theta \\
\dot{\theta} &= q\cos\phi - r\sin\phi \\
\dot{\psi} &= q\sin\phi\sec\theta + r\cos\phi\sec\theta \\
\dot{u} &= a_x - qw + rv - g\sin\theta \\
\dot{v} &= a_y - ru + pw + g\sin\phi\cos\theta \\
\dot{w} &= a_z - pv + qu + g\cos\phi\cos\theta
\end{aligned} \tag{3.17}$$

en donde:

$a_x = gn_x$ - componente en x del vector sobrecarga, en el sistema de referencia del cuerpo del avión (ejes-cuerpo).

$a_y = gn_y$ - componente en y del vector sobrecarga, en el sistema de referencia del cuerpo del avión (ejes-cuerpo).

$a_z = gn_z$ - componente en z del vector sobrecarga, en el sistema de referencia del cuerpo del avión (ejes-cuerpo).

Los componentes a_x, a_y, a_z pueden obtenerse al despejar la Ec. (2.6). Sin embargo, lo que buscamos en esta parte del esquema de evaluación es encontrar relaciones de ecuaciones de movimiento que contentan información de las componentes del vector sobrecarga. La evaluación que se propone en esta etapa necesita verificar la actitud de la aeronave en el plano vertical y horizontal. Esto lo vamos a obtener mediante el análisis de las gráficas obtenidas con las componentes del vector sobrecarga expresadas para los ángulos de actitud θ y ϕ , y la aceleración del centro de masas, de tal forma que podemos simplificar algunas ecuaciones de 3.17, para escribir:

$$\dot{V}_s = g(n_x^c - \sin\theta), \tag{3.18}$$

$$\dot{\theta}_s = \frac{g}{V} (n_y^c \cos\phi + n_z^c \sin\phi + \cos\theta), \tag{3.19}$$

$$\dot{\phi}_s = \frac{g}{V \cos\theta} (n_y^c \sin\phi + n_z^c \cos\theta). \tag{3.20}$$

En donde \dot{V} es la aceleración total del avión, $\dot{\theta}$ la velocidad angular de cabeceo y $\dot{\phi}$ la velocidad de alabeo. Cada uno de las variables en el lado izquierdo de las ecuaciones anteriores van a utilizar información que se considera transparente, pues no es complicado obtenerlas del modelo aerodinámico que suministra el bloque de Simulación Aerodinámica. Como se puede observar, las Ecuaciones (3.18)-(3.20) tampoco representan, directamente, a aquellos datos que sean susceptibles de incurrir en el uso inadecuado de información confidencial. La obtención de este sistema de ecuaciones fue realizado mediante un análisis vectorial de un esquema similar al de la Figura 2.2. Luego será necesario trabajar con los datos de vuelo simulado $\dot{V}_e, \dot{\theta}_e$ y $\dot{\phi}_e$, de tal manera que

se realice una integración numérica de las ecuaciones definidas por (3.18)-(3.20) y comparar este resultado.

3.1.3. Evaluación de la orientación del vector sobrecarga

Esta sección del proceso de evaluación toma en cuenta dos componentes a comparar, tomando como base los algoritmos de simulación dinámica presentados en el capítulo anterior. Primero se calcula la orientación del vector sobrecarga en la posición del piloto, mediante los datos tabulados de la simulación aerodinámica, y luego se mide la orientación del vector sobrecarga en el simulador de vuelo mediante sensores inerciales MEMS instalados en el respaldo del asiento del piloto (dentro de la cabina del simulador). La calibración de los sensores se determinará mediante las indicaciones del fabricante de dicho sensor, mientras que en cada medida se deberá determinar los errores de medición para este sensor, asegurando mediciones lo más correctas posible.

La comparación se realiza entre la salida del modelo de orientación del vector de sobrecarga y los datos de salida, calibrados, de los MEMS, y se esquematiza en la Figura 3.5.

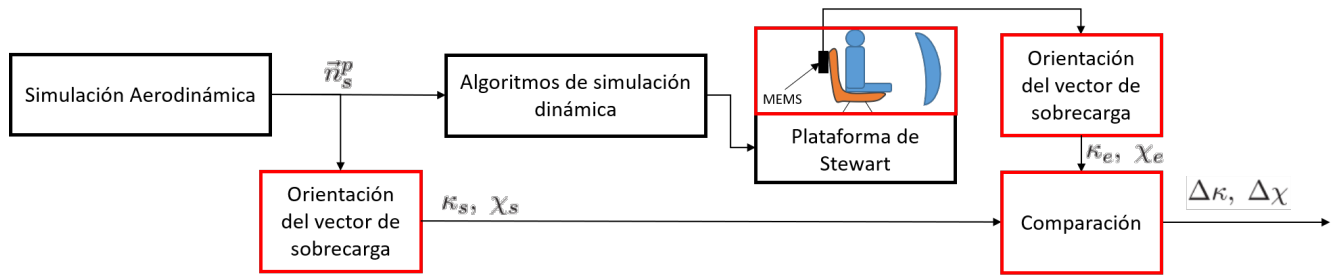


Figura 3.5: Esquema de comparación para la orientación del vector sobrecarga.

La orientación del vector de sobrecarga, \vec{n}_s^p , viene del modelo matemático de vuelo de Simulación Aerodinámica. Este modelo entrega una base de datos con los parámetros que se requieren para obtener la orientación del vector en cuestión. Esto es, que de las componentes $n_{sx}^p, n_{sy}^p, n_{sz}^p$ se obtiene su orientación mediante una relaciones trigonométricas para cada plano que sea de interés. Se realizará la evaluación a través de los ángulos κ_s, χ_s , que son la orientación del vector sobrecarga en el plano vertical y frontal, respectivamente, definiendo a estos ángulos mediante los valores de sobrecarga como:

$$\kappa_s = -\arctan\left(\frac{n_{sx}^p}{n_{sz}^p}\right). \quad (3.21)$$

$$\chi_s = \arctan\left(\frac{n_{sy}^p}{\sqrt{n_{sx}^p{}^2 + n_{sz}^p{}^2}}\right). \quad (3.22)$$

Mientras que la orientación del vector sobrecarga en el simulador de vuelo, se etiquetarán como κ_e y χ_e en donde los parámetros con subíndice e , significan los valores medidos en el sistema $NX_G Y_G Z_G$, obtenidas mediante sensores inerciales MEMS.

Evaluaciones de escenarios de simulación

Se realizaron diferentes pruebas de movimiento mecánico del simulador dinámico. Estas pruebas fueron ejecutadas con movimientos fuera de línea, es decir, que las trayectorias de vuelo y de

movimiento fueron programados por personal experto en el manejo del simulador. Cabe mencionar que estos movimientos se realizan en el sistema de ejes coordenados de la PS, por lo que las mediciones obtenidas mediante los sensores MEMS son registrados en este sistema de referencia, y se resumen en la Tabla 3.1. Los experimentos fueron realizados en dos instalaciones distintas, todos los correspondientes al aterrizaje y 3 de viraje coordinado fueron ejecutados en las instalaciones del simulador de vuelo con 6 grados de libertad de INAOE, mientras que los 6 restantes de viraje y el movimiento de vehículos fueron desarrollados en las instalaciones del Laboratorio de Modelación Matemática y Sistemas Dinámicos (MOIDS) de la Universidad Estatal de Moscú (MSU) al utilizar una plataforma de 3 grados de libertad.

Trayectoria simulada	Experimentos	Mediciones IMU	Mediciones CVO
Aterrizaje	5	5	5
Viraje coordinado	6	18	18
Modelos de vehículos no aéreos	5	5	0

Tabla 3.1: Trayectorias de movimiento para los experimentos de simulación ejecutados en simuladores de vuelo de 6 gdl y plataformas de movimiento de 3 gdl.

3.1.4. Evaluación del reflejo vestibulo ocular

La última parte del proceso de evaluación de calidad, considera un estudio de la actividad de los biosensores de movimiento angular, es decir, de los órganos que componen al sistema vestibular. En este análisis se toma como entradas los datos de aceleraciones angulares absolutas provenientes del modelo de Simulación Aerodinámica, para que la PS realice movimientos. Por otra parte, dentro de la cabina del simulador de vuelo, estarán llevándose a cabo mediciones en el piloto, con ayuda de una Cámara de Video Ocular (CVO). Las salidas de estos dos bloques se comparan de forma cualitativa para determinar en qué medida se llevan a cabo los movimientos rápidos de la aeronave.

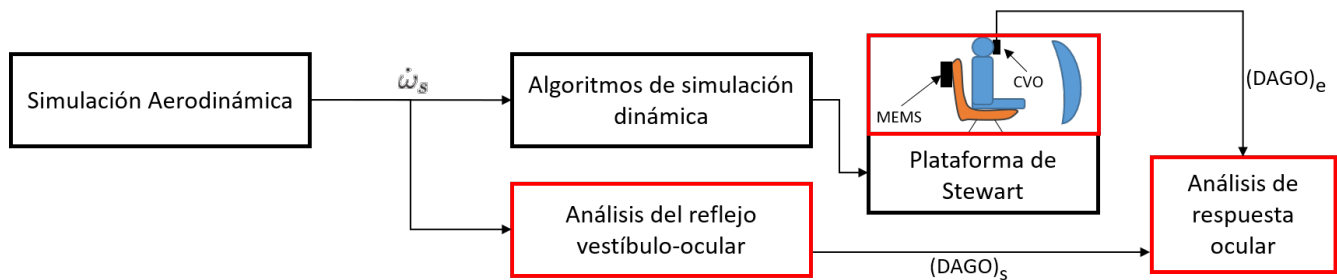


Figura 3.6: Esquema para el análisis de la respuesta fisiológica del piloto a la simulación dinámica.

En la Figura 3.6 se indica el estudio de la desviación angular de los globos oculares (DAGO, por sus siglas en español). Este estudio comprende la lectura de las desviaciones de los ojos del piloto. Es necesario señalar que el piloto no realiza ninguna tarea, como manejar el avión o activar/desactivar botones, pues la simulación de vuelo ya estará programada. El objetivo de esta etapa de evaluación es calificar cualitativamente las respuestas vestibulo-oculares del piloto entrenamiento, mediante los datos de una cámara video ocular (CVO), y la respuesta teórica basada en la Tabla 3.2. La CVO es un aparato en forma de gafas para medir los movimientos de la cabeza del piloto, así como los desplazamientos horizontales y verticales pupila del ojo derecho, respecto a una referencia local, como se ve en La Figura 3.7. Se trata de unas gafas cómodas, que incluyen una videocámara

compacta que transmite datos en tiempo real mediante USB, a un software especializado que recolecta la información para su posterior análisis, además contiene sensores inerciales para medir, específicamente, las velocidades angulares y las aceleraciones lineales de la cabeza del usuario. La información se recolecta y se exporta como un archivo de datos separados por coma para su posterior análisis.

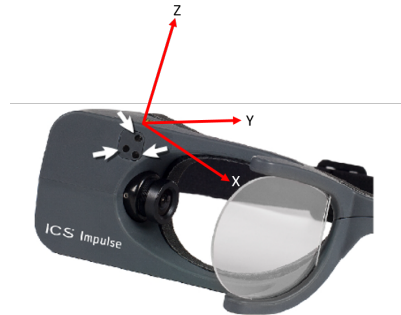


Figura 3.7: Videocámara para el registro ocular ICS Impulse, y su sistema de referencia. La detección del movimiento de la pupila se realiza en el eje Y (horizontal) y Z (vertical).

La comparación de estos parámetros van a tener una función lógica, es decir, que mediante una tabla vamos a relacionar el movimiento mecánico que debería realizar la aeronave o vehículo simulado y la respuesta que va a provocar en el sistema vestibular y el consecuente movimiento de los músculos extraoculares del piloto.

3.1.4.1. Análisis de VOR para la evaluación

Dado que existe un estímulo mecánico generado por la PS, el piloto que se encuentre en el simulador dinámico va a percibir ese estímulo de una manera tal que sea correspondiente con la activación y desactivación de sus canales semicirculares. En el caso de un viraje o giro hacia la derecha, este movimiento genera que la endolinfa flexione a la cúpula hacia el utrículo y se tiene la corriente ampulípetra, mientras que cuando se flexiona la cúpula alejándose del utrículo, se presenta la corriente ampulífuga. Entonces se dice que existe excitación e inhibición de los canales y dependiendo el plano del movimiento se activa o inactiva el canal correspondiente al plano o planos de movimiento como se definió en el Capítulo 1. Por ejemplo, para leer la Tabla 1.1 según el ejercicio de movimiento de alabeo por el simulador dinámico, las relaciones quedarían establecidas en la Tabla 3.2, en donde se establece una lógica de conexión entre los canales verticales y los correspondientes músculos extraoculares. Las relaciones a continuación descritas permiten dar la pauta para entender el VOR que se quiere medir o que se espera una vez que el piloto siente los movimientos generados por el simulador dinámico.

Canal Semicircular	Excitación (Activación)	Inhibición (Desactivación)
Posterior derecho	Oblicuo superior derecho.	Oblicuo inferior derecho.
	Recto inferior izquierdo.	Recto superior izquierdo.
Anterior derecho	Recto superior derecho.	Recto inferior derecho.
	Oblicuo inferior o izquierdo.	Oblicuo superior izquierdo.
Posterior izquierdo	Oblicuo superior izquierdo.	Oblicuo inferior izquierdo.
	Recto inferior derecho.	Recto superior derecho.
Anterior izquierdo	Recto superior izquierdo.	Recto inferior izquierdo.
	Oblicuo inferior derecho.	Oblicuo superior derecho.

Tabla 3.2: Relaciones activación y desactivación de músculos extraoculares de los ojos dada la estimulación por el giro en el plano frontal.

Para esta parte del esquema de evaluación de calidad se usarán los datos adquiridos por las gafas ICS Impulse [1], con los que se podrá identificar el funcionamiento de la tabla anterior, y comprobar que la respuesta fisiológica de los participantes se están ejecutando adecuadamente.

3.2. Evaluación de calidad de simulación para aterrizaje en el plano vertical

En el experimento de simulación de un aterrizaje aterrizaje se tiene la presencia de oscilaciones causadas por el piloto de forma no intencional, como se discute en [36]. Esto es que la aeronave inicia su trayectoria a una altitud fija, y posteriormente comienza su descenso para, finalmente, hacer contacto con la pista.

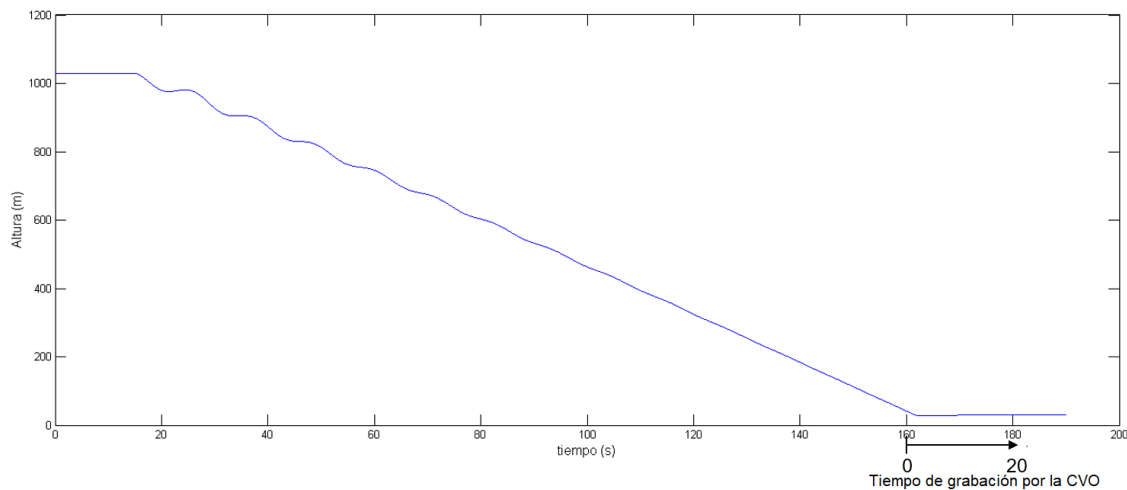


Figura 3.8: Trayectoria de aterrizaje en el plano vertical.

En la trayectoria de aterrizaje, es notable que el avión no desciende de forma constante o “suave”. Las oscilaciones que se visualizan en la Figura 3.8 son inducidas por el manejo inadecuado de los mandos de vuelo (timón y pedales) ubicados en la cabina del simulador de vuelo, también tienen que ver con las capacidades de estabilización del modelo matemático de vuelo relacionadas directamente con los coeficientes aerodinámicos. Como se puede observar, estas oscilaciones no son

benéficas ni ideales en un aterrizaje normal, sin embargo, no contamos con acceso a las ecuaciones de vuelo controlable del simulado para tener injerencia en la mejora de estas ecuaciones. Es importante mencionar esto pues la realización de esta trayectoria de vuelo fue gracias a la participación de personas inexpertas en el manejo de la aeronave simulada, es decir que no fueron pilotos los realizadores de las maniobras, y es normal esperar que los datos de vuelo muestren variaciones muy notables, como las inestabilidades de la Figura 3.8. Esta trayectoria fue utilizada para todas las 4 partes del esquema de evaluación.

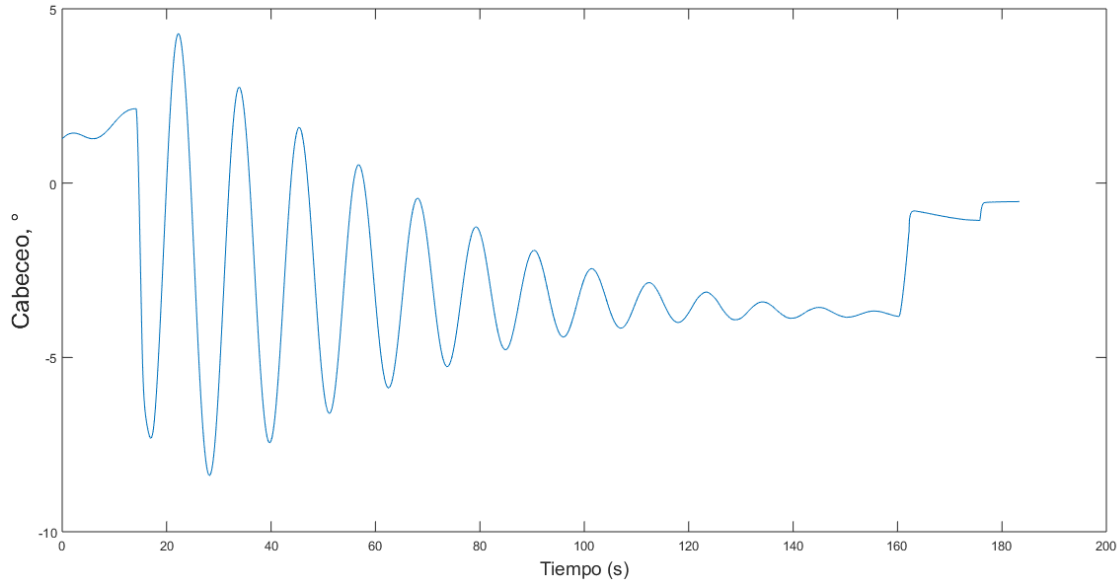


Figura 3.9: Ángulo de cabeceo durante la trayectoria de aterrizaje.

De la trayectoria simulada de aterrizaje, es importante recalcar algunos parámetros importantes como el comportamiento del ángulo de trayectoria real en el plano vertical (cabeceo) de la aeronave, tal como se muestra en la Figura 3.9. Se hace hincapié en la palabra “real”, pues en la dinámica de vuelo este ángulo de trayectoria contiene un parámetro que se conoce como *ángulo de trayectoria programado*, sin embargo, en el caso que se está presentando actualmente, no contamos con un ángulo programado, por lo que el valor total del comportamiento de θ es el total, o real. Como se mencionó en el párrafo anterior, existen inestabilidades en la altura de la aeronave, y se puede deducir que el cuerpo del avión estuvo oscilando de tal manera que el ángulo de trayectoria en el plano vertical, o cabeceo, también se presentó variaciones respecto al tiempo. De hecho, ya que estamos experimentando variaciones angulares respecto al tiempo, se esperan también cambios en la velocidad angular, mismos que se verán en la Figura 3.10.

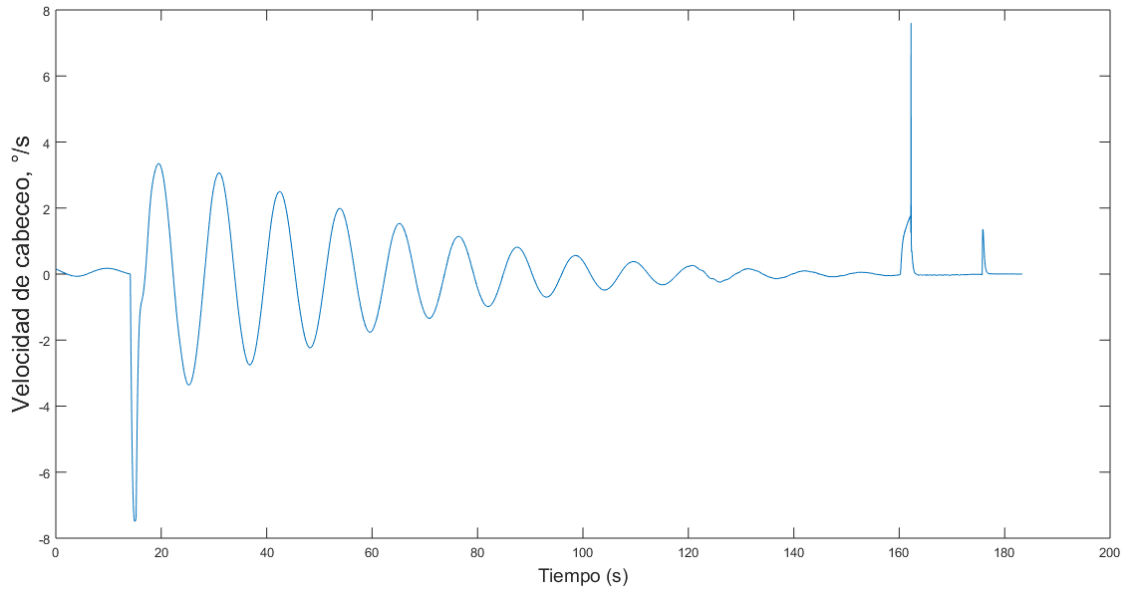


Figura 3.10: Velocidad angular de cabeceo de la trayectoria de aterrizaje.

El gráfico de la Figura 3.10, muestra las tasas de cambio del ángulo de trayectoria en el plano vertical para el intervalo de aterrizaje que se está analizando. Esta figura indica que existe aceleración angular de cabeceo, cuestión que es benéfica para el caso de estudio en la presencia de VOR.

Así como las variaciones angulares presentes, debido a los cambios de altura y cabeceo, es evidente concluir que existirán variaciones en la velocidad absoluta durante la simulación. Recordar que, de la literatura, las ecuaciones de movimiento están directamente relacionadas y para conservar la dinámica de vuelo, mientras una variable cambie otras también lo harán, tal es nuestro caso pues mientras existan variaciones en cabeceo tendremos la presencia de variaciones en la velocidad lineal absoluta de la aeronave. Esto lo podemos visualizar en la Figura 3.11. Esto es de importancia para la ejecución de los experimento, pues se requiere la presencia de aceleraciones lineales, aunque sean pequeñas, para proveer de estímulos lineales al sistema vestibular del piloto y, consecuentemente, generar VOR.

