



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO

PROGRAMA DE MAESTRÍA Y DOCTORADO EN
INGENIERÍA ELÉCTRICA - INSTRUMENTACIÓN

**"Multirotor-UAV como fuente de referencia para
sistemas de óptica adaptativa tipo Ground Layer de
telescopios astronómicos terrestres"**

TESIS
QUE PARA OPTAR POR EL GRADO DE:
DOCTOR EN INGENIERÍA

PRESENTA:
M.I. RAÚL RODRÍGUEZ GARCÍA

TUTOR PRINCIPAL:
DR. SALVADOR C. CUEVAS CARDONA
INSTITUTO DE ASTRONOMÍA - UNAM

COMITÉ TUTOR:
DRA. GRACIELA VELASCO HERRERA
INSTITUTO DE CIENCIAS APLICADAS Y TECNOLOGÍA - UNAM

DR. ALAN WATSON FORSTER
INSTITUTO DE ASTRONOMÍA - UNAM

CIUDAD UNIVERSITARIA, CD.MX. ENERO 2020



Universidad Nacional
Autónoma de México

Dirección General de Bibliotecas de la UNAM

Biblioteca Central



UNAM – Dirección General de Bibliotecas
Tesis Digitales
Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS ©
PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

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

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

JURADO ASIGNADO:

Presidente: Dr. Augusto García Valenzuela

Secretario: Dra. Celia Angelina Sánchez Pérez

1^{er} Vocal: Dr. Salvador Carlos Cuevas Cardona

2^{do} Vocal: Dr. Jorge Prado Molina

3^{er} Vocal: Dr. Naser Qureshi

Lugar donde se realizó la tesis: Instituto de Astronomía - UNAM

TUTOR DE TESIS:
Dr. Salvador Carlos Cuevas Cardona

FIRMA

Agradecimientos

Dicen que todo conocimiento nuevo viene como resultado de que nos encontramos a hombros de gigantes y para el desarrollo de este trabajo yo agradezco a mis gigantes.

A mi madre, por todos los años de esfuerzos y sacrificios, así como su amor y comprensión.

A mi padre, por el apoyo incondicional y sus consejos.

A Angélica Romero, por compartir el camino y la búsqueda por aprender a aprehender juntos.

A Luis Álvarez, por contagiarme de su curiosidad científica y las grandes charlas que tuvimos. Espero que la chispa se mantenga constante.

A Chavo Cuevas, por la confianza depositada y los años de convivencia. Por los buenos momentos y amistad.

A Oscar Chapa, por toda su ayuda y facilitarnos el acceso a los distintos laboratorios bajos su resguardo. Afortunadamente, nunca rompimos nada.

A mi comité tutor, la Dra. Velasco y el Dr. Watson, por aceptar evaluar este proyecto y confiar semestre a semestre en nuestra idea y trabajo.

A mis amigos, por acompañarme en esta aventura y ser tolerantes a mi escasez de tiempo.

Al grupo de instrumentación astronómica, por el tiempo invertido y recomendaciones para mejorar este trabajo.

Al Instituto de Astronomía, por dejarme ser parte de su comunidad durante tantos años.

Al pueblo de México, por darme el soporte económico a través de la beca CONACYT que recibí durante todos mis estudios de posgrado.

Los que estamos hechos de tiempo
estamos condenados a no detenernos
ni siquiera un instante.
Los que estamos hechos de tiempo
somos formas cambiantes de materia viva.

La Huida de Quetzalcoatl- Miguel León Portilla

Índice

Lista de figuras	vii
Lista de tablas	x
1 Introducción	1
1.1 Motivación	2
1.2 MUAV como herramienta para telescopios astronómicos	2
1.3 Objetivos de la investigación	3
1.3.1 Objetivo general	3
1.3.2 Objetivos particulares	3
1.4 Ventajas de la corrección parcial de la turbulencia	4
1.5 Estructura de la tesis	5
2 Óptica adaptativa	7
2.1 Introducción	7
2.2 Formación de imágenes	8
2.2.1 Propagación de la luz	10
2.2.2 Degradación en la formación de imágenes	10
2.3 Turbulencia atmosférica	13
2.3.1 Cuantificación de la turbulencia atmosférica	14
Modelo de turbulencia de Kolmogorov	14
2.3.2 Efectos ópticos de la turbulencia	17
2.3.3 Determinación de la constante de estructura del índice de refracción	17
2.4 Parámetros atmosféricos	18
2.4.1 Parámetro de Fried r_0	18
2.4.2 Frecuencia de Greenwood f_G y tiempo crítico τ_0	20
2.4.3 Ángulo isoplanático θ_0	21
Dependencia de los parámetros con la longitud de onda y ángulo cenital	21
Hipótesis de Taylor	21
2.4.4 Cuantificación de los efectos ópticos de la turbulencia	22
2.5 Óptica adaptativa	24
2.5.1 Sensor de frente de onda	25
Sensor Shack-Hartmann	25
2.5.2 Corrector de frente de onda	26
2.5.3 Sistema de control	28
2.5.4 Desempeño de los sistemas de óptica adaptativa	28
2.6 Fuentes de referencia para OA	29
2.6.1 Referencias artificiales	31
2.7 Óptica adaptativa de Ground Layer	35
3 MUAV como fuente de referencia artificial para sistemas GLAO	37
3.1 Introducción	37
3.2 Condiciones generales	38
3.2.1 Fuentes de referencia	39
3.2.2 Unmanned Aerial Vehicles (UAV)	39