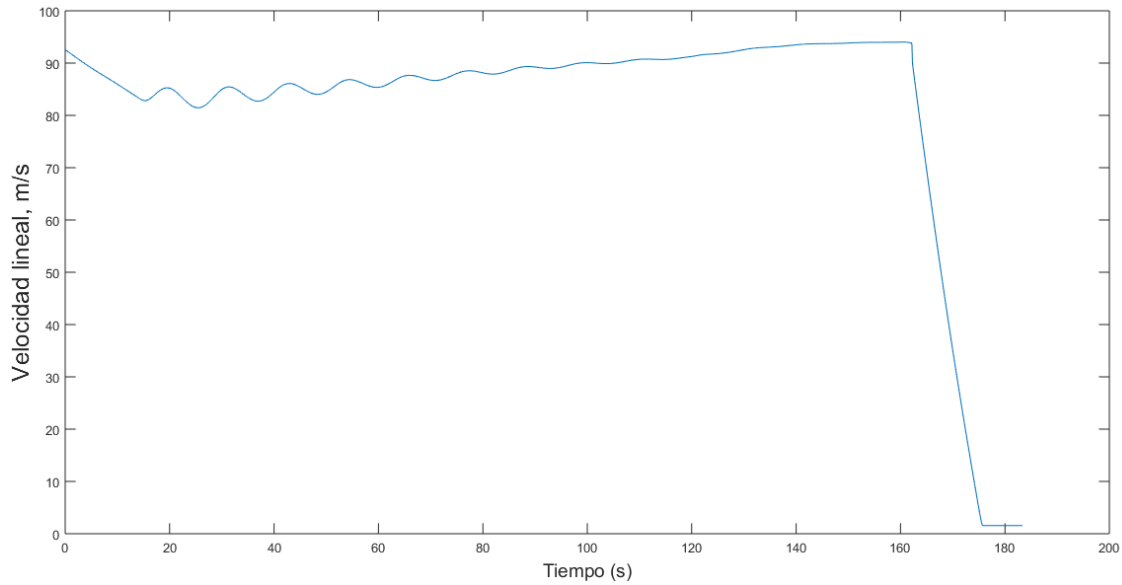


Figura 3.11: Velocidad lineal absoluta del centro de masas del avión de la trayectoria de aterrizaje.

Esta simulación de aterrizaje se realizó fuera de línea, esto quiere decir que se generó la trayectoria de vuelo considerando que el avión inició su movimiento partiendo de una altitud fija, y mediante el uso de mandos de vuelo (timón y pedales) el aterrizaje fue realizado. Posteriormente, se almacenaron los parámetros de vuelo en una base de datos, las cuales que fueron introducidas al sistema de movimiento del simulador, controlado por los algoritmos de simulación dinámica propiedad de INAOE.

3.2.1. Evaluación de sobrecargas

El primer paso del esquema de evaluación es verificar que los valores de sobrecarga sean similares, para esto se toma el cálculo del modelo de vuelo en la posición del piloto, \vec{n}_e^p , y el valor del vector sobrecarga calculado por mediante la Ec. (2.8). El resultado esperado es que ambos vectores de datos coincidan en su valor, tal como se muestra en la Figura 3.12.

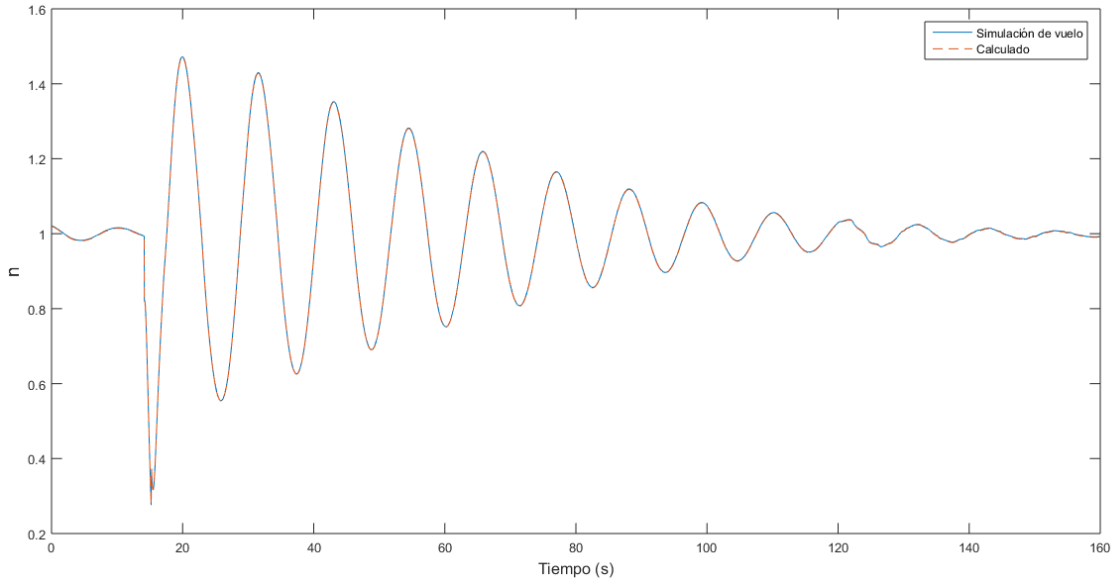


Figura 3.12: Valores de la magnitud del vector sobrecarga en la posición del piloto.

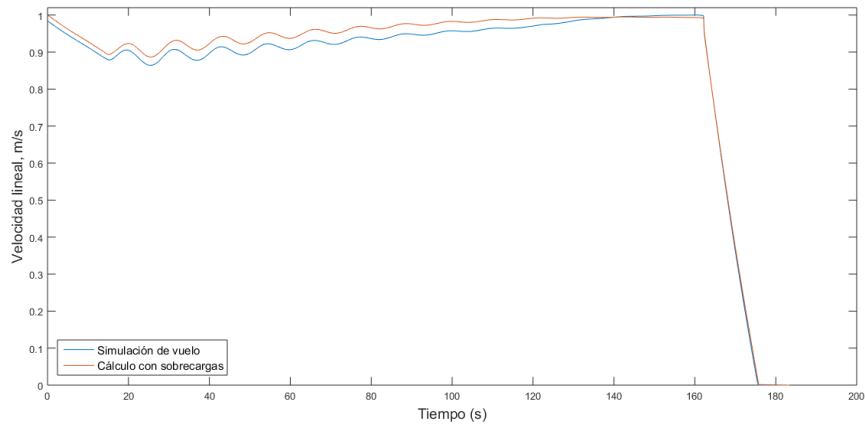
En este apartado se concluye que el resultado del cálculo de sobrecarga es coherente con la simulación de vuelo, teniendo como media $n_p = 1$, dado que cada uno de estos valores, tanto el que se propone en la Ec. (2.8) como el que proviene del bloque Simulación Aerodinámica, utiliza todos los valores de aceleraciones calculados por el modelo de vuelo, propiedad de los desarrolladores del simulador de vuelo.

3.2.2. Evaluación mediante ecuaciones de movimiento con valores de sobrecarga

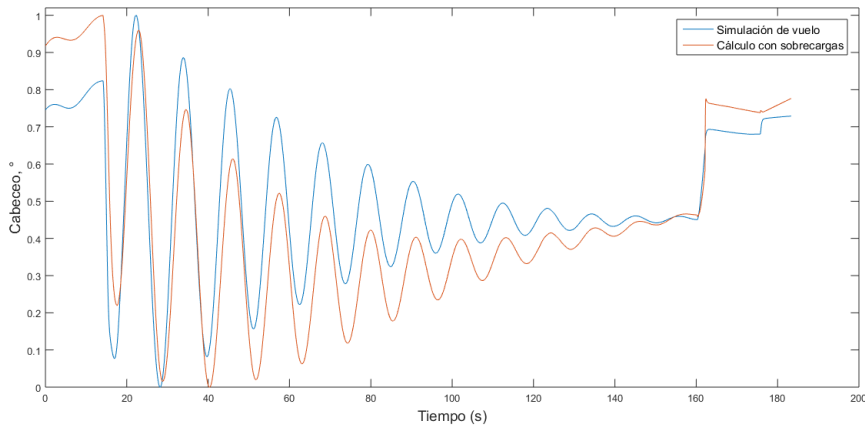
En esta parte, se usarán los datos tabulados entregados por el modelo aerodinámico. Se obtienen los valores para cada parámetros de las ecuaciones (3.18)-(3.20), para el intervalo correspondiente al aterrizaje, en este caso, se toman 160 segundos equivalentes al intervalo del inicio del aterrizaje, previo al contacto con pista. En primer lugar, se utiliza el paquete de datos de la simulación de vuelo para calcular (3.18-3.20), y se realiza una integración numérica con MATLAB (regla del trapecio, $\Delta x = 0.02$, $n = 4801$) para cada uno de los valores ya que se obtienen de datos tabulados. Los resultados gráficos se muestran en la Figura 3.13, en donde, por comodidad visual se realiza un escalamiento en las gráficas, en donde el valor mínimo es 0 y el valor máximo es 1 en el eje vertical de cada figura.

El valor de velocidad del modelo físico de vuelo $V_{sim} = 1559.6$, mientras que el valor integrado de la Ec. (3.18) que contiene las componentes del vector sobrecarga es $V_{calc} = 1600.1$, siendo $\Delta V = 40.5$ en este intervalo, representando una diferencia mínima al considerar los valores del área bajo la curva de \dot{V}_{calc} y \dot{V}_{sim} . Por otro lado, se realizó una inspección por medio del modelo de regresión lineal, del cual se toma el vector de datos correspondientes al cálculo de la velocidad con base en la Ec. (3.18) y los datos entregados por el modelo de simulación aerodinámica. El grado de ajuste es bastante bueno, pues el grado de correlación global entre las variables de $corr = 0.9988$ ($\sigma_v = 1.097$, $r^2 = 0.976$), mientras que el análisis de residuales indica que el cálculo de velocidad con componentes de sobrecarga puede acercarse casi al 100 % al cálculo de velocidad propuesto por el modelo de vuelo estándar para aviones, esto se obtiene gracias a que diferencia de la suma de

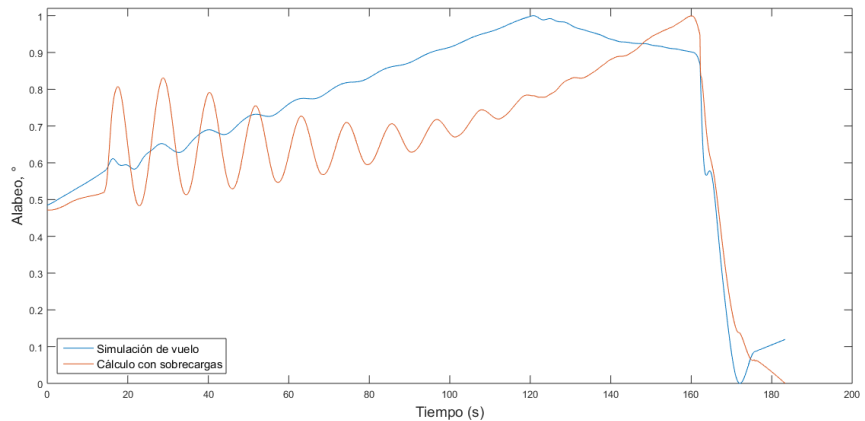
valores absolutos entre los residuos por encima (positivos) de la media y los residuos (negativos) por debajo de la media, es prácticamente cero ($\Delta residuals = 0.00069$). El valor numérico para el cabeceo del modelo físico de vuelo $\theta_{sim} = 93.3170$, mientras que el valor integrado de la Ec. (3.18) que contiene las componentes del vector sobrecarga es $V_{calc} = 84.0630$, siendo $\Delta V = 9.254$ en este intervalo, representando una diferencia global grande al considerar los valores del área bajo la curva de \dot{V}_{calc} y \dot{V}_{sim} . Así como en los cálculos anteriores, se encuentra que la correlación para el intervalo determinado entre las variables es de 0.856 ($r^2 = 0.733, \sigma_\theta = 0.395$), mientras que para el análisis de residuales se tiene $\Delta residuals = 0.0002772$, entonces los valores calculados par θ con componentes de sobrecarga pueden acercarse en buena medida a los datos para el valor angular de cabeceo del modelo de vuelo estándar para aviones. En el caso del ángulo de alabeo se puede decir que su representación mediante el cálculo con la Ec. (3.20), apenas representa el cambio del ángulo de alabeo entregado por el modelo de simulación de vuelo, pues su correlación global está por debajo del 70 % ($r^2 = 0.466, \sigma_\theta = 0.766$), por lo que esta parte del análisis concluye que la comparación mediante el uso de sobrecargas para este ángulo es deficiente.



(a) Comparación de velocidad lineal.



(b) Comparación del ángulo de cabeceo.



(c) Comparación del ángulo de alabeo.

Figura 3.13: Gráficas de las integrales numéricas para las ecuaciones propuestas calculadas con componentes de sobrecarga.

3.2.3. Evaluación de la orientación del vector sobrecarga

Se realizaron 5 pruebas de aterrizaje, los datos de entrada fueron tomados de la misma trayectoria de simulación, por lo que se gráfica el promedio de las 5 pruebas de aterrizaje. Cada prueba representa la orientación del vector de sobrecarga, es decir, la inclinación de la plataforma

en el plano vertical. Habiendo obtenido un promedio de estas señales, se compara gráficamente el comportamiento de orientación del vector sobrecarga en la Figura 3.14. El ángulo κ_s , que representa la orientación de sobrecarga de los datos de simulación de vuelo, se nota bastante inusual, y se puede emitir este juicio al analizar los cambios en su orientación, visto en la Figura 3.14a). Encontramos dos picos que generan comentarios muy interesantes. El primero ($20\text{ s} < t < 30\text{ s}$), del lado izquierdo de la Figura, se genera debido al descenso abrupto de la aeronave que, como se mencionó anteriormente fue inducido por las maniobras del piloto (fuera de línea), este intervalo no será tomado en cuenta en este primer análisis, mientras que el pico de la derecha (alrededor de $170\text{ s} < t < 190\text{ s}$) corresponde al toque con la pista, en donde es muy normal tener rápidos incrementos en el ángulo de orientación. Es en este intervalo de la simulación en donde se pondrá el mayor esfuerzo de interpretación. Este resultado de datos de aterrizaje se justifica ya que el vuelo simulado no se realizó con la presencia de pilotos experimentados sino de personal propietario del desarrollo del simulador de vuelo (INAOE). En la Figura 3.14a) se tiene que el vector sobrecarga tiene una orientación mayor a 40° , sin embargo, eso es imposible obtenerlo por la plataforma, sin embargo es un buen parámetro para comprobar el funcionamiento de los algoritmos de simulación dinámica.

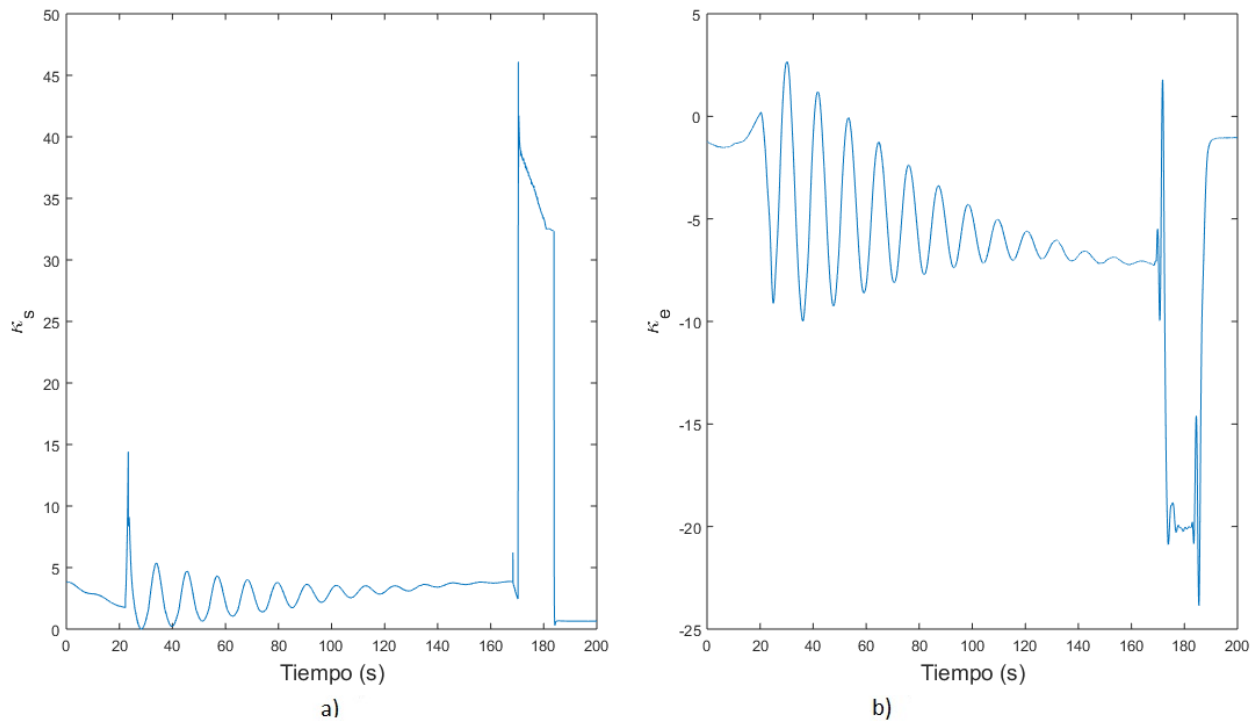


Figura 3.14: Orientación del vector sobrecarga en la posición del piloto. en a) se muestra que la orientación de sobrecarga incrementa inusual cuando la aeronave toca pista, en un vuelo real, esto es imposible, sin embargo, el simulador necesita replicar esta simulación, y como se ve en b) la orientación del vector sobrecarga en el simulador, se somete a que los actuadores de la plataforma de movimiento alcancen su valor máximo.

En el gráfico de la Figura 3.14 se muestran las mediciones adquiridas con el sensor MEMS para la orientación de sobrecarga, κ_e , en el simulador dinámico. Es posible observar un comportamiento muy similar al que dicta la simulación de vuelo κ_s . Señalar que los valores de la curva κ_e representa el promedio de las 5 pruebas de simulación para el aterrizaje. Se aprecia que la plataforma puede replicar, de forma cualitativa, la orientación del vector \vec{n}_s^p . Se expresa que es en forma cualitativa ya

que, dadas las restricciones geométricas de la plataforma, los movimientos angulares para alcanzar o tratar de alcanzar tal orientación son apropiados para este tipo de simulación. Para cuantificar, se tomará el rango $20 < t < 120$ s.

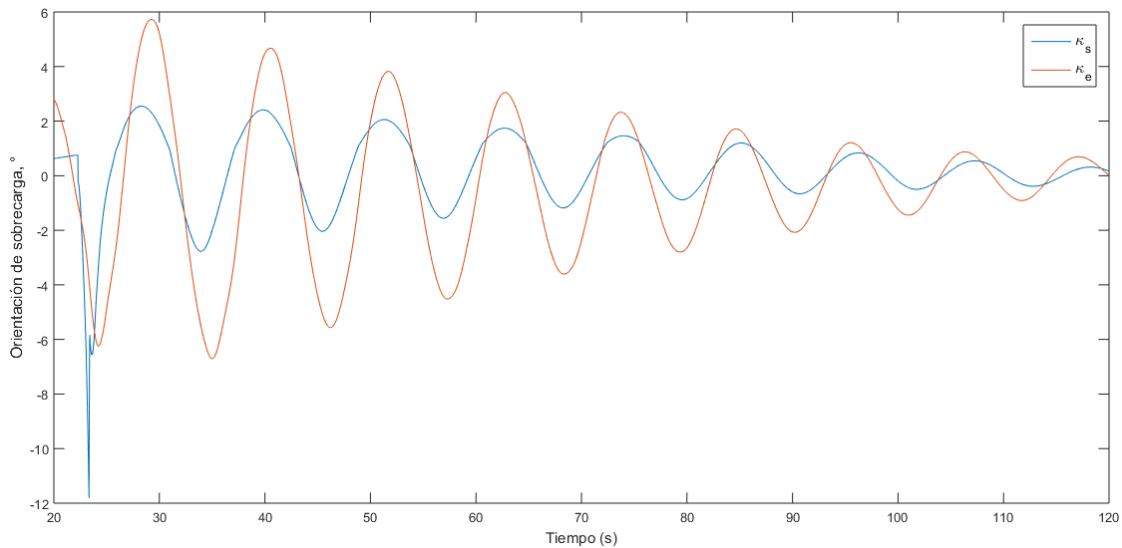


Figura 3.15: Intervalo de comparación de orientación del vector sobrecarga.

En este rango de evaluación se encuentra una correlación de 0.898. Del análisis de residuos se obtiene que la suma de los valores por encima y debajo de la media es casi cero, resultando, además, un error estándar estimado de $\sigma_{kappa} = 1.055$. Además, se realizó un análisis del ajuste de la curva de cada uno de los valores, κ_s y κ_e , a la curva de un oscilador armónico amortiguado, dada la forma de los datos originales de manera individual. Al ajustar las señales de κ_s se determina que la frecuencia angular $\omega_e = 0.089 Hz$, mientras que κ_e tiene una frecuencia natural $\omega_e = 0.088 Hz$. Por lo tanto, la orientación de sobrecarga del simulador se realiza prácticamente con la misma frecuencia que la orientación de sobrecarga que ordenan los algoritmos de simulación. Para los efectos de un simulador de vuelo resulta importante, pues promete introducir de forma correcta los estímulos mecánicos a los usuarios (pilotos).

3.2.4. Evaluación del reflejo ocular

Primeramente, se muestra la comparación con los datos de vuelo relacionados a la velocidad de cabeceo del modelo de vuelo y las mediciones de la velocidad de cabeceo del simulador de vuelo, 3.16, dada la trayectoria de aterrizaje. Las curvas mostradas en la Figura 3.16 corresponden a la velocidad angular medida directamente alrededor del eje Y , del sistema de coordenadas $NX_G Y_G Z_G$ definido en el Capítulo 1, ya que a este sistema está acoplado el sensor inercial. Uno de los parámetros de la trayectoria de aterrizaje que son de interés es la velocidad de cabeceo, pues es uno de los parámetros que mejor se puede interpretar ya que el movimiento de cabeceo va a generar en el piloto la mayor sensación de movimiento, es decir, que su percepción será mayor que los demás movimientos proporcionador por la plataforma. Recordar que, en el aterrizaje, el contacto con la pista se realiza con el tren de aterrizaje. Primeramente, el avión toca el suelo con el tren trasero (llantas traseras), y posteriormente con el tren delantero. Esta maniobra hace que el avión registre un movimiento de “bajar la cabeza”, por esta razón se le conoce como cabeceo, y lo hace de arriba hacia abajo. Este movimiento será la información de entrada para el aparato vestibular del piloto.