3.3	Parámetros atmosféricos de <i>Ground Layer</i> en el OAN	39
3.4	Restricciones para la fuente de referencia	41
3.4.1	Altura de operación	41
3.4.2	Tamaño	42
3.4.3	Brillo	43
3.4.4	Velocidad de movimiento	44
3.4.5	Estabilidad	46
3.5	Multirotor Unmanned Aerial Vehicle	47
3.5.1	Desempeño máximo	47
	Altura máxima	47
	Velocidad máxima	48
	Resistencia al viento	48
	Carga útil	48
	Autonomía	48
3.5.2	Desempeño de vuelo	49
3.5.3	Posicionamiento, seguimiento de trayectoria y estabilidad	49
3.6	Conclusiones	52
4	Medición de la turbulencia óptica autogenerada por un MUAV	53
4.1	Introducción	53
4.2	Operación del sistema de propulsión de un MUAV	54
4.3	Medición del cambio de temperatura del sistema de propulsión	57
4.4	Medición del flujo turbulento	58
4.5	Medición de la deformación del frente de onda	60
	4.5.1 Configuración del experimento	61
	4.5.2 Análisis con el método de Takeda	62
	4.5.3 Análisis con el método por corrimiento de fase	64
4.6	Conclusiones	66
5	Propuesta de validación experimental	67
5.1	Introducción	67
5.2	Objetivos	68
5.3	Descripción de la propuesta experimental	68
5.4	Determinación del Polo Norte Celeste	68
5.5	Procedimiento para el desarrollo de las pruebas	70
	5.5.1 Diagrama de flujo para las pruebas	71
5.6	Consideraciones para las pruebas	71
	5.6.1 Características atmosféricas del OAN	72
	5.6.2 Multirotor Unamanned Aerial Vehicle	72
5.7	Componentes	74
	5.7.1 Herramientas de Hardware	74
	D-RTK GNSS DJI	74
	Paracaídas SafeAir	75
	Baterías TB48S	75
	Detector	76
	Telescopio	77
	Montura ecuatorial controlada por computadora	77
	5.7.2 Herramientas de cómputo	78
	Computadora a bordo: Jetson TX2i	78
	Computadora en tierra: Jetson AGX XAVIER	79
	5.7.3 Herramientas de Software	80
	Software Jetson TX2i	80
	Software Jetson AGX Xavier	82
5.8	Esquema del experimento	83

5.9	Campo de visión	83
5.10	Region de Interes (ROI)	84
5.11	Resolución lineal	84
5.12	Arreglo de LEDs	85
5.13	Conclusiones	86
6	UAVs como estrellas artificiales para sistemas de óptica adaptativa	87
6.1	Introducción	87
6.2	UAV como estrella de referencia artificial (AGS)	89
6.3	Propuestas para el uso de AGS	90
6.3.1	Determinación de la posición	90
6.3.2	Múltiples AGS para determinación de TIP-TILT	93
6.3.3	Turbulencia sobre UAV (multirotor)	93
6.3.4	Influencia de la turbulencia cercana al UAV(multirotor)	93
6.3.5	Efectos ópticos	94
6.3.6	Limitaciones en el tiempo de vuelo	95
6.3.7	Operación automática	95
6.3.8	Seguridad en los vuelos	96
6.4	Análisis de simulaciones y aportaciones	96
6.5	Conclusiones	98
7	Conclusiones generales	99
7.1	Trabajo a futuro	100
A	Primera publicación	101
B	Segunda publicación	109
	Bibliografía	119