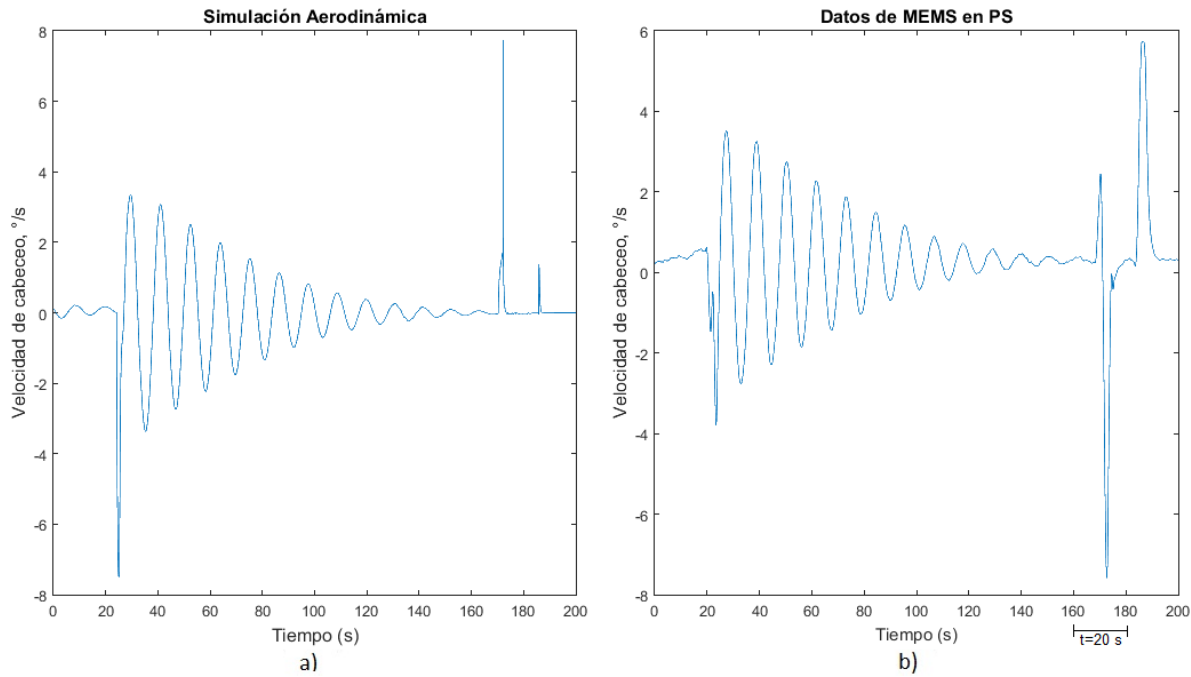


Figura 3.16: Comparación gráfica de la velocidad de cabeceo del simulador de vuelo según los datos de la simulación de vuelo.

En la Figura 3.16a), muestra la velocidad de cabeceo del modelo computacional de vuelo, y en el contacto con la pista $t \approx 170s$ la velocidad alcanza los $8^\circ/s$ en un tiempo muy corto, y la plataforma no la puede reproducir completamente debido a sus limitaciones geométricas. Sin embargo, se observa un segundo impulso, alrededor de $t \approx 185s$, en este momento la plataforma si puede realizar en mejor manera esta parte de la simulación. Este comportamiento no podemos mejorarlo debido a que las restricciones geométricas de la PS son muy estrictas, además no depende enteramente del usuario, sino de los constructores. Similar al caso de orientación de sobrecarga, se estableció el intervalo $0 < t < 200s$, en el cual, la representación cuantitativa para la velocidad angular de cabeceo tiene una buena representación por parte del simulador dinámico. Tomando en cuenta que las restricciones geométricas obligan al simulador realizar un movimiento rápido para compensar el toque con pista dada la simulación de aterrizaje, esto permite considerar la necesidad de aplicar otra tecnología para ayudar al piloto a percibir en mejor manera la simulación dinámica.

Para probar el reflejo ocular, se decidió utilizar la región de simulación que corresponde al toque con pista, y en el simulador se registró el movimiento de los participantes correspondiente a este evento que dura aproximadamente 20 segundos. Para el experimento y registro, se establecieron algunos pasos a seguir por parte de los pilotos y del personal experto en el uso del simulador dinámico:

- Se realizó la calibración de la cámara video ocular siguiendo los protocolos indicados en el manual de usuario: el participante sigue el movimiento lineal aleatorio de un láser, de izquierda a derecha. La calibración se realizó para cada participante, con el objetivo láser ubicado a 1 metro de distancia del sujeto. Automáticamente, el software de la cámara video ocular se ajusta para iniciar los registros.
- Una vez sentado en el asiento del simulador, se indicó al participante mantener su posición corporal lo más estable posible durante la duración del experimento, aun cuando el simulador

estuviera quieto. También se ordenó evitar el movimiento de brazos, piernas y giro de la cabeza durante la simulación.

- Se le solicitó a cada sujeto enfocar la mirada hacia un punto colocado fuera de la cabina. Este punto se mantuvo fijo mientras el simulador generaba movimientos angulares. La ubicación de este objetivo estuvo a 1 m de distancia, aproximadamente, de la cabina. Un esquema sencillo de esta condición se muestra en la Figura 3.17.

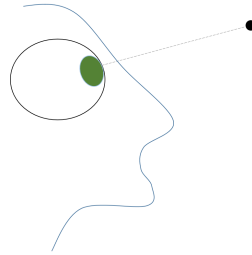


Figura 3.17: Condición de seguimiento del punto de referencia por los participantes.

La CVO detecta el movimiento angular de la pupila del sujeto en las direcciones horizontal y vertical, y mediante la adquisición de datos por parte de los sensores inerciales integrados en las gafas, el movimiento de la cabeza. El resultado esperado en este ejercicio es la presencia de VOR. Esto es porque el movimiento de la cabeza, junto con el cuerpo del participante, van en dirección contraria al movimiento de las pupilas, en el plano vertical, ya que la mirada se mantiene fija en el punto externo a la cabina.

El resultado de esta etapa del esquema de evaluación se presenta en la Figura 3.18, en donde se muestra el la respuesta de los participantes en las pruebas de aterrizaje. En esta figura, llama la atención la presencia de picos inusuales, por ejemplo para el “Piloto 1” se logran ver en color azul alrededor entre $t' \approx 5 s$ y $t' \approx 13 s$, y significa que al ser una lectura de la desviación angular de la pupila en el eje vertical la CVO detecta los parpadeos de los ojos, lo cual le da la explicación a estos picos prominentes mencionados. Mediante el análisis preliminar de los datos adquiridos por la CVO, se concluye la *presencia de VOR vertical del piloto*, (aproximadamente en $14 < t < 18 s$ para todos los experimentos). Esto es, que se tiene este reflejo porque el movimiento de los ojos (Ojo - Vertical) de cada sujeto va en sentido contrario al movimiento de su cabeza (Cabeza - Vertical). El VOR se logra observar en el momento en que el simulador logra del aterrizaje, por ejemplo para el “Piloto 4” se encuentra alrededor de $t = 15 s$. Además, se puede corroborar con lo establecido en las tablas de relaciones de conexión de canales semicirculares con músculos extraoculares, Tabla 1.1.

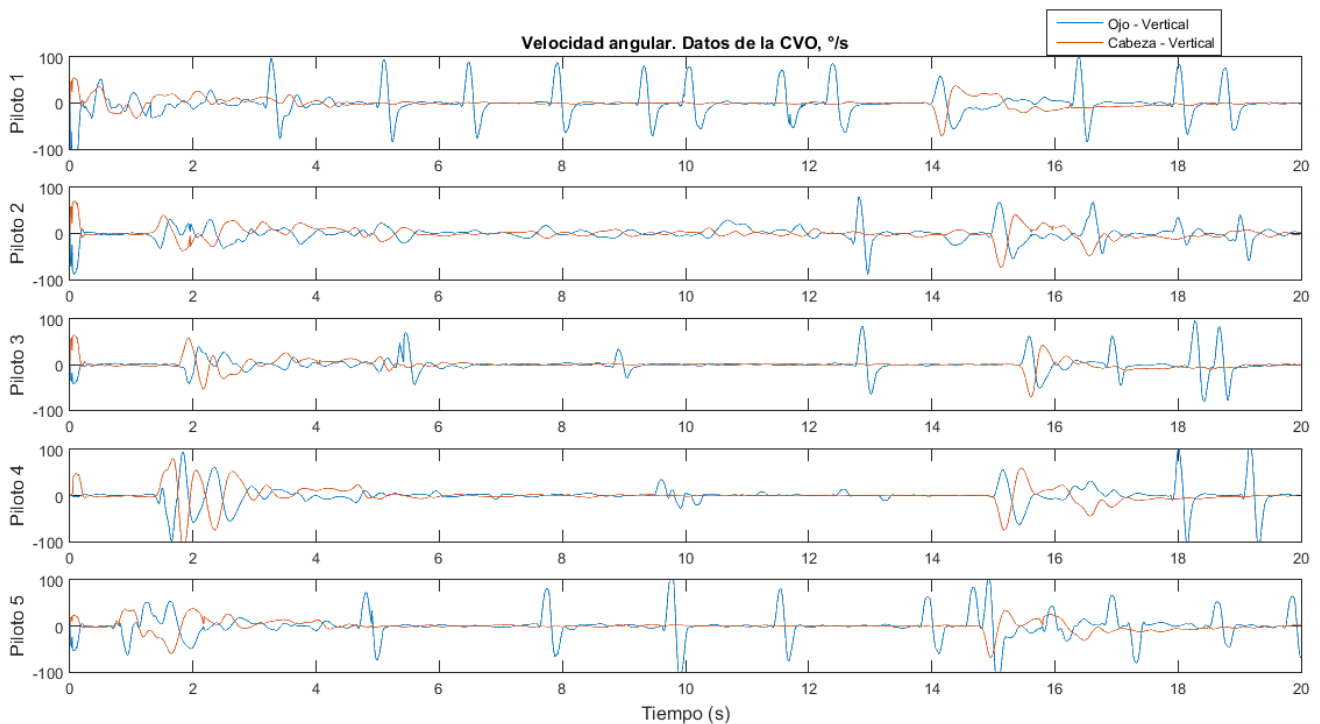


Figura 3.18: Movimiento vertical del ojo derecho del piloto, respecto a un objetivo fijo. Se observa el VOR en el instante del contacto con pista en la simulación de aterrizaje. Se grafica el tiempo de muestra de seguimiento de la pupila correspondiente al toque con pista en la simulación de aterrizaje.

3.3. Evaluación de calidad de simulación para viraje coordinado

El viraje coordinado se presenta cuando, en un vuelo, el piloto gestiona el movimiento de los mandos de vuelo para hacer girar el morro o nariz de una aeronave al rededor de su eje longitudinal. En este evento sucede que existe una descompensación aerodinámica que genera el movimiento del avión hacia la izquierda o derecha, según sea el caso, visto desde el plano frontal. Lo ideal es buscar que la cabina de la aeronave apunte en la dirección de la trayectoria de vuelo, y para esto se requiere un ángulo de deslizamiento prácticamente constante, además, el ángulo de ataque es pequeño y la velocidad verdadera del avión se debe adaptar a este cambio para compensar la aerodinámica del avión, por esta razón, en un viraje coordinado estándar, el vector de sobrecarga coincide con la vertical aparente, por lo que su inclinación en vuelo sugiere ser pequeña. Un viraje estándar, según los expertos en aeronáutica, logra cubrir 360° en 2 minutos. De aquí que su velocidad de viraje estándar sea de $3^\circ/s$. Sin embargo, la inclinación del cuerpo del avión respecto a su eje longitudinal es suficientemente grande para ser percibido por los ocupantes de la aeronave. Existen diferentes situaciones para los cuales se realiza viraje:

- Está establecido en la trayectoria de vuelo. Por ejemplo, que el avión cruce durante su vuelo una zona de montaña o vaya a atravesar alguna trayectoria de vuelo de otro avión, mientras mantiene una altitud constante, realizará un giro a la izquierda y posteriormente, un giro a la derecha. Ambos giros serán coordinados.

- Que el avión represente el segundo intento de aterrizaje dada una situación de emergencia. Se considera el primer intento de aterrizaje como fallido, esto es, cuando no se logra atravesar la ventana de seguridad del aterrizaje, por lo que el piloto requiere incrementar la velocidad de la aeronave y elevar su altitud, luego se realiza una maniobra compuesta por un circuito formado con 4 giros coordinados a una altitud constante, lo que le permitirá nuevamente dirigirse a la pista y ejecutar el aterrizaje normal. En estas situaciones la velocidad de viraje puede ser mayor, requiriendo un ángulo de inclinación también mayor.

En la Figura 3.19 muestra un viraje hacia la derecha, tomando como referencia que la punta de flecha corresponde a la cabina del avión simulado. La razón por la cual se muestra un viraje es que los datos de vuelo fueron generados mediante el uso del modelo aerodinámico del simulador de vuelo de INAOE. Y como en el caso de la trayectoria de aterrizaje, la simulación de viraje coordinado se realizó fuera de línea, esto quiere decir que se generó la trayectoria de vuelo considerando la ubicación espacial del avión a una altitud fija y mediante la programación del piloto automático el viraje fue realizado. Esta trayectoria se repitió dos veces, por lo que se tienen dos giros a la derecha en los experimentos que a continuación se muestran.

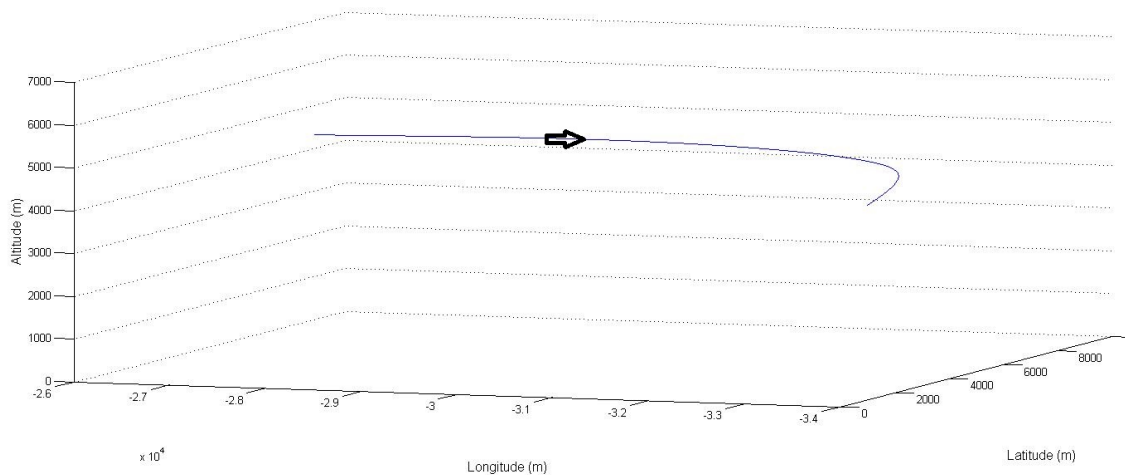


Figura 3.19: Trayectoria de viraje coordinado para el experimento de evaluación. Por facilidad visual de la trayectoria, se muestra solo un giro.

Algunos datos importantes de la simulación aerodinámica, son la variación del ángulo de trayectoria y su velocidad angular. En este ejercicio se realizó el movimiento angular relativo al eje X del avión, conocido como alabeo, en el sistema $CX_KY_KZ_K$. También llamado viraje coordinado, pues en la trayectoria, los ángulos de cabeceo y guiñada se mantienen muy pequeños. Los datos de vuelo utilizados para trazar la trayectoria de viraje, que se muestra en la Figura 3.20, fueron generados por los desarrolladores de un simulador de vuelo que estaba ubicado en INAOE. Esta trayectoria fue programada, es decir, que se indicaron los parámetros de vuelo y como se observa, se solicitó realizar un giro hacia la derecha de 27.4° lo cual está próximo al límite del rango de movimiento del simulador.

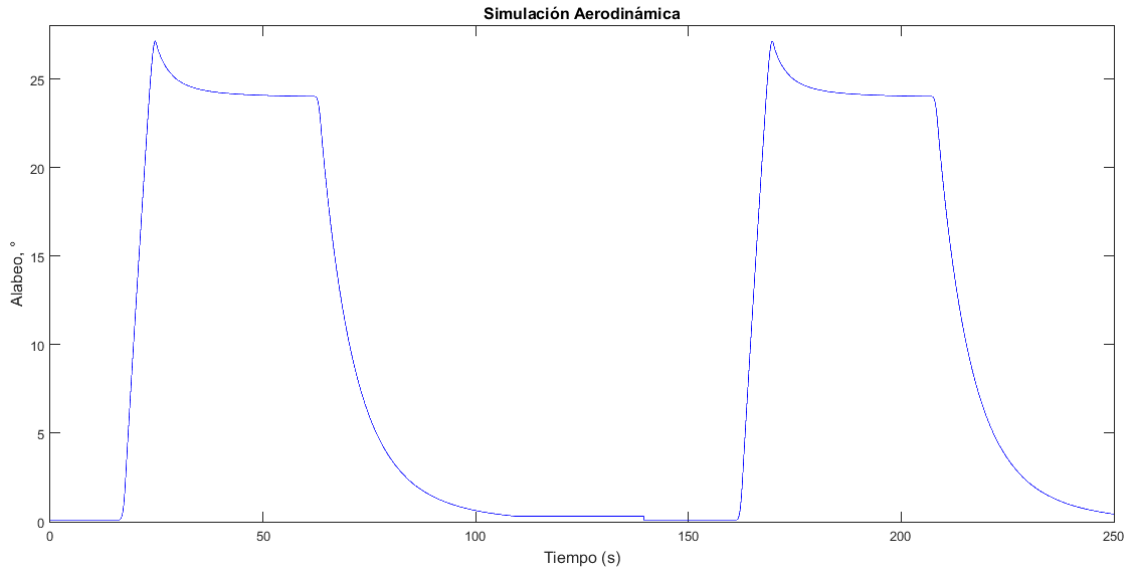


Figura 3.20: Ángulo de alabeo de la trayectoria de vuelo.

El cambio en el giro de alabeo, respecto al tiempo, podemos identificarlo como velocidad de alabeo. La velocidad angular máxima que se alcanza fue de $4.7^\circ/s$, cantidad que es mayor a lo esperado en un viraje estándar ($3^\circ/s$). Por lo tanto se considera este ejercicio como viraje en situación extrema. Es interesante obtener este valor de velocidad para los efectos de estudios posteriores en este trabajo.

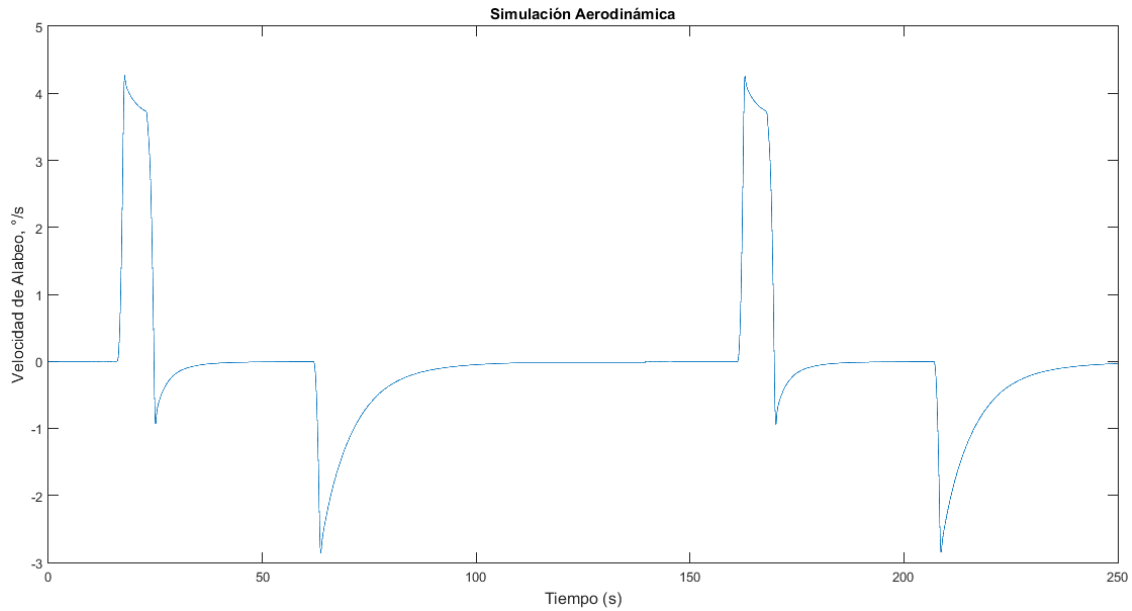


Figura 3.21: Velocidad de alabeo del avión en la trayectoria de vuelo.

Posteriormente, se almacenaron los parámetros de vuelo en una base de datos, mismos que fueron utilizadas por el sistema de movimiento del simulador (algoritmos de simulación secretos), y se indicó a este sistema de movimiento que repitiera la trayectoria para, finalmente, obtener los dos virajes.

3.3.1. Evaluación de sobrecargas

Las componentes del vector sobrecarga de la simulación de de viraje coordinado se muestran en la Figura 3.22, en donde se aprecia que las componentes n_x^p y n_y^p son pequeñas en comparación a n_z^p el cual es válido para las situaciones de vuelo estable y sin perturbaciones adicionales al giro.

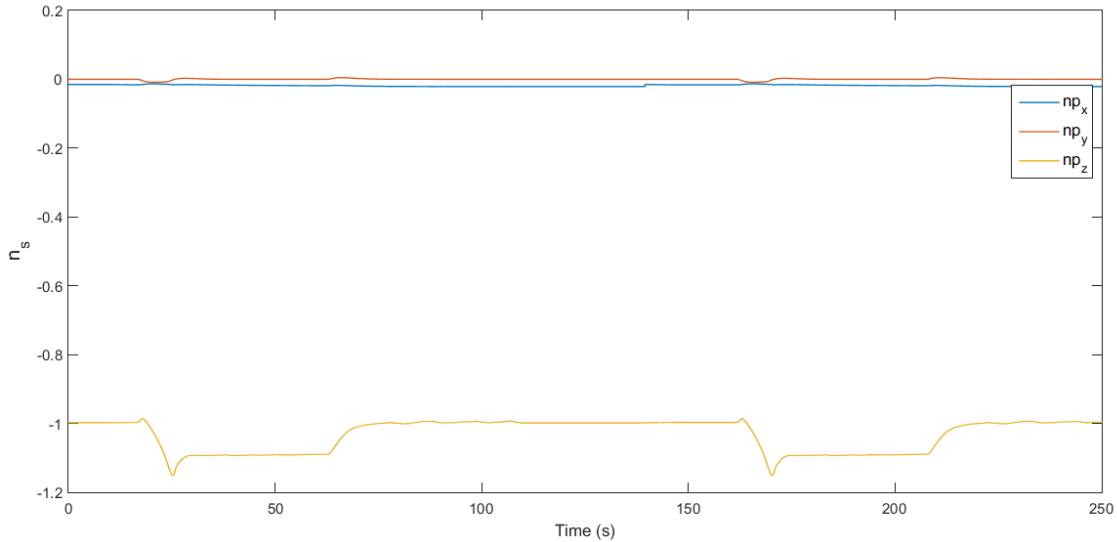


Figura 3.22: Componentes del vector sobrecarga en la simulación de viraje coordinado.