Lista de figuras

1.1	Imagen de cúmulo estelar con turbulencia atmosférica. Crédito: Baranec, 2014 . . .	4
1.2	Imagen de cúmulo estelar con corrección parcial de la turbulencia atmosférica. Crédito: Baranec, 2014	5
2.1	Absorción atmosférica y telescopios astronómicos. Fuente: Chandra mission website and Space Telescope Science Institute	8
2.2	Formación ideal de la imagen de un objeto puntual.	9
2.3	Formación de imagen apertura circular y patrón de Airy.	9
2.4	Criterio de Rayleigh para la resolución de dos fuentes puntuales.	10
2.5	Propagación del frente de onda de una fuente puntual.	10
2.6	Representación de los polinomios de Zernike hasta el cuarto orden.	11
2.7	Frente de onda obtenido de la suma de los polinomios de Zernike: trefoil, coma y esférica.	12
2.8	Efectos de los modos Zernike sobre imagen puntual hasta el cuarto orden.	12
2.9	Representación de la turbulencia atmosférica. Fuente: Adaptación a imagen de Mohamed-Ismail and Mohamed-Sathik, 2015	13
2.10	Modelo de cascada de Kolmogorov para la disipación de la energía. Fuente: (Andrews, 2002)	15
2.11	Esquema de análisis espectral de la variación de la velocidad para la turbulencia atmosférica.	16
2.12	Perfil de turbulencia obtenido en el observatorio de San Pedro Mártir para el telescopio de 1.5 m lado izquierdo y el telescopio de 2.1 m lado derecho (Avila, Vernin, and Cuevas, 1998).	18
2.13	Efectos de la turbulencia sobre la imagen de una fuente luminosa. Fuente: Adaptive Optics in Astronomy Hardy, 1998	19
2.14	Esquema de la turbulencia atmosférica y sus relación con los parámetros r_0 , θ_0 y τ_0 Fuente: Sheffield, 2014.	22
2.15	Componentes de un sistema de óptica adaptativa convencional. Fuente: Sheffield, 2014.	24
2.16	Sensor de frente de onda Shack- Hartman. Credito: Scott Acton, Lick Observatory.	25
2.17	Relacion entre desplazamiento de la imagen de la fuente de referencia y la pendiente local del frente onda incidente (Castro, 2009).	26
2.18	Métodos para la corrección del frente de onda. Crédito: Boston Micromachine Corp.	27
2.19	Medición de los 21 modos de Zernike implementados mediante un espejo deformable segmentado. Crédito: IRIS AO	27
2.20	Lazo de control para sistema de óptica adaptativa. Crédito: Claire E. Max, UCSC	28
2.21	Compensación de la turbulencia atmosférica mediante la aplicación de óptica adaptativa. Crédito: Claire Max, Lick Observatory.	29
2.22	Probabilidad de encontrar una estrella de referencia de una magnitud específica a una cierta distancia angular (Roddier, 1999).	30
2.23	LGS instalados en los telescopios Keck I y Keck II apuntando al centro de la galaxia (Wizinowich, 2013).	31
2.24	Indeterminación del TILT por el uso de LGS.	32

2.25	<i>Efecto cono</i> producido por LGS Rayleigh y LGS sodio. Fuente: modificación de imagen obtenida en Tyson, 2012	33
2.26	Elongación del spot de LGS Sodio. Fuente: ONERA - The French Aerospace Lab	34
2.27	Comparación del ángulo isoplanático para capas turbulentas con diferentes alturas. Crédito: Morris, 2005	35
2.28	<i>Efecto cono</i> para capas turbulentas con diferentes alturas. Crédito: Morris, 2005	36
3.1	Propuesta de referencia artificial para la corrección de la capa de <i>Ground Layer</i>	38
3.2	Gráfica del diámetro crítico d_0 vs altura de la fuente de referencia para capa de <i>Ground Layer</i>	42
3.3	Gráfica de la dimensión lineal de la fuente de referencia a diferentes alturas considerando el tamaño angular óptimo para dos longitudes de onda.	43
3.4	Magnitud aparente vs intensidad luminosa de una fuente LED.	44
3.5	Movimiento aparente de las estrellas.	45
3.6	Velocidad de movimiento para la fuente de referencia.	45
3.7	Requerimiento para la estabilidad de la fuente de referencia a diferentes alturas.	46
3.8	Ejemplos de trayectorias para el MUAV	50
4.1	Hexacoptero DJI S800 EVO ¹	55
4.2	Sistema de propulsión (elemento) del MUAV S800-EVO.	56
4.3	Consola de mando para la operación y supervisión del sistema de propulsión.	57
4.4	Imágenes térmicas del motor apagado (izquierda) y el motor después de operar durante 5 minutos a su máxima velocidad (derecha).	58
4.5	Prueba de Schlieren con configuración de doble paso para determinar la distribución de flujo turbulento.	59
4.6	Prueba de Schlieren con motor en operación (izquierda) y en el instante después de apagarlo luego de operar a su máxima velocidad (derecha). Se puede observar la perturbación óptica producida por el aire caliente del motor y en forma de patrones circulares las imperfecciones de fabricación del espejo.	60
4.7	Esquema del experimento interferométrico. Un haz de luz con frente de onda plano sale del interferómetro (plano de transmisión) y se refleja sobre un espejo plano para regresar al interferómetro. El espacio entre los planos genera una cavidad de medición para determinar la deformación producida sobre un frente de onda plano (o de referencia).	61
4.8	El sistema de propulsión se colocó de forma aislada a la mesa óptica donde se encuentra instalado el interferómetro. Este sistema era controlado mediante la consola de operación mostrada. La hélice se colocó lateralmente al haz de luz para dirigir el flujo de aire caliente hacia la cavidad de medición.	62
4.9	Ejemplo de interferograma para el análisis con el método de Takeda. El número de franjas mostrado está relacionado con la inclinación del espejo plano de la configuración experimental.	63
4.10	Comparación de los mapas de fase obtenidos de la superficie del espejo plano. El mapa de fase, a la izquierda, es una medición directa del interferómetro ZYGO, y el mapa de fase de la derecha, se obtuvo del post-procesamiento de un interferograma con valores de RMS y pico-valle ajustados (Método Takeda).	63
4.11	Mapas de fase obtenidos de la turbulencia generada por el sistema de propulsión de un MUAV utilizando el método de Takeda. El valor pico-valle promedio es de $\lambda/18$ y el valor medio de RMS es de 0.007λ equivalente a una razón de Strehl de 0.998.	64
4.12	Mapa de fase del experimento obtenido con una medición estándar del interferómetro ZYGO. Se puede observar los efectos resultantes de las vibraciones inducidas por el sistema de propulsión sobre la mesa óptica.	65