Para obtener el primer resultado de esta sección del Capítulo, vamos a repetir el proceso del esquema de evaluación comparando los valores de sobrecarga de evaluación y de simulación, según el esquema de la Figura 3.2. Entonces, se va a comparar el valor evaluado del vector sobrecarga en la posición del piloto \vec{n}_e^p , contra el valor del vector sobrecarga en la posición del piloto de los datos tabulados obtenidos de Simulación Aerodinámica, \vec{n}_s^p .

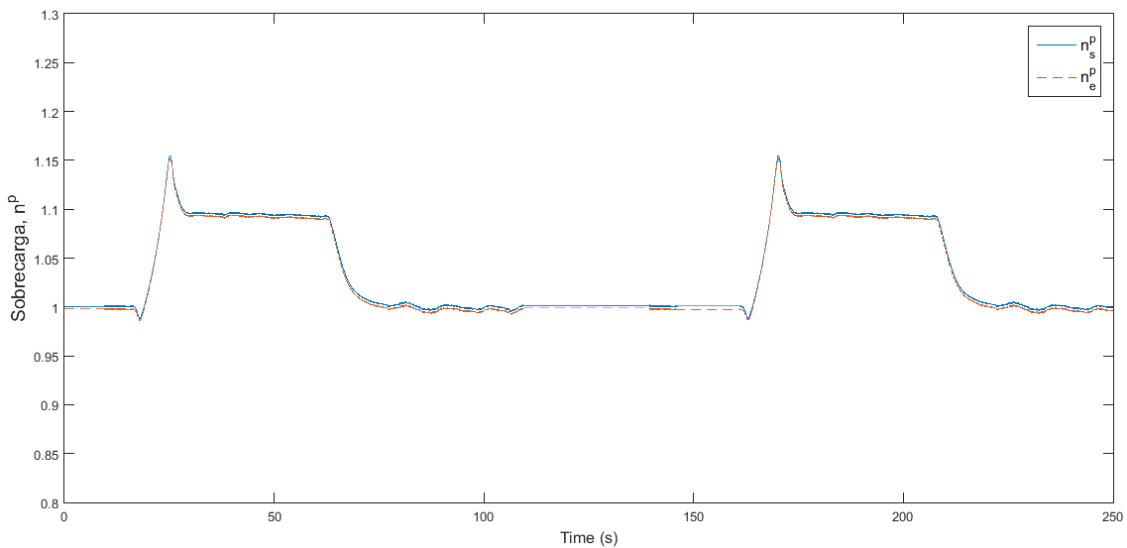


Figura 3.23: Comparación entre valores de sobrecarga de la trayectoria de viraje coordinado.

En la Figura 3.23, se presentan las gráficas para los valores de sobrecargas de evaluación y

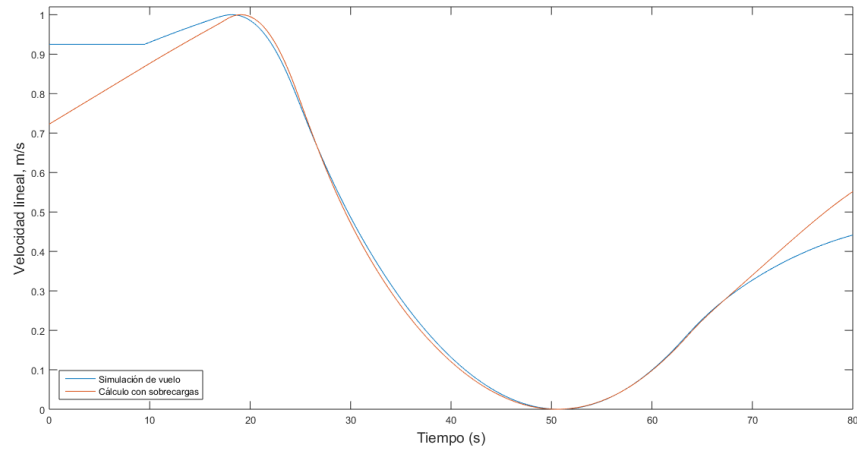
simulación. Prácticamente, el comportamiento es el mismo para estas dos señales. Recordar que la gráfica de \vec{n}_s^p (línea sólida) se toma directamente de los datos de Simulación Aerodinámica, esto es que existe un parámetro tabulado que representa a la magnitud del vector sobrecarga en la posición del piloto. Por su parte, \vec{n}_e^p se calcula con base en la Ec. (2.8). Es de esperarse tal grado de similitud, pues ambos vectores utilizan todos los valores de aceleraciones calculados por el modelo de simulación de vuelo.

3.3.2. Evaluación de ecuaciones de movimiento con valores de sobrecarga

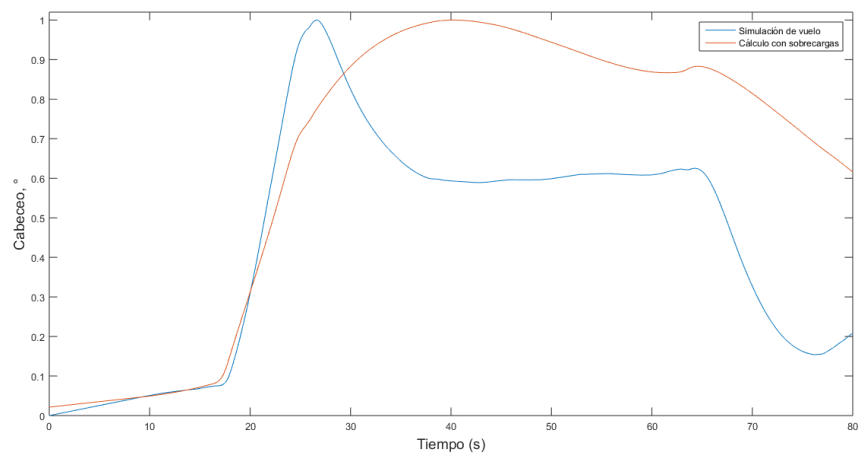
Se utilizarán los datos tabulados obtenidos del modelo aerodinámico en el experimento de una simulación de viraje coordinado, en donde se ha restringido a un intervalo $t = 80 s$ para una mejor visualización los efectos que pudieran resultar de la comparación. De la misma manera que en el ejercicio de aterrizaje, se calculan, mediante integración numérica (regla del trapecio, $\Delta x = 0.02, n = 13201$) los valores para $\dot{V}_e, \dot{\theta}_e, \dot{\phi}_e$ de las Ecs. (3.18)-(3.20), y se grafican contra los valores tabulados del modelo de simulación de vuelo. Nuevamente, las gráficas se normalizaron en un rango de 0 a 1 en el eje vertical de cada figura.

El grado de ajuste entre las variables de velocidad tiene una correlación global muy buena con $r = 0.902$, mientras que el análisis de residuales indica que el cálculo de velocidad con componentes de sobrecarga puede acercarse casi al 100% al cálculo de velocidad propuesto por el modelo de vuelo estándar para aviones, esto se obtiene gracias a que diferencia de la suma de valores absolutos entre los residuos es $\Delta_{residuals} = 0.000707$. Para la variable θ se encuentra que la correlación para el intervalo determinado es de $r = 0.726$ mientras que para el análisis de residuales se tiene $\Delta_{residuals} = 0.000776$, entonces los valores calculados par θ con componentes de sobrecarga pueden acercarse en de manera aceptable con los datos para el valor angular de cabeceo del modelo de vuelo. En el caso del ángulo de alabeo su correlación global en el intervalo elegido es de $r = 0.765$ y $\Delta_{residuals} = 0.0006497$ por lo que esta parte del análisis concluye que la comparación mediante el uso de sobrecargas para este ángulo es aceptable.

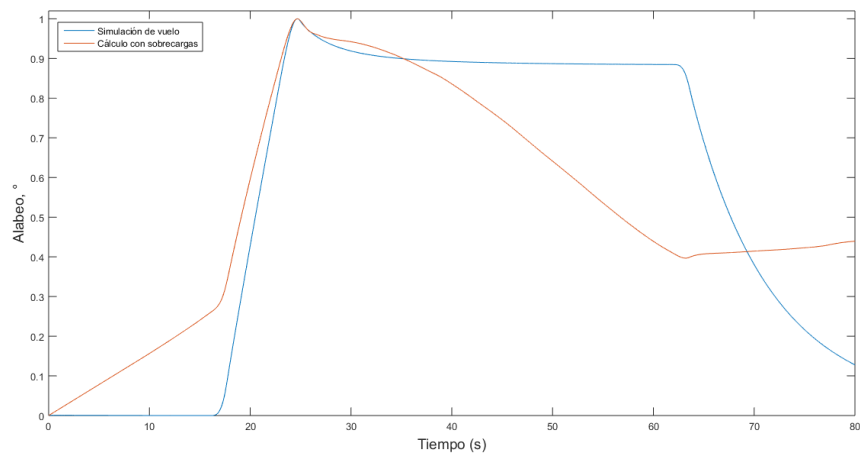
Se puede comentar, que, de alguna manera, se puede representar la dinámica de vuelo mediante el uso de componentes de sobrecarga, aunque se requiere un análisis más extenso para establecer un mejor modelo utilizando estos datos y mostrar otra alternativa para evitar usar coeficientes aerodinámicos de manera directa.



(a) Comparación de velocidad del centro de masas del avión para un viraje.



(b) Comparación del ángulo de cabeceo para un viraje.



(c) Comparación del ángulo de alabeo para un viraje.

Figura 3.24: Gráficas de las integrales numéricas para las ecuaciones con parámetros de sobrecarga.

3.3.3. Evaluación de la orientación del vector sobrecarga

Se tomará el algoritmo de simulación dinámica de la Ec. (2.17) para encontrar la orientación del vector sobrecarga de simulación, es decir, que con los datos del modelo de simulación de

vuelo se calcula χ_s , mientras que la misma ecuación es utilizada para encontrar la inclinación del simulador dinámico en el plano frontal, χ_e , mediante los sensores inerciales instalados en el simulador dinámico.

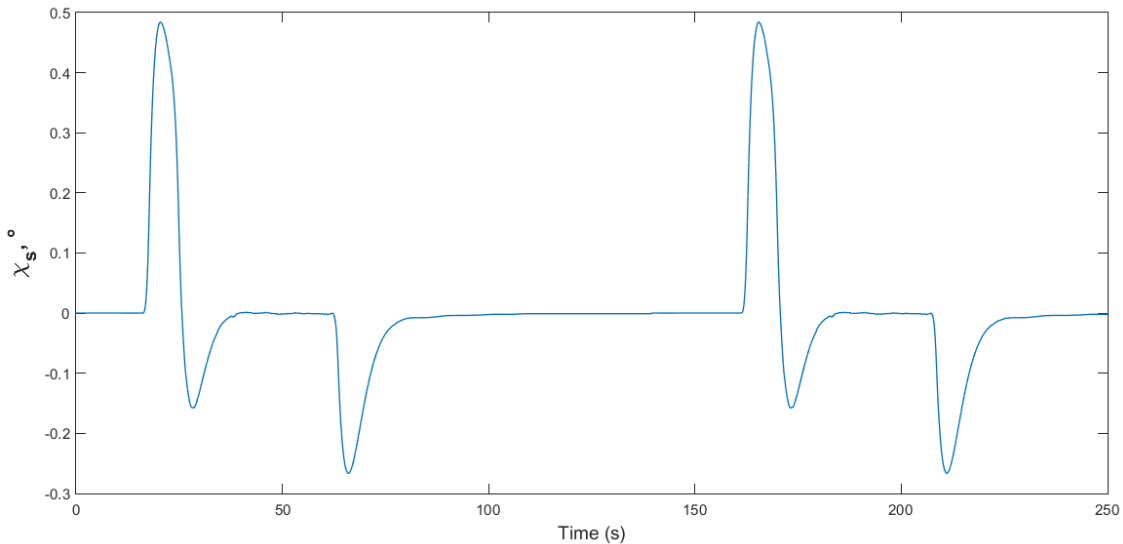


Figura 3.25: Orientación de sobrecarga en el plano frontal correspondiente al alabeo de la trayectoria de vuelo simulado.

Según la Figura 3.25, el intervalo de viraje propuesto, el comportamiento del vector sobrecarga se considera adecuado. Como en el ejercicio anterior, este experimento se ejecutó utilizando el modelo de vuelo para un avión de carga que tiene integrado el modelo de piloto automático desarrollado para un simulador de vuelo, y con esto se permitió ingresar el ángulo de viraje que se quería alcanzar, el cual fue de 25° hacia la derecha. Sin embargo los cambios en la orientación del vector sobrecarga en el plano frontal no representan la magnitud de dicho ángulo de alabeo (Figura 3.20), pues la orientación de sobrecarga depende de la variación de las componentes de este vector. Sin embargo, se pueden observar dos partes interesantes, la primera en el intervalo aproximado $15\text{ s} < t < 40\text{ s}$, se genera debido al primer viraje, en éste $n_y^p < n_z^p$ y de la fórmula de orientación de sobrecarga, Ec. (2.16), χ_s es muy pequeño. Esta situación es válida para un viraje coordinado estable, pues debe estar cercano a 0. Por otro lado, es normal tener rápidos incrementos al iniciar el cambio en el ángulo de orientación, pues se parte de que el avión viene de una trayectoria estacionaria, es decir, luego inicia su giro, y regresa a un estado estable en el ángulo máximo para después realizar otro giro en sentido contrario que lleve a la aeronave a su estado de inicio. La segunda parte de la trayectoria es la repetición del mismo viraje y el comportamiento de la orientación de sobrecarga es el mismo. Una vez realizada esta trayectoria, se monta sobre los algoritmos de simulación del simulador y se tomó lectura del movimiento de la plataforma mediante sensores inerciales ubicados en puntos estratégicos del simulador, dos sensores ubicados en los asientos para los usuarios, en la parte trasera del respaldo, y uno más en la parte inferior de la cabina.

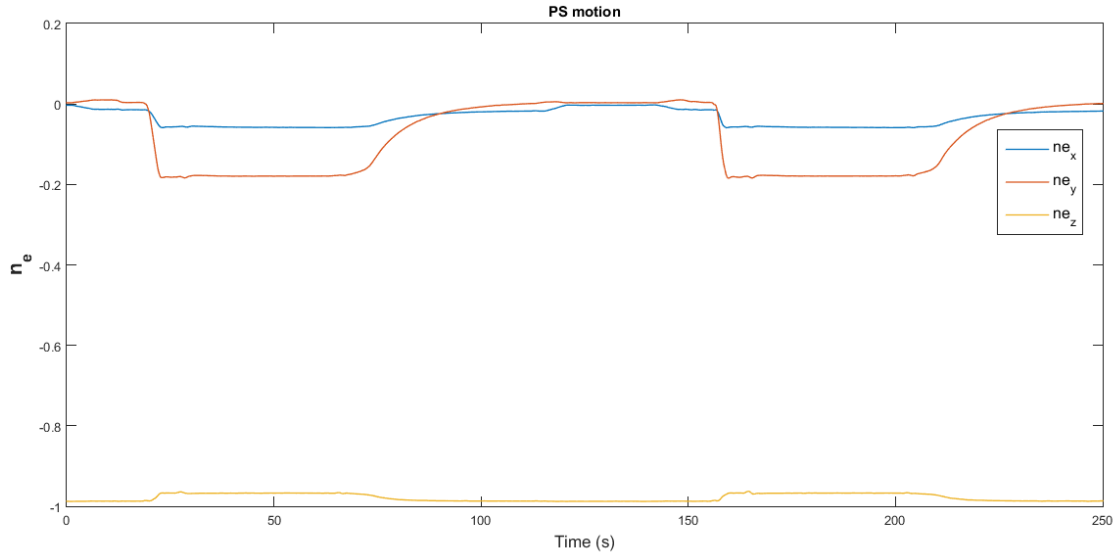


Figura 3.26: Componentes del vector sobrecarga medidos en la posición del piloto en el simulador de vuelo.

Los datos obtenidos por los sensores para las componentes de sobrecarga se promedian y se muestran en la Figura (3.26), en donde se observa el comportamiento de la componente $n_z^p \approx -1$, pero en este caso los cambios de n_y^p son mayores a los de n_z^p en los momentos del viraje, y aplicando la Ec. (2.16), χ_e será mucho más grande que χ_s (Figura 3.25), y en este caso no se cumple la relación (2.17). Entonces, según lo datos de sobrecarga de la simulación de vuelo, al proveer el dato de ángulo de alabeo de $\phi \approx 25^\circ$, lo que intenta imitar el simulador dinámico es precisamente este valor, que representa al movimiento angular del cuerpo del avión. Sin embargo, las restricciones geométricas limitan el movimiento de la plataforma hasta aproximadamente 11° . Por esta razón, no es posible hacer la comparación directa de χ_e contra χ_s , por lo que la comparación se realizará utilizando χ_e (inclinación de la plataforma por alabeo) contra el ángulo de alabeo del modelo físico de vuelo, ϕ_{AS} , tal cual se muestra en la Figura 3.27.

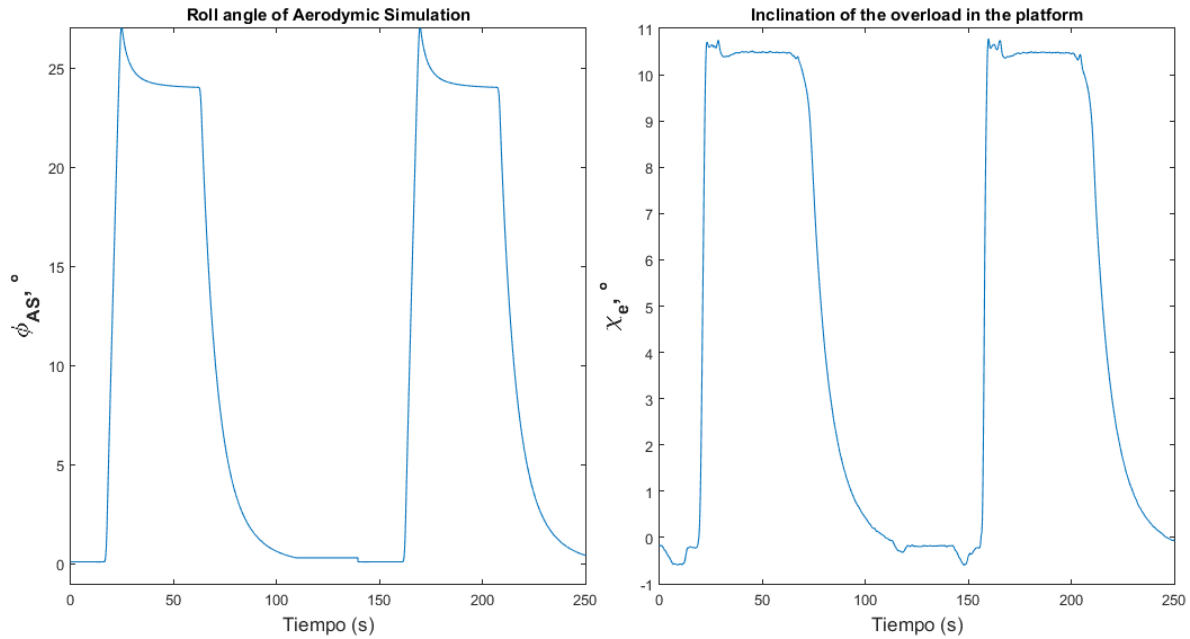


Figura 3.27: Comparación de ángulos de alabeo de los datos de simulación de vuelo y la inclinación del vector sobrecarga del simulador dinámico.

3.3.4. Evaluación del reflejo ocular

En el gráfico de la Figura 3.28 se despliegan los datos obtenidos y procesados de la CVO (línea azul) y de los sensores inerciales MEMS (línea roja) para la trayectoria de viraje. Es necesario mencionar que en la Figura 3.28 se observan desplazamientos angulares, pero están representadas en planos distintos. Mientras que la curva que representa el alabeo de la PS en el plano frontal (YZ), la curva azul indica el movimiento del ojo derecho en su plano vertical, es decir, el movimiento angular hacia arriba y hacia abajo en el sistema de referencia de la CVO. En el primer viraje, $t \approx 20\text{ s}$, el piloto busca seguir el movimiento de alabeo de la PS en una manera apropiada según su percepción (respuesta al movimiento mecánico). El movimiento de la PS no es muy rápido, sin embargo, eso genera en el piloto una sensación de que va a continuar con su movimiento de giro a la derecha, pero se encuentra con que la PS llega a su límite mecánico para luego regresar a la posición inicial (0°). En este caso, la estabilidad de la mirada del piloto se mantiene respecto a la postura adquirida al finalizar el primer viraje. En el segundo viraje, $t \approx 145\text{ s}$, el piloto tomó la información del movimiento mecánico anterior para pronosticar la estabilización de su mirada, misma que se mantiene y es un comportamiento esperado en una persona sana.

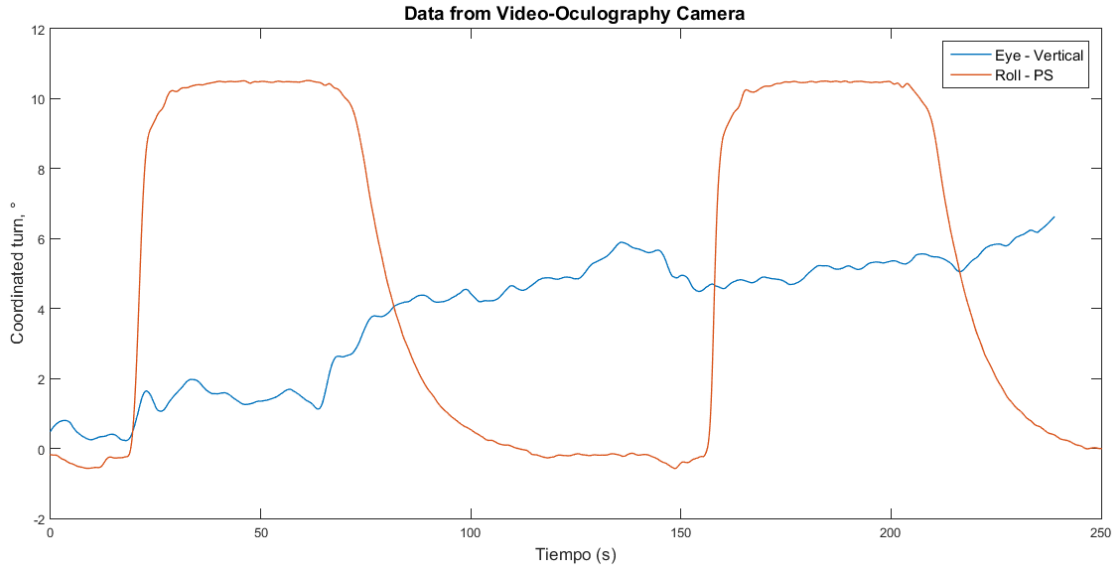


Figura 3.28: Detalle del movimiento vertical del ojo derecho respecto a un objetivo, según la estimulación del movimiento mecánico de la plataforma.

Es decir, utilizando el análisis de las Tablas 1.1 y 3.2, el giro a la derecha activa los canales posterior y anterior del lado derecho, y el ojo derecho se mueve hacia arriba debido a la tensión de su músculo recto superior y gira a la izquierda gracias a su músculo oblicuo superior, mientras que el ojo izquierdo es jalado hacia abajo por la contracción del músculo recto inferior y girado a la derecha por el músculo oblicuo inferior. Sin embargo, se nota que no existe un seguimiento adecuado según el estímulo mecánico de la plataforma, por lo tanto se ha tomado este resultado como motivación para experimentar y aplicar una nueva tecnología de simulación que ayude y se complemente con los simuladores dinámicos para las situaciones de simulación como la presente. La aplicación y discusión sobre esta tecnología se abordará en el siguiente capítulo.

3.4. Evaluación de calidad de simulación para modelos de vehículos no aéreos.

El esquema de evaluación de calidad de algoritmos de simulación dinámica puede ser aplicado para diferentes modelos que representen el movimiento de vehículos que se muevan en una superficie plana o con relieves.

Se utilizó el modelo de Dubin modificado para el movimiento de la plataforma definido en [34], en donde se indica que el movimiento de la plataforma está restringido al movimiento por los ángulos de cabeceo y alabeo, y movimiento lineal vertical (no se generan movimientos angulares por guiñada). Se introducen dos sistemas de coordenadas, en donde $O\xi\eta\zeta$ es el sistema de coordenadas inmóvil, y C_{xyz} es el sistema adjunto al vehículo, en donde, C_x es el eje dirigido hacia la derecha, C_y el eje dirigido hacia delante y C_z el eje que completa la triada, dirigido hacia arriba. El punto C sería el que representa el centro de masas del vehículo. \vec{l} denota un vector representado en el sistema de referencias que no se mueve, y \vec{l}_C denota al mismo vector pero en el sistema de coordenadas relacionado al vehículo, y la relación entre ellos está dada por $R\vec{l} = \vec{l}_C$, donde R es una matriz de orientación que representa a la orientación del vehículo respecto del sistema de referencia inmóvil.

En este modelo, la orientación del vehículo es especificada por los ángulos β (ángulo de cabeceo) y γ (ángulo de alabeo), y la matriz de orientación queda como:

$$R = \begin{pmatrix} \cos\gamma & \sin\beta \cdot \sin\gamma & -\cos\beta \cdot \sin\gamma \\ 0 & \cos\beta & \sin\beta \\ \sin\gamma & -\sin\beta \cdot \cos\gamma & \cos\beta \cdot \cos\gamma \end{pmatrix} \quad (3.23)$$

Se considera la velocidad lineal como constante, V . Y las ecuaciones de movimiento se describen como

$$\begin{aligned} \dot{\xi}_C &= 0 \\ \dot{\eta}_C &= V \cos\beta \\ \dot{\zeta}_C &= V \sin\beta . \\ \ddot{\beta} &= v_\beta \\ \ddot{\gamma} &= v_\gamma \end{aligned} \quad (3.24)$$

En donde v_β, v_γ son parámetros de control. Ahora, se genera una trayectoria para los parámetros de control del vehículo. Se designa un valor para V , y se construyen el movimiento del vehículo como

$$\begin{aligned} \ddot{\beta} &= A_\beta \sin(\omega_\beta t) \\ \ddot{\gamma} &= A_\gamma \sin(\omega_\gamma t) , \end{aligned} \quad (3.25)$$

con $\beta(0) = \gamma(0) = \dot{\beta}(0) = \dot{\gamma}(0) = 0$, y siendo $\omega_\gamma > \omega_\beta$. Estos controles determinan el comportamiento del vehículo. Una integración de estas ecuaciones resultan en las velocidades angulares del vehículo, tal como se describe en [34]. Se utiliza este modelo para generar una trayectoria de simulación de movimiento de vehículo que se desplaza de un punto A a un punto B dentro de un ambiente de simulación que corresponde a un terreno no plano y con protuberancias. El movimiento del vehículo en este ambiente de simulación tiene en cuenta la generación de movimientos angulares hacia la derecha e izquierda, y hacia arriba y hacia abajo.

Los experimentos de comparación se llevaron a cabo en las instalaciones del Laboratorio MOIDS de la MSU (ver Figura 3.29), que cuenta con una plataforma de movimiento de 3 grados de libertad para representar el movimiento del modelo cinemático del vehículo. El objetivo de este experimento es comparar las velocidades angulares y orientación del vector sobrecarga generados por el modelo y su representación por el simulador dinámico, mediante los algoritmos de simulación dados por las Ecs. (2.11) y (2.16). Esta evaluación se basa en el análisis del comportamiento de la orientación del vector sobrecarga del modelo de un vehículo contra los datos obtenidos por sensores MEMS en la plataforma de movimiento, según la entrada de información del modelo.



Figura 3.29: Instalaciones técnicas de la plataforma de 3 grados de libertad para los experimentos.

Se realizaron 5 experimentos de este tipo en donde el vehículo recorre una trayectoria aleatoria por el mismo terreno, la cual no es exactamente la misma. Como muestra de este estudio, se grafican los datos del modelo y del movimiento de la plataforma en la Figura 3.30 para una de estas trayectorias, en donde se elige una simulación para un tiempo aproximado de 20 segundos. La diferencia entre estos dos valores se representa mediante $\Delta\kappa$, en donde su valor máximo es $\Delta\kappa_{max} = 2.6^\circ$. La plataforma puede imitar el movimiento en este intervalo una similitud del 97.9% respecto al modelo. Se muestran una correcta imitación de la orientación de sobrecarga en este plano.

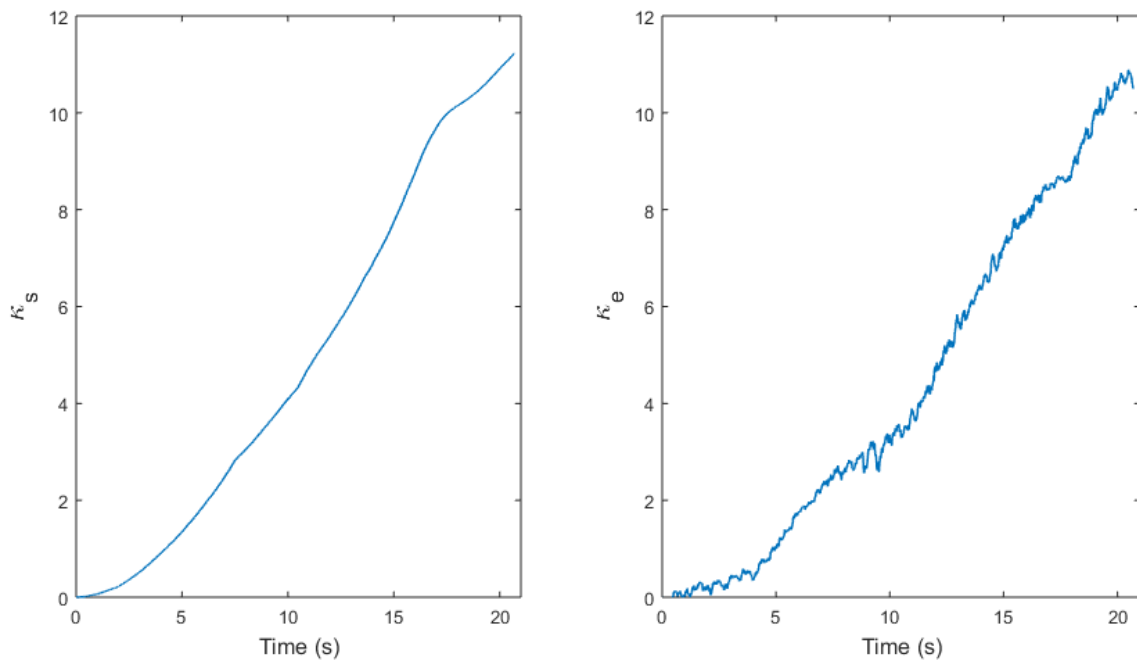


Figura 3.30: Orientación de sobrecarga en el plano vertical.

Por otro lado, la imitación de la plataforma de de la orientación del vector sobrecarga en el plano frontal, está representada en 90.9 %, y tenemos el valor máximo de la diferencia entre χ_s y χ_e de $\Delta\chi_{max} = 4.2^\circ$, por lo que puede considerarse como un resultado positivo.

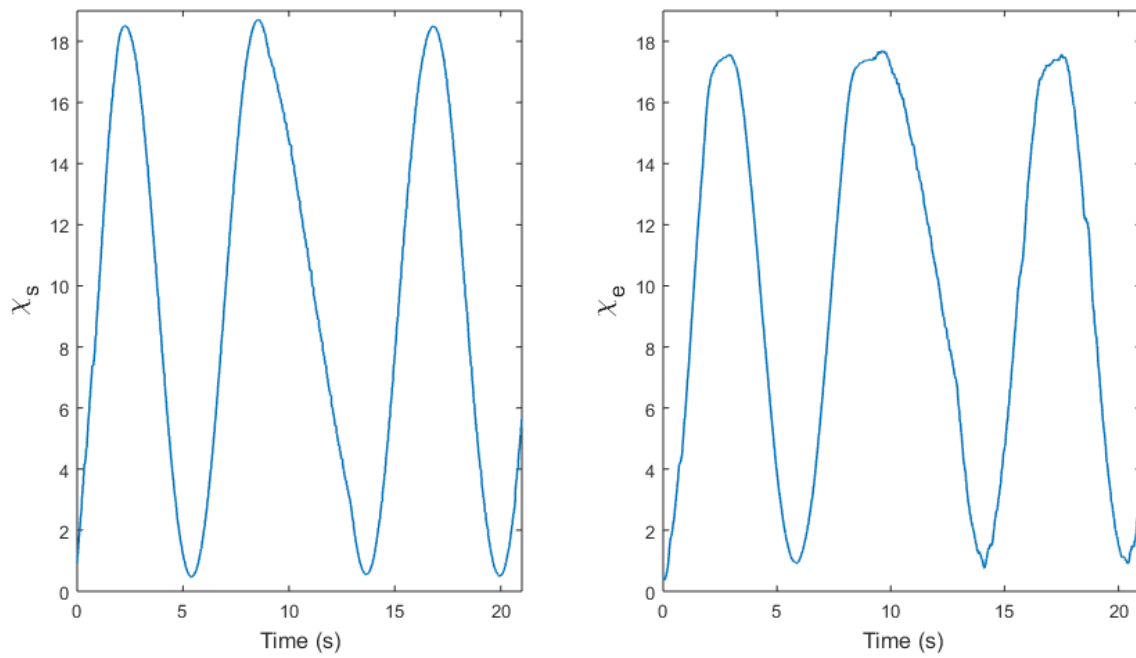


Figura 3.31: Orientación del vehículo en el plano vertical.

Capítulo 4

Aplicación de tecnologías de Estimulación Galvánica Vestibular (EGV)

La estimulación galvánica tiene diversas aplicaciones, desde rehabilitación y terapias para la recuperación de los músculos del cuerpo, hasta el estudio de los efectos en la zona exterior del aparato vestibular. Algunos de los casos más investigados de la aplicación de EGV es la función del balance y estabilidad de una persona [36, 27, 37], en donde la aplicación de corriente galvánica a diferentes frecuencias e intensidades modifica la posición del cuerpo respecto a la vertical, asimismo, se han probado diversas configuraciones de conexión de electrodos alrededor del área auricular y otros puntos sobre la cabeza para inyectar la corriente y medir sus efectos [10], entre otras investigaciones relacionadas; sin embargo se ha estudiado en menor medida el uso de tecnologías EGV para aplicaciones complementarias como el entrenamiento de pilotos o en combinación con otras tareas que involucren la activación del sistema vestibular de una persona.

La estimulación galvánica se realiza mediante aparatos electrónicos, graduados y certificados, que tienen como objetivo producir corrientes de baja intensidad y de diversos tipos como corriente sinusoidal, ruido blanco gaussiano, o por escalón (step), con diferentes duraciones según la configuración del experimento. A esto se le llama tecnologías EGV, pues requiere de diseños de circuitos eléctricos muy especializados que cumplan características técnicas estrictas. Como método de estimulación no invasivo, se pretende utilizar EGV en combinación con los movimientos angulares de simulador dinámico, y estudiar los efectos que se generan mientras el piloto realiza algunas tareas. En su entrenamiento, una actividad realizada por el piloto es mantener estable su mirada respecto a un objetivo puntual frente él. Cuando el piloto, o el participante que esté usando el simulador, reciba la estimulación mecánica, los canales semicirculares se activan y envían señales de excitación o inhibición a los músculos extraoculares de los ojos (ver Tabla 1.1) y se obtiene una compensación por parte de estos músculos. Esta compensación forma parte del reflejo vestíbulo ocular, descrito en el Capítulo 1. El uso de EGV también afectará a los canales semicirculares y, por consiguiente, se espera tener el movimiento involuntario de los ojos a través de la contracción y el relajamiento de los músculos extraoculares. La propuesta que se presenta en este capítulo es, entonces, que se van a combinar las dos formas de estimulación de los canales semicirculares, mecánica y galvánica, para pilotos que utilizan simuladores de vuelo.

4.1. Estimulación galvánica del sistema vestibular

La EGV consiste en la aplicación unidireccional de una corriente de baja intensidad y con un tiempo corto de aplicación a través de electrodos de uso médico en la región de la apófisis mastoides, alrededor de la zona auricular. Dependiendo del experimento y los efectos que se desee investigar, las aplicaciones y configuración de la EGV suelen variar. Por ejemplo, el uso de este tipo de tecnología se describen en trabajos de investigación donde la aplicación de EGV sugiere la sensación de rotación lance del cuerpo respecto a la vertical [24, 10], otros que sugieren la mejora del la función de balance del cuerpo [37], hasta aplicaciones para su posible uso en el entrenamiento de astronautas [36, 20] y, recientemente, en juegos de realidad virtual [9]. Asimismo, existen trabajos mexicanos en los que se destacan la patente relacionada con el trabajo de una prótesis vestibular con aportación de investigadores del Instituto de Fisiología y la Facultad de Ciencias Físico Matemáticas de la BUAP [4].

Tomando en cuenta que la estimulación eléctrica puede ser equivalente a la estimulación mecánica y, según la Tabla 1.1 aplicada al movimiento de alabeo a la derecha, el CSC que se activa es el anterior derecho. Se probará el efecto de la EGV aplicada a ese lado en el piloto, en donde supone que dicho canal tendrá una afectación diferente comparado con únicamente la estimulación mecánica. Entonces, como se ejemplifica en la Figura 4.1, el proceso de estimulación eléctrica permitirá generar sensaciones virtuales en el piloto tratando de sustituir, complementar o inhibir los efectos de la estimulación mecánica.

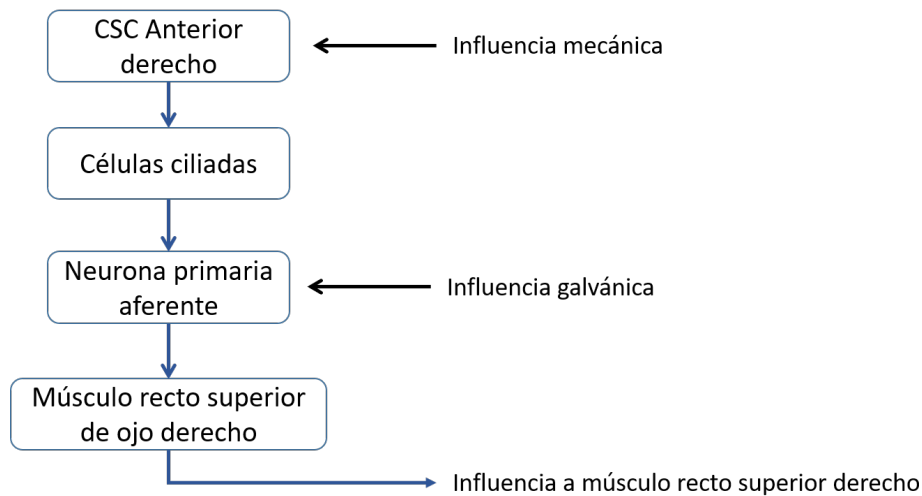


Figura 4.1: Esquema de combinación de estimulación galvánica y mecánica a un un canal semicircular, y la activación de su respectivo músculo extraocular.

Se espera que los efectos de la EGV se vean reflejados en movimientos involuntarios de los ojos, por esta razón se presentarán experimentos para estudiar el comportamiento en los participantes, según la combinación de EGV y un simulador dinámico, y se analizarán dos posibles eventos, el primero si es posible ayudar a disminuir la desviación del ojo respecto a una línea de mirada, y por otro lado, determinar si con el uso de EGV es posible simular algunos efectos de estimulación mecánica. En las siguientes secciones del presente capítulo se revisarán los experimentos y sus resultados.

4.2. Relaciones de conexión entre CSC verticales y músculos extraoculares

Dada la activación vestibular, los CSC se conectan con los músculos extraoculares, que a su vez generan el movimiento de los globos oculares en el plano horizontal, vertical y de torsión alrededor del eje longitudinal del ojo. Existen entonces relaciones de excitación e inhibición entre los músculos oculares y los CSC, y como se menciona en [11], se determina por el plano de movimiento (estimulación mecánica) de la cabeza de una persona. Entonces, ya que una persona experimenta movimientos en el plano frontal, la activación de los músculos extraoculares será debido a los canales posterior y anterior, con lo cual se moverán los músculos recto superior y recto inferior, que ocasionan los desplazamientos del ojo hacia arriba y hacia abajo.

La influencia mecánica generada por un movimiento angular hace que se activen y desactiven los canales semicirculares del sistema vestibular del participante. Para el caso del viraje coordinado, el movimiento de alabeo hacia la derecha activa el canal semicircular posterior derecho, mismo que envía una señal de tensión al músculo recto superior que hace que el ojo derecho gire hacia arriba alrededor del plano horizontal; asimismo se activa el canal semicircular posterior derecho, el cual ayuda a la tensión del músculo oblicuo superior derecho que provoca un pequeño giro del ojo hacia la izquierda alrededor del eje de visión. La razón por la cual se hace referencia del ojo derecho es por dos razones, la primera porque el giro de alabeo del simulador es a la derecha, y la segunda porque la CVO solamente puede dar seguimiento a la pupila derecha. Esto también sirvió de justificación para la aplicación de corriente galvánica del lado derecho. Por otro lado, el canal posterior derecho activa el músculo recto inferior del ojo izquierdo, mientras que la desactivación de este mismo canal hace que el músculo recto inferior derecho se relaje. El movimiento mecánico de la plataforma, a la derecha, indicado en la Figura 4.3 con la flecha etiquetada $\dot{\omega}_x$, activará los canales del lado derecho e inhibirá los del lado izquierdo, siguiendo la lógica de la Tabla 1.1.

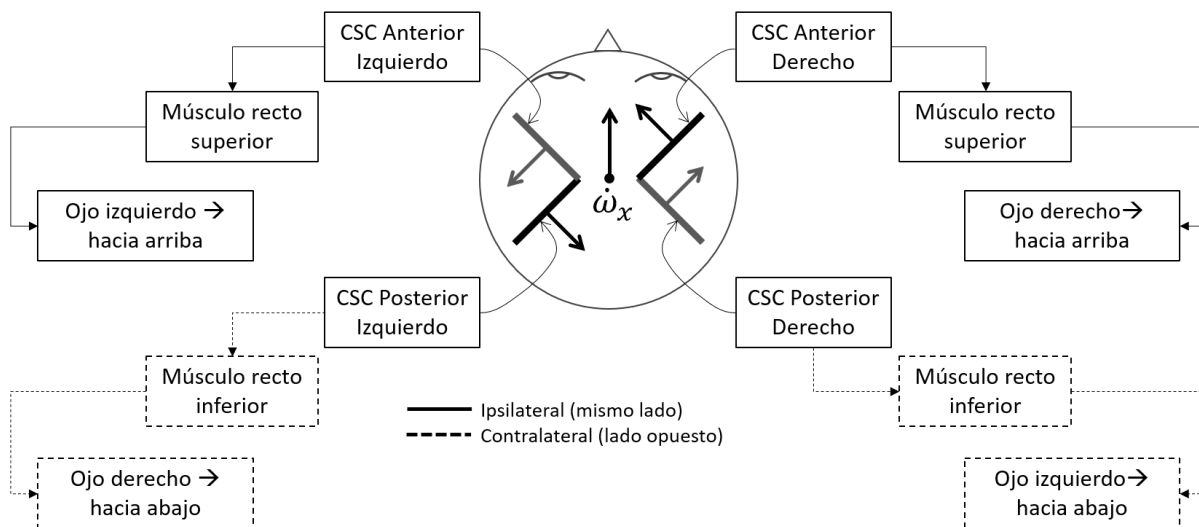


Figura 4.2: Esquema anatómico de los CSC verticales y su conexión de activación a los músculos extraoculares.

El resultado de la Figura 4.2 se ha realizado mediante el análisis, con base en la 2da ley de Ewald, de cómo sucede la activación y desactivación de los canales semicirculares verticales, posterior y anterior, dada una estimulación de movimiento angular. Como los canales funcionan

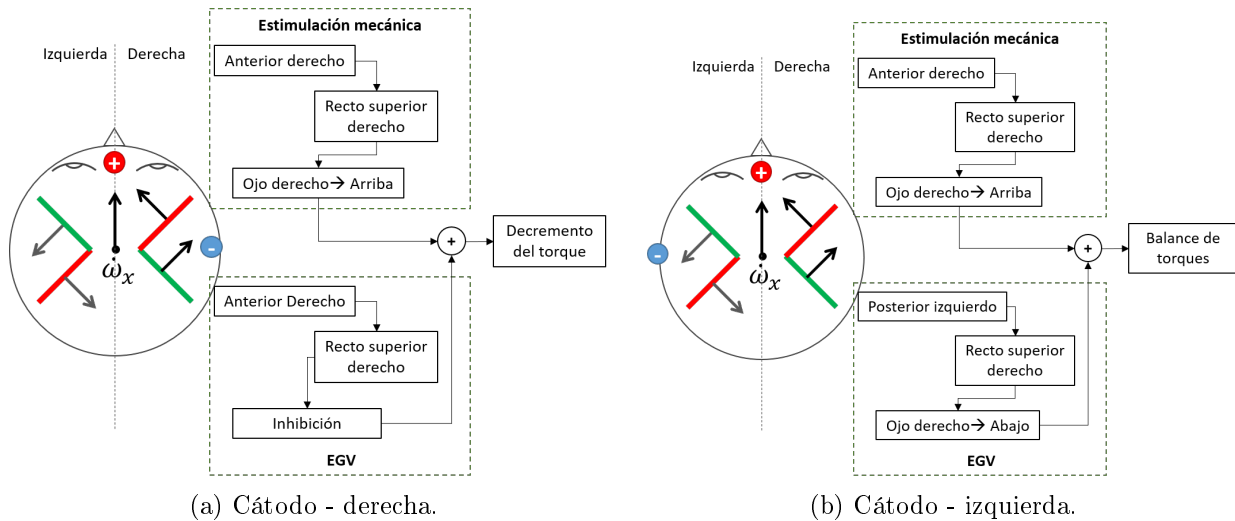


Figura 4.3: Propuestas de combinación de estimulación mecánica y EGV. La estimulación inducida por el movimiento mecánico de la plataforma activará el CSC anterior derecho, mientras que la EGV en **a)** inhibirá la señal del CSC anterior derecho, y en **b)** activará el CSC posterior izquierdo.

en par, mientras un canal se activa, su canal opuesto se desactiva. Por esta razón, los CSC se pueden activar mediante fuerzas inerciales, es decir, el movimiento de la plataforma, y/o mediante estimulación eléctrica, es decir, usando tecnologías EGV. Mediante estimulación eléctrica, se ha experimentado que, dependiendo la conexión de los electrodos y la cantidad de corriente aplicada, existe una activación de los CSC. Por lo tanto, el esquema de la Figura 4.2 también es válido para la estimulación galvánica.

Dado que ambas maneras de estimulación pueden provocar efectos similares, se puede afirmar, teóricamente, que estas dos tecnologías se pueden utilizar al mismo tiempo cuando se usen en simuladores de vuelo. Se utilizarán en simuladores de vuelo ya que, actualmente, su uso en aeronaves y durante un vuelo real, es riesgoso.

4.3. Experimentos de combinación de estimulación mecánica y tecnologías EGV

La estimulación mecánica se dará por un giro a la derecha, imitando a la simulación de viraje coordinado de un vuelo real. Dado el análisis presentado en la Figura 4.2, se activarán los canales verticales del lado derecho. En el intervalo de inicio de estimulación mecánica se aplicará la EGV. El reflejo que se espera en este proceso es, que debido a la estimulación mecánica originada por un giro a la derecha, el músculo recto superior derecho hará que el ojo se mueva hacia arriba. Luego, después de aplicar la EGV en el lado derecho (Figura 4.3 a) se espera que se cancele el movimiento de los ojos al reducir el torque generado por el movimiento de los músculos extraoculares. Por eso podemos suponer que, para la aplicación de EGV del lado derecho, la desviación de la mirada va a disminuir si la comparamos con el registro sin EGV. Esta se considera como una hipótesis de experimentación.

Para un segundo conjunto de experimentos, se utilizará el mismo proceso de estimulación mecánica, los efectos de ésta sobre los CSC serán los mismos que en el ejercicio anterior, pero se propone cambiar el cátodo al lado izquierdo del participante, Figura 4.3 b). Para este caso,

como una segunda hipótesis, se supone que la aplicación de EGV activará el músculo recto inferior derecho, y va a contrarrestar el movimiento del músculo superior derecho, por lo tanto, provocará que el ojo tenga un balance de torques y se moverá hacia arriba, por la estimulación mecánica, y hacia abajo inmediatamente al aplicar EGV.

Para probar las propuestas de la Figura 4.3, se solicitó la presencia de participantes jóvenes para realizar los experimentos de viraje, quienes se sentaron en el asiento del piloto de un simulador dinámico que utiliza una plataforma de movimiento. Los experimentos fueron realizados en dos instalaciones diferentes, primero, en México (2017-2018), utilizando el simulador de vuelo de 6 grados de libertad de INAOE, y posteriormente utilizando un simulador de 3 grados de libertad dentro de las instalaciones de laboratorio MOIDS (Rusia 2018). La realización de los experimentos estuvo basado en el siguiente protocolo:

- Se solicitó a los participantes mantener su posición corporal lo más estable posible durante el experimento, aun cuando el simulador estuviera quieto. Se ordenó evitar el movimiento voluntario de brazos, piernas y giro de la cabeza durante la simulación.
- Se solicitó al participante enfocar la mirada en un punto frente a él. Este punto se mantuvo fijo respecto al participante mientras el simulador generaba movimientos angulares, es decir, la ubicación de este punto se movía a la par del sujeto y del simulador. La ubicación de este objetivo estuvo a 0.7 m de distancia, aproximadamente, de la posición del piloto. Un boceto del experimento se muestra en la Figura 4.4.
- Se ejecutó el movimiento angular del simulador dinámico hacia la derecha, en el plano frontal (alabeo). Se alcanzaron los siguientes valores aproximados durante el movimiento: ángulo de alabeo de 11° , velocidad angular de $4.5^\circ/s$ y aceleración angular de $2.4^\circ/s^2$.
- Las mediciones de los movimientos angulares de la cabeza y los ojos del piloto fueron registradas con la cámara video-ocular (CVO) ICS Impulse, ver Figura 3.7. En el caso de los movimiento oculares, el sistema de referencia está ubicado dentro de la CVO, por lo que en todo momento, se miden las desviaciones horizontales y verticales del ojo derecho, independientemente de la orientación de la cabeza del piloto.
- Se aplicó una corriente de aproximadamente 2 mA bajo la conexión de electrodos unilateral monopolar, con el cátodo detrás de la oreja y ánodo en la frente (EGV lateral-frontal). La colocación de los electrodos sobre la piel del piloto se realizó antes de generar los movimientos de la plataforma, implementando un esquema de pruebas fisiológicas de resistencia a la corriente para cada uno de los pilotos, quienes no presentaron molestias a la aplicación de esta. La aplicación duró 8 segundos justo al iniciar el movimiento angular de alabeo de la plataforma. La sincronización entre el movimiento de la plataforma y la aplicación de la corriente fue manual, buscando la mejor coincidencia con el inicio del giro. La configuración de conexión de los electrodos se muestra en la Figura 4.3.
- Para cada participante, se tiene un experimento de control, en el que no se aplica EGV, y dos experimentos con EGV, uno con el cátodo en la parte derecha y otro en la parte izquierda, de forma independiente. Los participantes no fueron informados del momento de la aplicación de EGV para evitar sugestión, además, cada experimento se desarrolló en oscuridad casi total para evitar estimulaciones visuales adicionales.

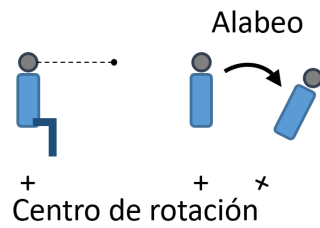
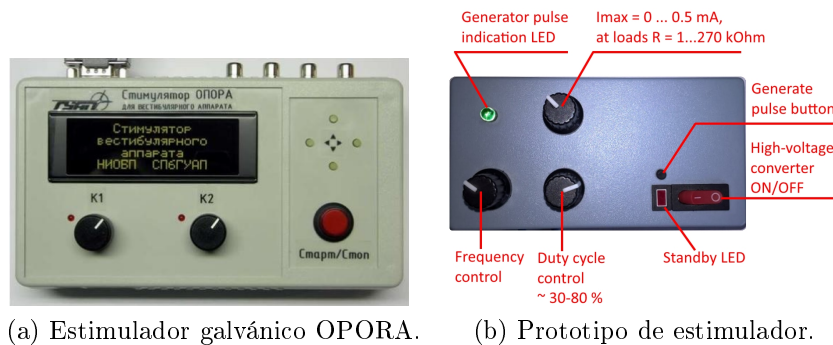


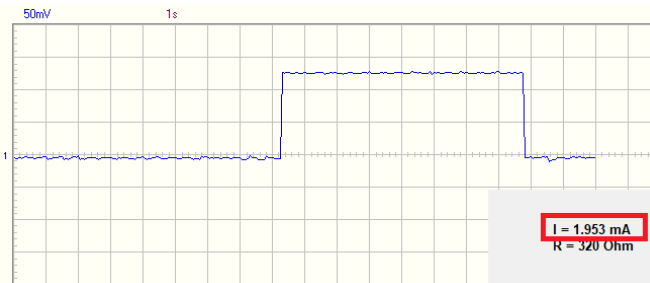
Figura 4.4: Boceto del movimiento angular a la derecha para el participante.

4.3.1. Instrumentos y procesamiento de datos

La estimulación se realizó mediante un aparato de inyección de corriente directa, o tecnologías EGV, que permite configurar la estimulación por intensidad, forma y duración de la corriente. La configuración elegida fue un pulso en forma de escalón, de 2 mA de intensidad y con duración de 8 segundos, tal como se ve en 4.5c. Se utilizaron dos diferentes tecnologías (Figura 4.5), siendo el estimulador “OPORA” el elegido para los experimentos. El estimulador de la Figura 4.5a tiene la función de programar el tiempo de estimulación, permitiendo garantizar la duración de aplicación de corriente en los experimentos. El estimulador de la Figura 4.5b es un prototipo funcional, desarrollado en México por el Dr. Anatolii Konovalenko, su construcción es de bajo costo y fue utilizado para realizar pruebas de habituación en los participantes. La prueba de habituación consistió en aplicar corrientes de 2 mA a los individuos con el fin de que se habituaran a la estimulación, y conocer si existía alguna molestia en el participante.



(a) Estimulador galvánico OPORA. (b) Prototipo de estimulador.



(c) Perfil de estimulación galvánica.

Figura 4.5: Dispositivos de aplicación de EGV.

Para conocer la influencia de la estimulación, tanto galvánica como mecánica, se tomaron los datos tabulados obtenidos por la cámara de registro ocular. El objetivo es calcular la distancia que “recorre” la pupila del ojo cuando es estimulada. En este experimento, el interés se centra



Figura 4.6: Preparación de los experimentos en las instalaciones técnicas del laboratorio MOIDS. Los participantes utilizaron la plataforma mientras se registraban sus respuestas fisiológicas mediante las gafas ICS Impulse y el uso del dispositivo para aplicar EGV.

en conocer el camino recorrido por la pupila en el eje vertical, debido al análisis mostrado en el esquema anatómico de la Figura 4.2. El cálculo para determinar este valor es el siguiente

$$CR = \sum (|VR(t+1) - VR(t)|). \quad (4.1)$$

En donde VR es el desplazamiento de la pupila sobre el eje vertical de la cámara en el tiempo t , el cual se resta el dato inmediato posterior. Luego, se va sumando el valor absoluto de la diferencia de cada punto para encontrar el camino recorrido en ese eje. En los experimentos se debe registrar 3 diferentes respuestas, la primera es sin aplicar EGV, la segunda es con EGV aplicada del lado derecho y la tercera del lado izquierdo, como se indica en la Figura 4.3. Por lo tanto, debe existir diferencia significativa entre ellos, principalmente al comparar cada instancia con estimulación contra la que no tiene estimulación. Se determina entonces, las tres condiciones: control (sin estimulación), EGV derecha (cátodo conectado en la zona auricular derecha), y EGV izquierda (cátodo conectado en la zona auricular izquierda). El análisis estadístico utilizado es la prueba t pareada para determinar las diferencias significativas entre las condiciones de estimulación mencionadas. Los valores significativos se consideran cuando $p < 0.05$. La Ec. (4.1) puede ser usada también para comparar los efectos que tiene la estimulación en el movimiento de alabeo de la cabeza de cada participante.

4.3.2. Estimulación galvánica sobre una plataforma de 3 grados de libertad

Se requirió del uso de las facilidades del Laboratorio MOIDS de la MSU, el cual cuenta con un simulador dinámico de 3 grados de libertad. Este simulador consta de una plataforma que permite los movimientos angulares de alabeo y cabeceo, así como desplazamientos lineales en el eje vertical. Un total de 5 estudiantes del Departamento de Mecánica y Matemáticas Aplicadas de la MSU, 4 hombres y 1 mujer, participaron en estos experimentos.

Se aplicó la corriente constante de 2 mA por 8 segundos, indicados en la Figura 4.12b) con líneas punteadas. Los datos de movimiento de los ojos y cabeza se registraron utilizando la CVO de las mismas características que el primer experimento. Cada experimento dura aproximadamente

120 segundos, correspondiente al intervalo de tiempo que dura el movimiento angular para obtener el viraje.

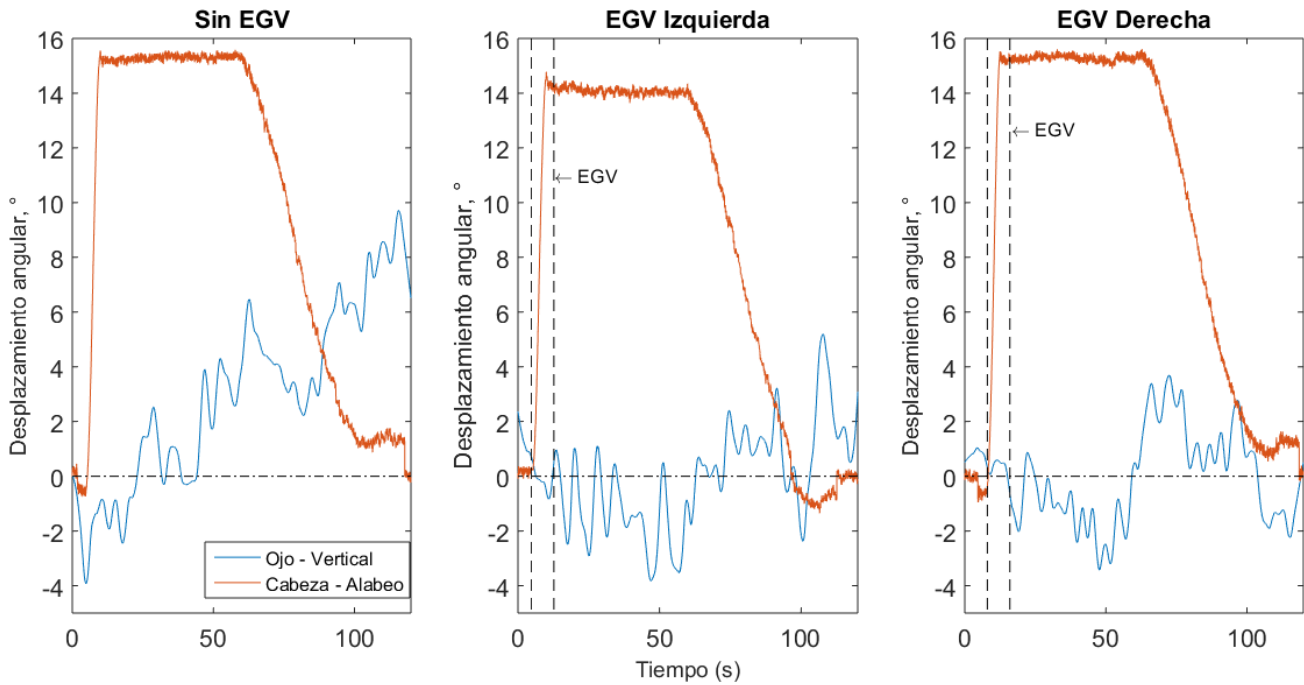


Figura 4.7: Respuesta a la estimulación mecánica y galvánica. Los datos adquiridos mediante la CVO para un participante muestran la tendencia de desviación de la mirada en el plano vertical del ojo al aplicarse la EGV.

Como ejemplo de los experimentos realizados con cada participante, se añade la Figura 4.7. Por un lado, se observa que el movimiento del ojo derecho obtiene el correcto impulso del canal semicircular anterior haciendo que el músculo recto superior se tense y el ojo se mueva verticalmente hacia arriba. Esto es, la estimulación mecánica genera que el ojo se desvíe de la línea horizontal entre el ojo derecho y el objetivo (línea punteada). Por otro lado, después de que se aplicó la EGV, el piloto pudo disminuir la desviación de su mirada respecto a la línea de referencia (línea horizontal punteada). Mediante una inspección visual, se puede comentar que existe una disminución global del movimiento vertical del ojo por más de 6° , y la mirada se logra mantener más cercana a la línea de referencia hasta que la plataforma inicia el movimiento opuesto (giro a la izquierda) para regresar a su posición inicial. Cabe mencionar que los desplazamientos angulares de la cabeza y el ojo pertenecen a planos distintos pero se coloca en este gráfico debido a que movimiento de alabeo de la cabeza es el que activará los canales semicirculares que harán que el ojo derecho se mueva hacia arriba y hacia abajo.

Del total de experimentos realizados para los 5 participantes, se toman los datos adquiridos durante una etapa de control, en donde no se aplica EGV, una etapa de aplicación de EGV a través del cátodo en el lado derecho y también en el cátodo conectado al lado izquierdo, un conjunto de 3 condiciones para cada participante. Se han tomado los datos que mejor representan a cada medición, por lo tanto, tendremos 5 conjuntos de datos para cada configuración de EGV. Los datos del experimento para cada participante tienen la forma aproximada de la Figura 4.7, y para mayor comodidad se muestran en el Anexo 1.

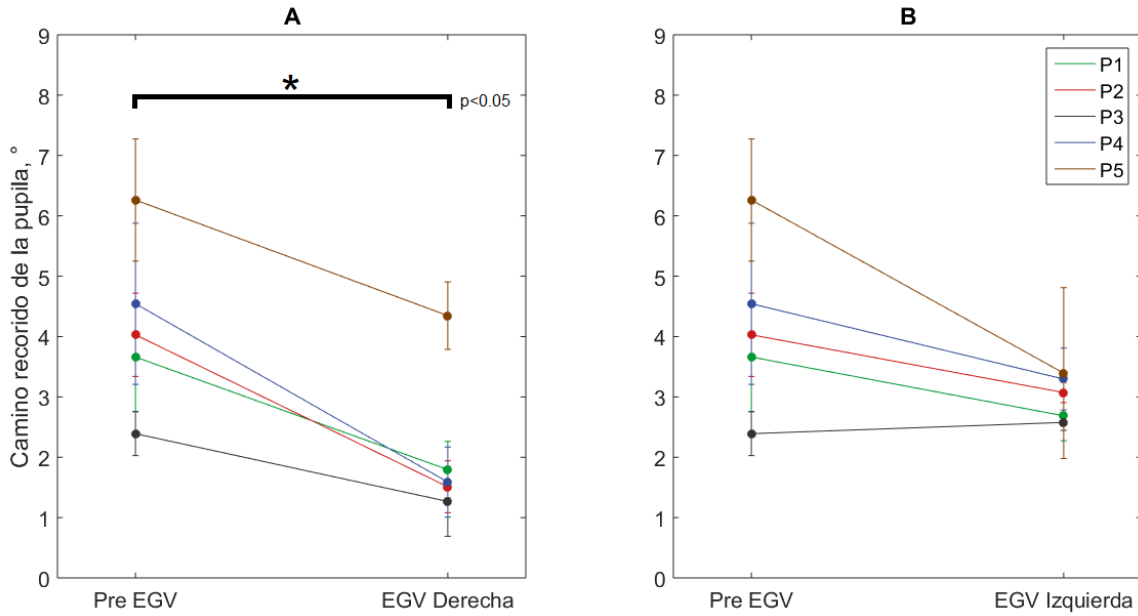


Figura 4.8: Camino vertical recorrido por el ojo derecho de cada condición experimental para la etapa de control (Pre EGV - estimulación mecánica) contra A) la estimulación con el cátodo conectado al lado derecho (EGV Derecha) y contra B) la estimulación con el cátodo conectado al lado izquierdo (EGV Izquierda), durante un tiempo de $t = 8$ segundos correspondientes a la duración del viraje.

Se encontró la respuesta de la EGV en los participantes, según el esquema de la Figura 4.3. Se busca que el efecto de la EGV comparado con la pre estimulación (no EGV) sea considerable en la desviación de mirada de cada participante. Para esto, se buscan diferencias significativas entre cada experimento utilizando una prueba t pareada entre los vectores de datos Pre EGV vs EGV Derecha (prueba t para media dos muestras emparejadas, $t = 6.6572$, $g.l. = 4$, $p = 0.0026$) y Pre EGV vs EGV Izquierda (prueba t para media dos muestras emparejadas, $t = 2.3889$, $g.l. = 4$, $p = 0.0752$). La diferencia significativa se indican con un asterisco y una barra relacionando a cada par de conjunto de datos, en 4.8A) se tuvo el efecto más notorio, cumpliendo lo que se busca en la propuesta de disminución de la desviación de la mirada específicamente para el experimento, es decir, se activa el CSC anterior derecho generando la contracción del músculo extraocular I-RS (ver Tabla 1.1) mientras que la EGV aplicada del lado derecho inhibe la estimulación del CSC anterior derecho, provocando que el I-RS se relaje. Sin embargo, en 4.8B) el resultado no es negativo, pues según la propuesta mencionada antes, al estimularse mecánicamente el CSC anterior derecho van a provocar que el músculo extraocular I-RS tenga una contracción pero al introducirse la EGV del lado izquierdo, se activa el CSC posterior izquierdo lo que resultará en la contracción del músculo C-RI, provocando un balance de torques de dichos músculos.

Otra manera de presentar el efecto de la EGV es consideran las trayectorias promedio del ojo derecho de los participantes, durante el tiempo de estimulación de $t = 8$ segundos, y se compara con el mismo intervalo de tiempo para los experimentos Pre EGV. Las líneas sólidas para cada condición representan la desviación del ojo derecho, en grados. La sombra detrás de cada línea corresponde a las barras de error. En la Figura 4.9a) es posible observar que el ojo derecho está recibiendo el impulso correcto por parte del canal anterior derecho, derivado de la estimulación mecánica del movimiento de la plataforma. Esto produce que el ojo derecho se mueva hacia arriba en su plano vertical pues se ve cómo la desviación del ojo respecto al valor de 0° se incrementa en el tiempo

de prueba. Si se toma como referencia una línea horizontal imaginaria en 0° , en 4.9b) es posible visualizar que durante el tiempo de estimulación, el efecto de la EGV Derecha pues genera que el torque del músculo recto superior derecho sea menor pues tenemos la inactivación del CSC anterior derecho. Por su parte, en 4.9c) la EGV Izquierda parece afectar al ojo de forma más abrupta, pues el desvío de la mirada se inclina hacia abajo lo que significa que el CSC posterior izquierdo se ha activado y contrarresta el efecto del CSC anterior derecho estimulado mecánicamente, y como resultado tenemos el movimiento de ambos músculos, recto inferior y recto superior para lograr un balance de torque muscular.

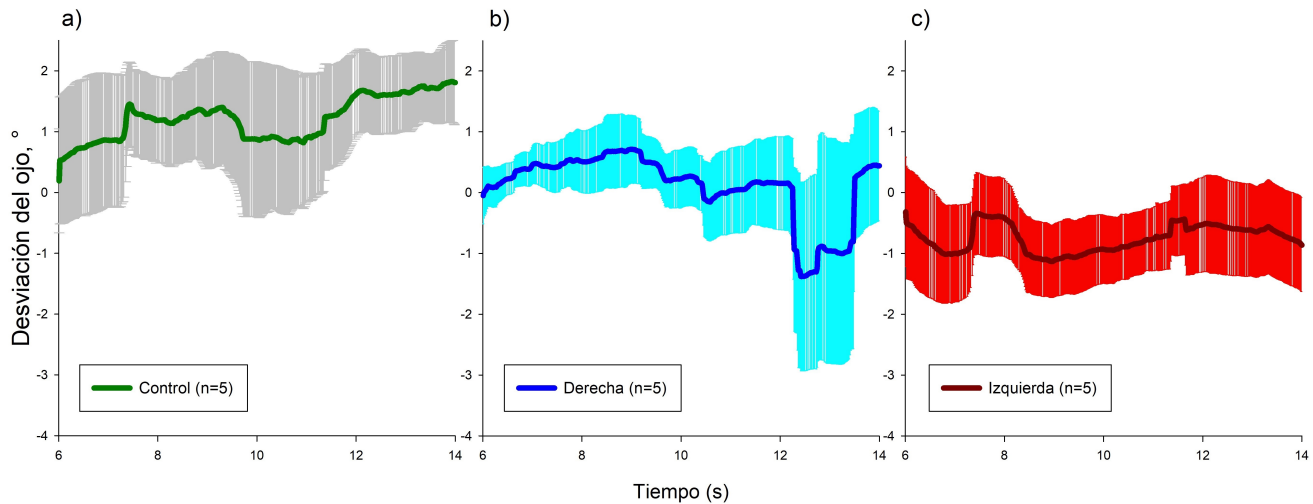


Figura 4.9: Efecto de la EGV durante el experimento de movimiento de alabeo. Se muestran los datos promediados, $n = 5$, correspondientes a la desviación del ojo derecho de los participantes, en donde **a)** corresponde al experimento sin estimulación eléctrica, mientras que al trazo central **b)** aplicación de corriente galvánica a través del cátodo conectado en la apófisis mastoides derecha, y **c)** a la aplicación de corriente a través del cátodo conectado del lado izquierdo.

Con este resultado, se comprueba que existe la disminución de la desviación de la mirada respecto al experimento de control durante la aplicación de EGV. Para detallar el valor de tal disminución, se tomaron los datos de cada experimento en el intervalo de aplicación de EGV, y se integró usando el método del trapecio, el valor que resulta para el experimento de sin EGV es de $A_{control} = 9.7089$, EGV derecha $A_{derecha} = 0.8890$, y EGV izquierda $A_{izquierda} = 6.0478$. Entonces, como se busca que la mirada disminuya su desviación respecto a un horizonte (0°), se determina que $A_{derecha} < A_{control}$ y $A_{izquierda} < A_{control}$, por lo tanto, la aplicación de EGV cumple los objetivos de la propuesta de la Figura 4.3. Por lo tanto, ahora se puede reforzar la afirmación sobre la aplicación de EGV en combinación de estimulación mecánica en la cual se obtienen los siguientes resultados:

1. Simulación galvánica:

- La activación del canal anterior derecho por estimulación mecánica genera que el ojo se desvíe hacia arriba por la contracción del músculo recto superior, mientras que la estimulación galvánica, aplicada mediante el cátodo en el lado izquierdo, estimula el canal posterior izquierdo, resultando en la tensión del músculo recto inferior. Por lo tanto se puede simular la influencia del canal semicircular izquierdo mediante EGV y

obtener un balance de los torques entre los músculos recto inferior y superior del ojo derecho.

2. Corrección galvánica:

- La estimulación mecánica activa al canal anterior derecho, y el músculo recto superior se contrae desviando la mirada hacia arriba. El uso de EGV, cuando se conecta el cátodo en el lado derecho y ánodo en la frente, tiene su influencia al mismo canal provocando que el músculo recto superior se relaje. Como resultado, se tiene una disminución de torque en ese músculo y el ojo derecho disminuye su desviación de la línea de mirada, por lo tanto, se trata de una corrección de la desviación de la mirada causada por la estimulación mecánica.

4.3.3. Estimulación galvánica sobre una plataforma de 6 grados de libertad

Se realizaron experimentos de movimiento por alabeo y la combinación de estimulación galvánica siguiendo el protocolo descrito anteriormente, utilizando las facilidades técnicas del simulador de vuelo de INAOE. Este aparato es simulador completo como tal, por lo que su uso estuvo bajo el control del personal de dicha institución, y por cuestiones de confidencialidad no es posible agregar fotografías sobre las instalaciones. En este caso se programó un evento de emergencia, designado como trayectoria de viraje coordinado, bajo el uso del modelo computacional de vuelo de una aeronave específica. Se obtuvo un giro a la derecha de una aeronave, la cual se ejecutó dos veces debido a su trayectoria.

La estimulación mecánica fue introducida por los movimientos lineales y angulares del simulador de vuelo, y debe cubrir el principal requisito de tener valores de aceleración angular mayores al umbral de sensibilidad del piloto en entrenamiento. Se habla de aceleración angular debido a que los CSC responden a este estímulo. Cabe recordar que el movimiento de la plataforma se rige por los algoritmos de simulación los cuales reciben información del modelo matemático de vuelo, y se puede hacer una inspección visual sobre los datos de aceleración angular obtenidos del modelo, y posteriormente verificar que este valor se cumple por la plataforma, tal como se ve en la Figura 4.10, en donde se muestra el ejemplo de viraje coordinado. En este ejemplo, el cual se utilizará para los experimentos más adelante, se logra superar la aceleración angular de alabeo, $\dot{\omega}_x > 5^\circ/s^2$, mientras que el umbral de sensibilidad para una persona promedio tiene un valor de $0.5^\circ/s^2$.

Por su parte, la aceleración angular de la plataforma de movimiento respeta cualitativamente los valores del modelo matemático de vuelo, como se puede observar en la Figura 4.11. La aceleración angular de alabeo se realiza en conformidad con la simulación de vuelo, no obstante, como claramente se aprecia, la plataforma no puede replicar el valor de aceleración angular en la misma magnitud que las del modelo físico. Por otro lado, sobrepasa los límites de percepción de una persona promedio. Para realizar las pruebas y verificar nuestra propuesta, se realizó el experimento en un simulador dinámico de 6 grados de libertad.

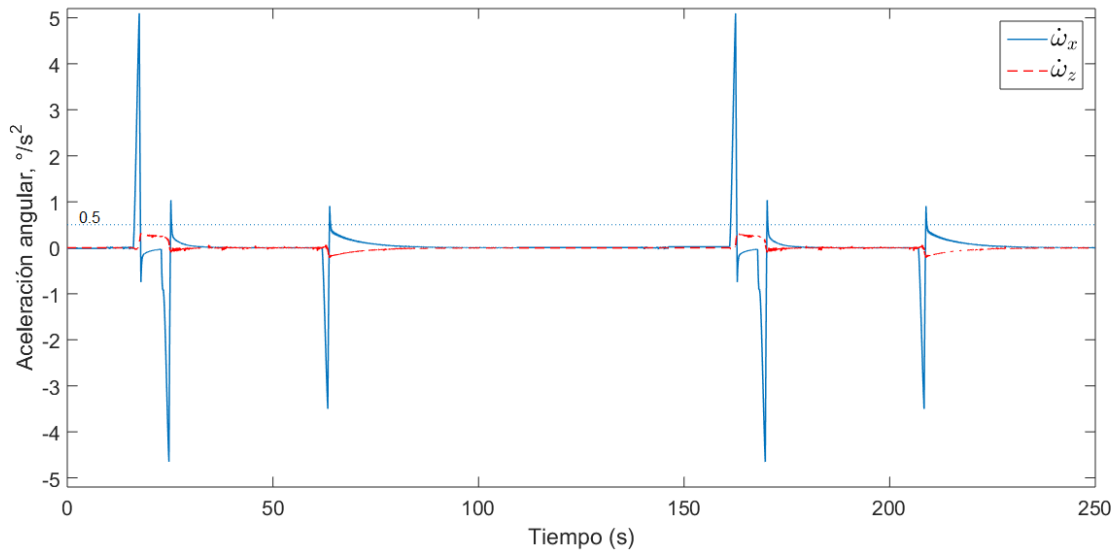


Figura 4.10: Aceleraciones angulares de alabeo, $\dot{\omega}_x$, y guiñada, $\dot{\omega}_z$, que son obtenidos por el modelo matemático de vuelo. La aceleración de alabeo es mayor que el umbral de percepción de una persona. La aceleración de guiñada es menor que la de alabeo, su influencia es casi imperceptible y no será tomada en cuenta.

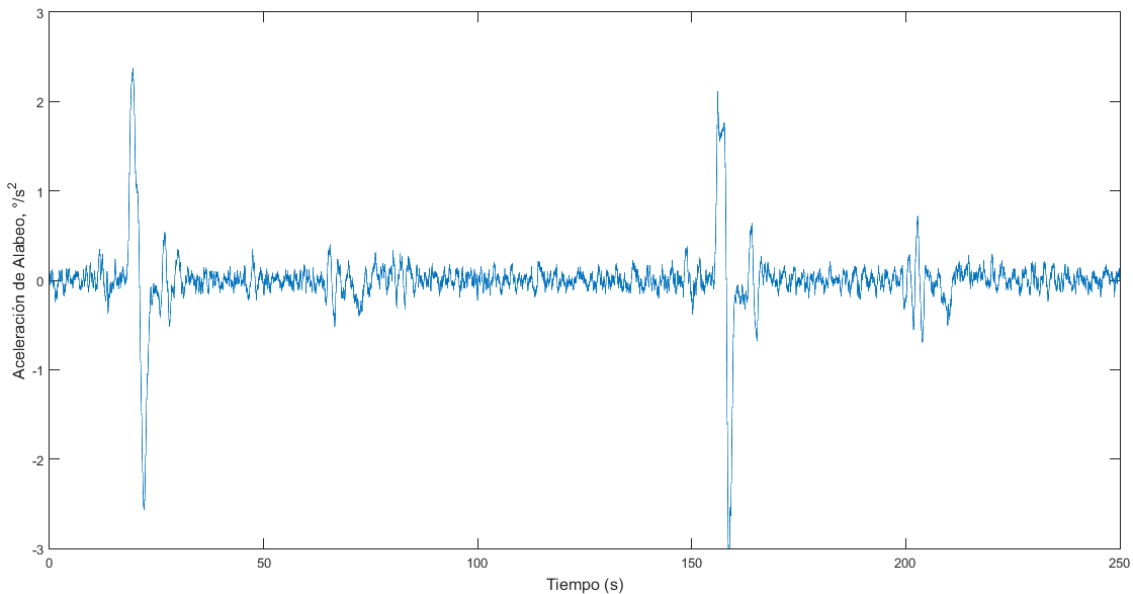


Figura 4.11: La aceleración angular de alabeo del simulador es mayor que el umbral de percepción, en este plano, de una persona, con $\dot{\omega}_x > 2^\circ/s^2$, respetando los impulsos generados por el modelo de simulación de vuelo.

La EGV se aplicó en con el cátodo en el lado derecho del piloto, como en el ejercicio de la sección anterior, al inicio del primer giro a la derecha. En la Figura 4.12 se muestra uno de los experimentos, en donde se representa el viraje mediante la curva de movimiento de la cabeza del participante, y el desplazamiento del ojo derecho en el eje vertical. Los desplazamientos angulares están representadas en planos distintos, pero respetan el resultado del análisis de la 2da ley de Ewald mostrado en la Figura 4.2.

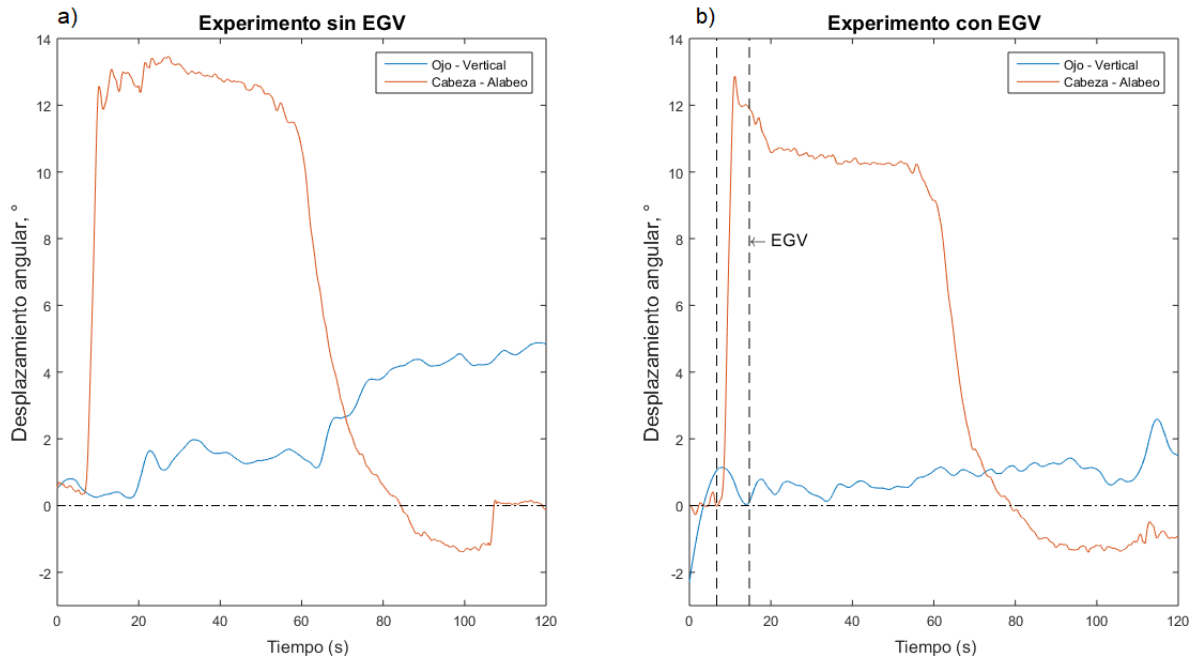


Figura 4.12: Respuesta del participante a la estimulación mecánica y galvánica de una simulación de viraje a la derecha en un simulador de vuelo. En a) la desviación de la mirada se aleja de la línea de referencia horizontal, debido a la activación del músculo recto superior, mientras que en b) se tiene el decremento de ese torque, logrando la disminución de la desviación.

En el primer experimento, sin EGV, de la Figura 4.12, el piloto busca seguir el movimiento de alabeo de la PS en una manera apropiada según su percepción (respuesta al movimiento mecánico). Así como en el experimento mostrado previamente, el giro a la derecha activa el CSC anterior derecho, y el ojo se mueve hacia arriba debido a la tensión de su músculo recto superior. Posteriormente, en el segundo viraje, donde se aplica EGV, se logra estabilizar la mirada cercana a la horizontal (0°) y logra mantenerla durante todo el tiempo restante de la realización del experimento. En el ejercicio donde se aplica EGV, también se respetan las relaciones de la Tabla 1.1, esto es, que es posible verificar que la EGV inhibe el efecto del movimiento mecánico generado por la plataforma. Retomando las relaciones establecidas en la Tabla 1.1, y en el caso particular de este experimento de viraje a la derecha y según el gráfico de las Figuras 1.16, se cumple el propósito de la propuesta de disminución de la trayectoria de la mirada al aplicar EGV. Para este caso, también se tienen los valores para el camino recorrido en pre estimulación y estimulación, en donde, $PreEGV = 0.3366^\circ$ y $EGVDerecha = 1.2719^\circ$. Cabe mencionar que en este conjunto de experimentos, las pruebas fueron muy limitadas, sin embargo, los valores mostrados, se puede confirmar que hay una diferencia entre ambas etapas.

El simulador de vuelo debe sus movimientos a los algoritmos de simulación, los cuales son muy buenos. En la mayoría de los casos, la imitación de vuelo se realiza de manera correcta, y para lograrlo, se requiere que los actuadores de la plataforma de Stewart cambien su longitud durante la simulación de vuelo. Sin embargo, en diversas situaciones, los actuadores alcanzan sus límites, y el simulador de vuelo no logra cumplir su objetivo completamente. Por esta razón, se concluye sobre la posibilidad de utilizar la simulación galvánica como una tecnología adicional para ayudar en las percepciones de simulación de vuelo en el entrenamiento de pilotos. La simulación galvánica tratará de activar a los canales semicirculares de manera tal que el piloto tenga las sensaciones correspondientes a las fuerzas inerciales de la simulación de vuelo.

Otro resultado sobre este experimento de aplicación de EGV fue la corrección de la desviación de la mirada del piloto, lo que permitirá que el piloto logre mejorar la estabilización de la mirada en diferentes situaciones durante su entrenamiento en simuladores. Ya que se puede observar que la mirada fue disminuida por un factor de 3, dada la estimulación galvánica de 2 mA al inicio del giro. La tendencia de disminución de desviación de la mirada (Figura 4.9), según los dos arreglos de conexión de electrodos, muestra una ventana positiva para la propuesta de uso de EGV en combinación con sistemas de simulación dinámica, es decir, el resultado se toma positivo para la comprobación de nuestra propuesta (Figura 4.3) de uso de EGV en combinación con simulación dinámica. Matemáticamente, en [39] se ha demostrado la posibilidad de la transición inversa del dominio de atracción de un atractor periódico al atractor puntual cuando la amplitud de corriente galvánica es pequeña para las neuronas aferentes primarias. Y, experimentalmente, el proceso biomecánico de estabilización cambia: la actividad vestibular de las neuronas aferentes primarias en el canal posterior izquierdo causa el equilibrio de torques para los músculos superior e inferior del ojo derecho.

Además, gracias a los resultados derivados de la aplicación de EGV en este tipo de experimentos de combinación de tecnologías, se presentó una solicitud de patente que lleva por título “Dispositivo para el uso de la Estimulación Galvánica Vestibular para el entrenamiento de pilotos”, en donde se detalla el método y ejemplo de aplicación de EGV para el entrenamiento de pilotos (Solicitud de patente MX/a/2019/005432) que utilizan simuladores dinámicos. Mismo que se tomará como base para experimentos futuros en la colaboración internacional entre los colectivos de trabajo en México (FCFM, Instituto de Fisiología - BUAP) y Rusia (MSU), durante los años 2020 a 2023.

Capítulo 5

Conclusiones

En este trabajo se presentó información derivada de investigaciones y desarrollos relacionados con simuladores dinámicos y de experimentos realizados aplicando estimulación galvánica vestibular con el fin de determinar la posibilidad de combinar ambas tecnologías para el entrenamiento de pilotos. A continuación se presentan las conclusiones de esta investigación a manera de lista.

1. En el Capítulo 2 se obtuvieron los algoritmos de simulación dinámica de vuelo controlable que funcionan para la imitación de orientación de fuerza gravitoinercial (o sobrecarga) en los planos vertical y frontal, y simulación dinámica de movimiento angular rápido bajo las restricciones geométricas de cada simulador.
2. Se preparó y realizó una metodología de evaluación de calidad de simulación dinámica que contiene 4 partes, en la cual se presentó el proceso de comparación de los datos de simulación dinámica con datos adquiridos por sensores inerciales montados en simuladores dinámicos. Mediante el esquema de evaluación, presentado en el Capítulo 3, se sugiere que es posible utilizar los algoritmos de simulación dinámica como una alternativa para ser implementados en plataformas de Stewart de 6 grados de libertad y plataformas de movimiento de 3 grados de libertad.
3. Se justificó la propuesta, derivado del análisis de la segunda Ley de Ewald para canales semi-circulares verticales y de trabajos en el área de Fisiología, sobre la aplicación de Estimulación Galvánica Vestibular (EGV o GVS Technologies) para ayudar a la simulación dinámica de vuelo y mejorar estabilización de mirada.
4. Se obtuvo el resultado experimental de que ambas tecnologías, simulación dinámica y EGV, pueden complementarse para ayudar en las percepciones de simulación en el entrenamiento de pilotos en situaciones extremas de vuelo. Se identificó que existen situaciones en las que se puede aplicar EGV para ayudar a los pilotos a realizar sus entrenamientos y simular fuerzas físicas.
5. En el Capítulo 4 se detalló una serie de experimentos de aplicación de EGV en combinación con el movimiento angular de un simulador dinámico en el plano frontal, en donde se concluye que es posible tener la influencia al sistema vestibular teniendo como respuesta la contracción de los músculos extraoculares de los ojos para disminuir la desviación de la mirada (en su componente vertical) del piloto. Además, estos experimentos fueron útiles para la participación en la propuesta de la patente “Dispositivo para el uso de la estimulación galvánica vestibular para el entrenamiento de pilotos y astronautas”, solicitada al Instituto

Mexicano de la Propiedad Intelectual, con folio MX/E/2019/029413, con fecha 9 de mayo de 2019.

Aplicación de EGV en simuladores

A continuación se muestran los gráficos que representan el comportamiento de las señales biofísicas de los participantes, el movimiento angular de la cabeza y el desplazamiento vertical del ojo derecho. Se habla del giro de la cabeza en el plano frontal, porque esta es la entrada de estimulación mecánica hacia el piloto, mientras que el desplazamiento del ojo en el eje vertical de la CVO muestra una respuesta a este estímulo mecánico.

Resultados de experimentos de la combinación de estimulación mecánica y tecnologías EGV

Cada uno de los participantes que apoyaron para la realización de los experimentos, tuvieron una serie de pruebas previas para verificar si no sentían molestias con los aparatos de medición o con la estimulación eléctrica. Una vez que pasaron este pequeño test, se colocaron sobre el simulador como lo muestra Figura 5.1. Se muestra a uno de los participantes sentado en el escenario, en donde se observa la atenuación de las luces para evitar perturbaciones visuales. De la misma manera, se indican los dos tipos de conexión de electrodos utilizados en estas pruebas.

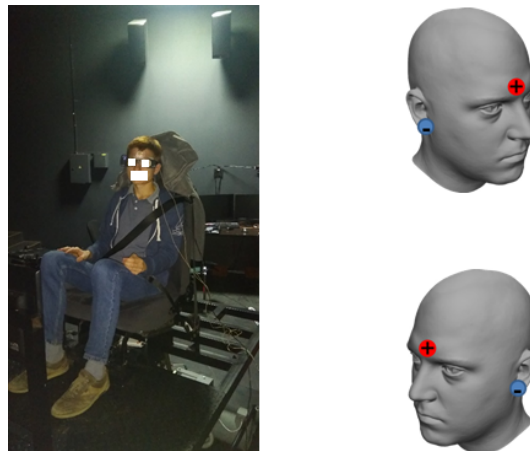


Figura 5.1: Configuración de la instalación del experimento de aplicación de EGV para el movimiento angular de alabeo.

Las siguientes figuras contienen la información obtenida en cada experimento de estimulación mecánica y galvánica, para cada participante, con la aplicación de EGV tanto del lado derecho como el izquierdo, tal como se explicó en el Capítulo 4. Los datos mostrados son resultado de la extracción de datos generados por la CVO. Esta cámara registra los parpadeos, pero han sido eliminados mediante el uso de filtros en MATLAB.

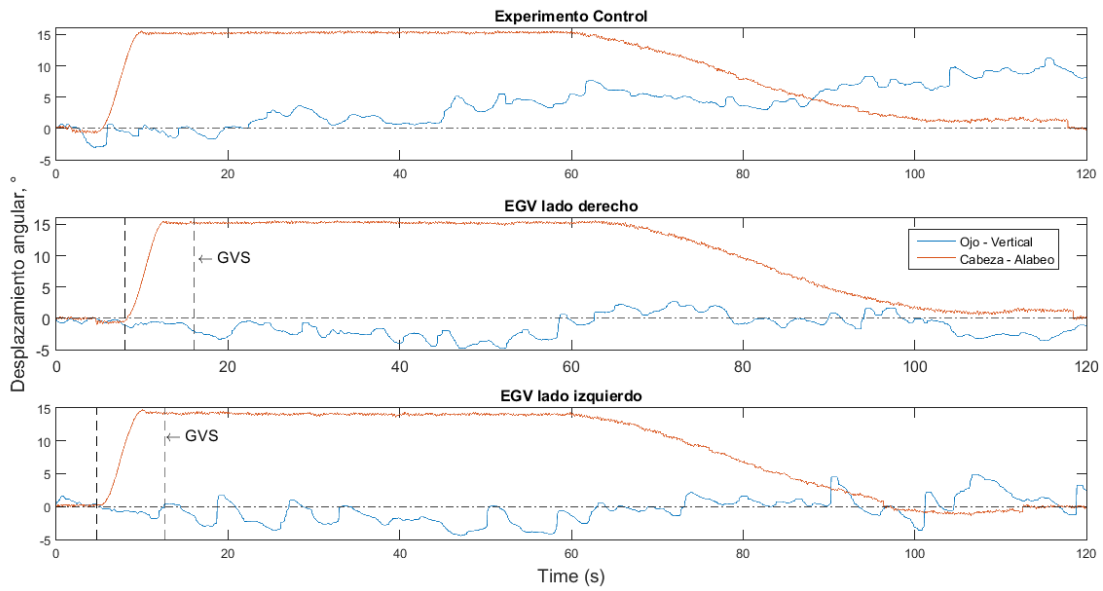


Figura 5.2: Datos de desviación de la mirada y movimiento de cabeza del participante 1.

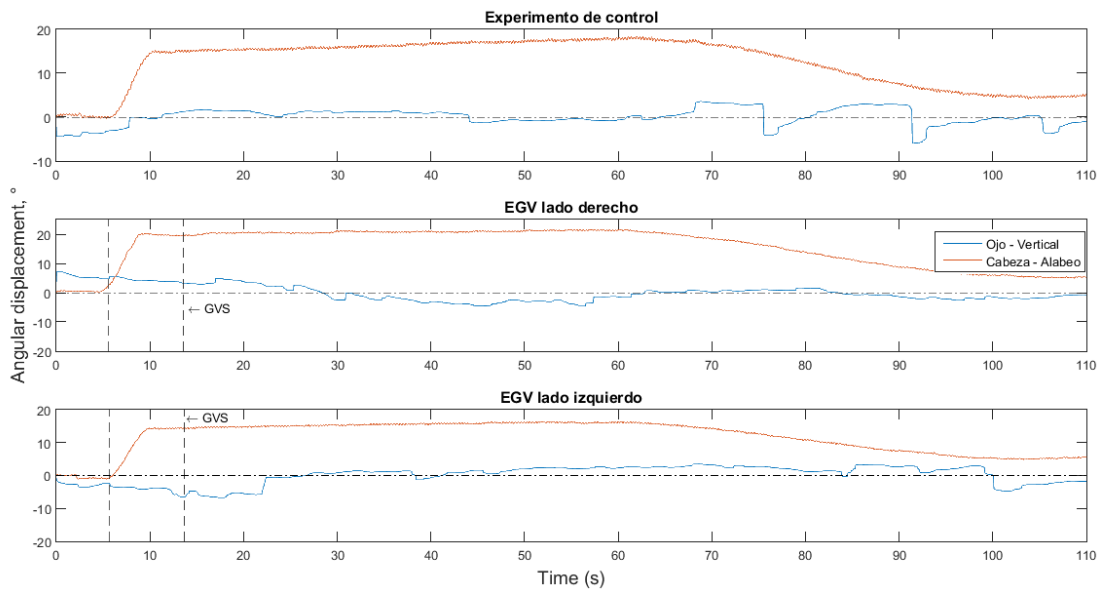


Figura 5.3: Datos de desviación de la mirada y movimiento de cabeza del participante 2.

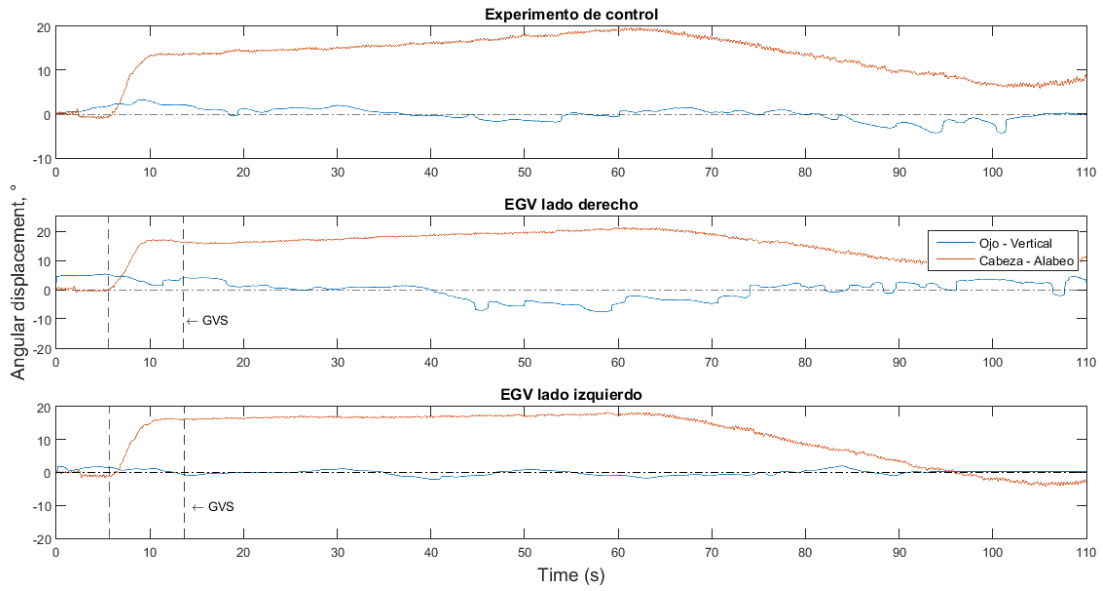


Figura 5.4: Datos de desviación de la mirada y movimiento de cabeza del participante 3.

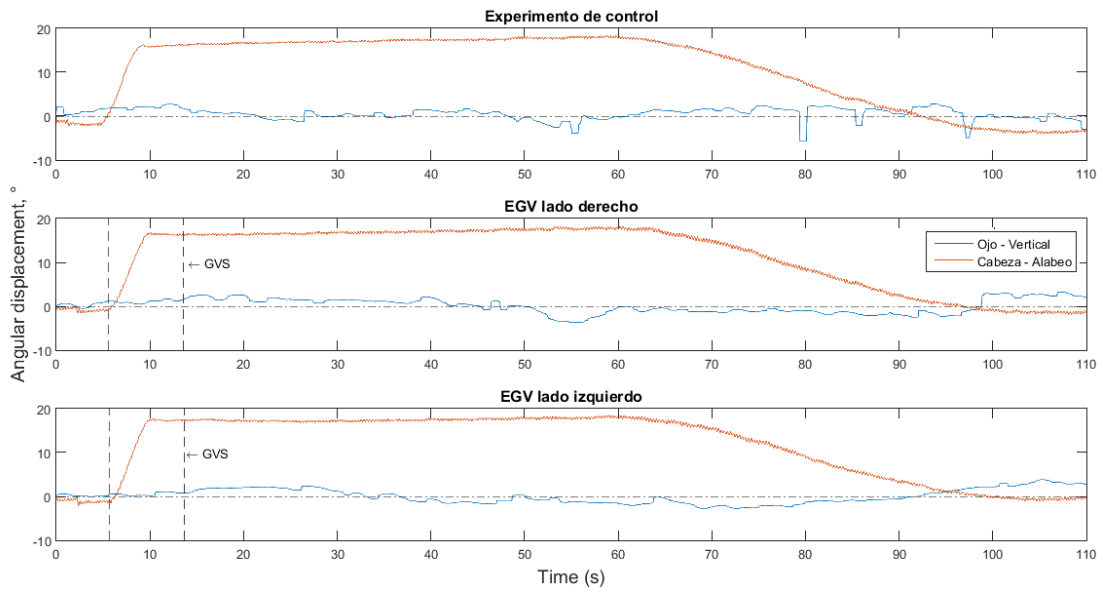


Figura 5.5: Datos de desviación de la mirada y movimiento de cabeza del participante 4.

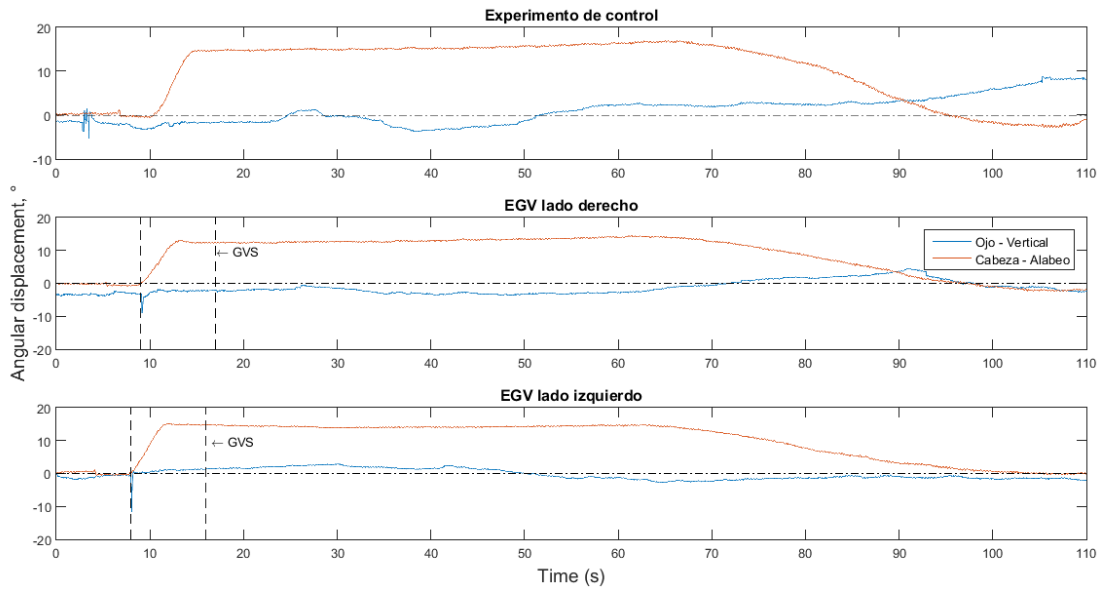


Figura 5.6: Datos de desviación de la mirada y movimiento de cabeza del participante 5.

Consentimiento informado de los participantes

Cada una de las personas que participaron en los experimentos firmaron una carta de consentimiento en el que se les informa el procedimiento y los posibles efectos que pudieran tener. Dicho documento se presenta en seguida, sin embargo la información de cada participante se mantiene en resguardo por cuestiones de confidencialidad.

Síntomas de los participantes

Debido a la configuración de conexión de electrodos, los participantes reportaron haber visto un flash al momento de la inyección de corriente, así como la sensación de un sabor metálico en la boca (reportado por 4 de los 5 participantes) por algunos minutos. Por otro lado, se tuvo contacto con los participantes durante un periodo de 24 y 48 horas después del experimento, y los mismos no reportaron alguna molestia adicional física relacionada con la estimulación galvánica.

INFORMED CONSENT FOR THE EXPERIMENTS WITH GALVANIC VESTIBULAR STIMULATION

The purpose of this study is to collect experimental data for the project entitled "GVS as a new virtual reality technology in dynamic simulation".

I consent that the postgraduate students Jorge Luis Gordillo Domínguez and Vasili V. Latonov perform the Clinical File, to know my family inheritance antecedents and personal pathological antecedents, especially of vestibular nature.

I understand that I will undergo research protocols linked with GVS (stimulation electrodes in the mastoid process and the forehead), under this condition I will measure physiological parameters like the displacement of the pupil detected with a video-nystagmometer and body tilt detected by an accelerometer.

The possible adverse effects that I will be able to perceive during the test are: dizziness, vertigo, sensation of loss of balance, reddening of the skin, itching in the electrodes area, among others.

I have been informed of the purpose, description, procedures and risks foreseen on which I have clarified doubts. I am aware that I can withdraw from the study at any time. The data of my participation will remain confidential in the laboratory. However, I agree that they are examined and used by the people related to the project. If the information obtained from this study is published, the report will be written in such a way that no one can identify my personal data and identity.

Date and time of the experiment

Name and sign of the participant



Resumen

Se propone un método para inducir la sensación de movimiento en sujetos en simuladores de vuelo creando una simulación cognitiva del movimiento mediante la Estimulación Eléctrica Vestibular. El sistema está conformado por una unidad de control, un generador de funciones y un amplificador de potencia. El dispositivo inyecta corriente eléctrica sobre las apófisis mastoides (estimulación galvánica transcraneal o transmastoidea), capaz de activar las neuronas del sistema vestibular e inducir la sensación de movimiento, de forma coordinada con el programa de simulación de vuelo. El uso del dispositivo modifica las respuestas de control de movimiento de los ojos, activando eléctricamente los reflejo vestibulo-oculares. El objetivo final de este tipo de estimulación es general realidad aumentada en los pilotos durante el entrenamiento.

REPORTE DE INVENCION

INFORMACIÓN GENERAL DEL INVENTO	
Título: Dispositivo para el uso de la estimulación galvánica vestibular para el entrenamiento de pilotos.	Palabras clave (máximo 5): Estimulación galvánica vestibular, entrenamiento de pilotos, oído interno, simulador de vuelo, sistema vestibular
Inventor(es): María del Rosario Vega y Saéñz de Miera, Enrique Soto Eguibar, Octavio González Petlactalco, Jorge Luis Gordillo Domínguez, Adriana Cristina Pliego Carrillo, Baruc Zago Mazzoco, Viktor Antonovich Sadovnichii, Vladimir Vasilevich Alexandrov, Katerina Vladimirovna Tikhonova,	
INFORMACIÓN TÉCNICA	
a. Introducción (máximo dos cuartillas):	
Los simuladores de vuelo crean una realidad virtual mediante una simulación dinámica del entorno visual y auditivo, y el uso de plataformas de movimiento imitando la actitud de vuelo del avión. La presente invención se relaciona con sistemas y métodos de Estimulación Galvánica Vestibular (EGV), particularmente con su uso en aeronáutica, en el entrenamiento de pilotos en simuladores de vuelo.	
El Sistema Vestibular está formado por un conjunto de sensores biomecánicos ubicados en	

Bibliografía

- [1] *ICS Impulse. User Guide.*
- [2] Sunjoo Kan Advani. *The Kinematic Design of Flight Simulator Motion-Bases.* Delft University Press, 1998.
- [3] J. Ahonen, T. Lahtinen, and M. Sandstrom. *Kinesiología y Anatomía Aplicada a la Actividad Física.* Paidotribo, 2001.
- [4] V.V. Aleksandrov, T.B. Aleksandrova, A. Angeles Vázquez, R. Vega, M. Reyes Romero, E. Soto, K.V. Tikhonova, and N.E. Shulenina. An output signal correction algorithm for vestibular mechanoreceptors to stimulate passive turns. *Moscow University Mechanics Bulletin*, pages 67–71, 2015.
- [5] V. V. Alexandrov, T. B. Alexandrova, S. S. Lemak, K. A. Tuzov, and J. L. Gordillo-Domínguez. Environmental effects simulation during a manned descent and landing. *International Aerospace Congress*, 2015.
- [6] V. V. Alexandrov, L. I. Voronin, Y. N. Glazkov, A. Y. Ishlinskii, and V. A. Sadovnichy. *Mathematical Problems of Dynamic Imitation of Aerospace Flight.* 1995. ISBN 5-211-03336-1.
- [7] V. V. Alexandrov, L. I. Voronin, Y. N. Glazkov, A. Y. Ishlinskii, and V. A. Sadovnichy. *Mathematical Problems of Dynamic Imitation of Aerospace Flight.* Moscow State University Press, 1995.
- [8] David Allerton. *Principles of Flight Simulation.* Wiley, 2009. ISBN: 978-0-470-75436-8.
- [9] K. Aoyama, D. Higuchi, K. Sakurai, T. Maeda, and H. Ando. Gvs ride: Providing a novel experience using a head mounted display and four-pole galvanic vestibular stimulation. *SIGGRAPH Emerging Technologies*, 2017.
- [10] K. Aoyama, H. Iizuka, H. Ando, and T. Maeda. Four-pole galvanic vestibular stimulation causes body sway about three axes. *Scientific Reports*, 2015.
- [11] R. W. Baloh and V. Honrubia. *Clinical Neurophysiology of the Vestibular System.* Oxford University Press, 2011.
- [12] M Bureau, Jose Azkoitia, G Ezmendi, Iraitz Manterola, H Zabaleta, M Perez, and Josep Medina. Non-invasive, wireless and universal interface for the control of peripheral devices by means of head movements. pages 124 – 131, 07 2007.

- [13] C. Carriel and M. Rojas. Prueba de impulso cefálico: Bases fisiológicas y métodos de registro del reflejo vestibulo oculomotor. *Revista de Otorrinolaringología y Cirugía de Cabeza y Cuello*, 2013.
- [14] S. Cheng-Cheng, Y. Yong-Tian, and J. Rong-Zhen. Modeling and software implementation of flight system for simulator of a new fighter. *Journal of Marine Science and Application*, 3:52–56, 2004.
- [15] et al. Clark Jr., John W. *Medical Instrumentation: application and design*. John Wiley & Sons, 2009.
- [16] G. Clement. Using your head: Cognition and sensorimotor functions in microgravity. *Gravitational and Space Biology*, 2(20):65–78, June 2007.
- [17] D. P. Coiro, A. De Marco, and F. Nicolosi. A 6dof flight simulation environment for general aviation aircraft with control load reproduction. In American Institute of Aeronautics and Astronautics, editors, *AIAA Meeting Papers*, volume 12. AIAA, 2007.
- [18] J. R. Davis, R. Johnson, J. Stepanek, and J. A. Fogarty. *Fundamentals of Aerospace Medicine*. Lippincot Williams & Wilkins, 2008.
- [19] A. M. de Vroome, A.R. Valente Pais, D.M. Pool, M. M. van Paassen, and M. Mulder. Identification of motion perception thresholds in active control tasks. *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference*, 2009.
- [20] V. Dilda, T. R. Morris, D. A. Yungher, H. G. MacDougall, and S. T. Moore. Central adaptation to repeated galvanic vestibular stimulation: Implications for pre-flight astronaut training. *PLOS ONE*, 9, 2014.
- [21] Jorge Luis Gordillo Domínguez. Simulación dinámica de vuelo para aviones de transporte en el plano vertical. Master’s thesis, Benemérita Universidad Autónoma de Puebla, 2015.
- [22] W. Durham. *Aircraft Flight Dynamics and Control*. Wiley, 2013.
- [23] J. R. Ewald. Physiologische untersuchungen uber das endorgan des nervus octavus.wiesbaden: Bergmann. 1892.
- [24] R. C. Fitzpatrick and B.L. Day. Probing the human vestibular system with galvanic stimulation. *Journal of Applied Physiology*, 2004.
- [25] R. C. Fitzpatrick, J. Marsden, S. R. Lord, and B. L. Day. Galvanic vestibular stimulation evokes sensations of body rotations. *NeuroReport*, 13:2379–2383, 2002.
- [26] A. Flores Urbina, S. Galicia Isasmendi, and G. O. Gómez Rivera. El sistema vestibular: Aspectos generales y neurodesarrollo. In *Temas selectos de Neurociencias II*, 2001.
- [27] R. Goel, I. Kofman, Y. De Dios, HS Cohen, and JJ et al. Bloomberg. Using low levels of stochastic vestibular stimulation to improve balance function. *Plos ONE*, 2015.
- [28] H. Goldstein, C. Poole, and John Safko. *Classical Mechanics*. 2000.

- [29] André Gomez, A. Bruna, D. Franzony, M. S. Julio, R. Olivares, and N. Vicencio. Eficiencia del reflejo vestibulo ocular mediante la aplicación de la prueba video head impulse test, en estudiantes de primer año de las escuelas de fonoaudiología y de tecnología médica de la universidad de valparaíso. *Revista de Otorrinolaringología y Cirugía de Cabeza y Cuello*, 2015.
- [30] L. Grabherr, K. Nicoucar, F.W. Mast, and D. Merfeld. Vestibular thresholds for yaw rotation about an earth-vertical axis as a function of frequency. *Experimental Brain Research*, 2008.
- [31] R. Hosman and H. Stassen. Pilot’s perception in the control of aircraft motions. *Control Engineering Practice*, 7:1421–1428, 1999.
- [32] Andrew Hamish John Jamson. *Motion Cueing in Driving Simulators for Research Applications*. PhD thesis, University of Leeds, November 2010.
- [33] Sjr Holger Koekebakker. *Model based Control of a Flight Simulator Motion System*. Ponsen & Looijen, 2001.
- [34] V. V. Latonov. Programmed strategies to test the quality of line-of-sight guidance control using video images. *Moscow University Mechanics Bulletin*, 73, 2018.
- [35] V. Mardirossian, F. Karmali, and D. Merfeld. Thresholds for human perception of roll tilt motion: Patterns of variability based on visual, vestibular and mixed cues. *Otology and Neurotology*, 2014.
- [36] S. T. Moore, V. Dilda, and H. G. MacDougall. Galvanic vestibular stimulation as an analogue of spatial disorientation after spaceflight. *Aviation, Space, and Environmental Medicine*, 2011.
- [37] A.P. Muavara, I.S. Kofman, Y.E. De Dios, C. Miller, B.T. Peters, R. Goel, R. Galvan-Garza, and Bloomberg J.J. Using low levels of stochastic vestibular stimulation to improve locomotor stability. *Front. Syst. Neurosci.*, 2015.
- [38] Robert C. Nelson. *Flight Stability and Automatic Control*. Tom Casson, 1998.
- [39] V. A. Sadovnichii, V. V. Aleksandrov, O. V. Aleksandrova, R. Vega, I. S. Konovalenko, E. Soto, K. V. Tikhonova, J. L. Gordillo-Dominguez, and O. Gonzalez Petlcalco. Galvanic correction of pilot’s vestibular activity during visual flight control. *Moscow University Mechanics Bulletin*, 74(1):1–8, Jan 2019.
- [40] James D. Stewart. A platform with six degrees of freedom. Technical report, Institute of mechanical engineers, 1965.
- [41] C. Sung-Hua and F. Li-Chen. An optimal washout filter design for a motion platform with senseless and angular scaling maneuvers. In *American Control Conference*, pages 4295–4300. IEEE, June 2010.
- [42] A. T. van Wieringen, D. M. Pool, M. M. van Paassen, and M. Mulder. Effects of heave washout filtering on motion fidelity and pilot control behavior for a large commercial airliner. *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference*, page 26, 2011.
- [43] Ranjan Vepa. *Flight Dynamics, Simulation, and Control*. CRC Press, 2015.

Nomenclatura

CSC Canales Semicirculares

CVO Cámara Video Ocular

CVO Cámara Video Ocular

DAGO Desviación Angular de los Globos Oculares

EGV Estimulación Galvánica Vestibular

NAV Non Aerial Vehicle

PS Plataforma de Stewart.