4.13	Mapas de fase obtenidos con la técnica de corrimiento de fase con un tiempo de adquisición de $5 \mu\text{s}$. El valor pico-valle promedio es de $\lambda/21$ y el valor medio de RMS es de 0.007λ equivale a una razón de Strehl de 0.998.	66
5.1	Imagen de larga exposición del cielo nocturno en el OAN.	69
5.2	Estrella SAO 3786 observada dentro de un campo de medio grado.	70
5.3	Diagrama de flujo para las pruebas de validación experimental.	71
5.4	Dispositivo MATRICE 600 PRO.	74
5.5	Módulo de posición relativa D-RTK GNSS DJI.	75
5.6	Paracaídas SafeAir MATRICE 600.	75
5.7	Batería MATRICE 600.	76
5.8	Detector U3-3000SE.	76
5.9	Telescopio MEADE LX90.	77
5.10	Montura computarizada ORION EQ-Atlas.	77
5.11	Sistema embebido industrial Jetson TX2i.	78
5.12	Características técnicas de la tarjeta Jetson TX2i.	79
5.13	Módulo electrónico para tarjeta Jetson TX2i.	79
5.14	Sistema embebido Jetson Xavier.	80
5.15	Características técnicas de la tarjeta Jetson Xavier.	80
5.16	Funciones disponibles para programación del MUAV mediante el SDK-DJI.	81
5.17	Ejemplo de la consola de programación de la plataforma ROS.	81
5.18	Herramientas de software propuestas para procesamiento digital de imágenes.	82
5.19	Programa desarrollado en el software OpenCV para la detección y seguimiento de fuentes luminosas.	82
5.20	Formación de una referencia artificial para un sistema de óptica adaptativa tipo GLAO mediante un MUAV y arreglo de LEDs.	83
5.21	Campo de visión obtenido de la configuración telescopio-detector.	84
5.22	Detección de pixeles dentro de una región de interés.	85
5.23	Resolución lineal a diferentes alturas sobre el observatorio.	85
5.24	Matriz de LEDs de 64×64	86

Lista de tablas

2.1	Dependencia de los parámetros atmosféricos con la longitud de onda y el ángulo cenital.	21
2.2	Modos de Zernike j hasta el cuarto orden.	23
2.3	Errores residuales para los 12 primeros órdenes de Zernike.	23
3.1	Parámetros atmosféricos para la capa de <i>Ground Layer</i> del OAN.	40
3.2	Parámetros atmosféricos recalculados con $\lambda = 1500 \text{ nm}$	41
3.3	Desempeño máximo de MUAV.	49
3.4	Desempeño de vuelo de un MUAV.	52
5.1	Seeing atmosféricos y r_0 en el OAN, México.	72
5.2	Seeing y r_0 obtenidos de la capa de <i>Ground Layer</i> en el OAN	72
7.1	Requerimientos para la fuente luminosa.	99

Capítulo 1

Introducción

Nessun dorma! Nessun dorma!
Tu pure, oh Principessa
Nella tua fredda stanza
Guardi le stelle che tremano
D'amore e di speranza

Turandot-Giacomo Puccini

Desde la invención del telescopio, la atmósfera terrestre ha tenido un papel preponderante sobre la calidad de las imágenes obtenidas mediante observaciones astronómicas. Los avances de la física por entender el comportamiento de la luz han contribuido a la explicación de los efectos producidos por la atmósfera y sus consecuencias en la formación de imágenes.

Hoy en día se sabe, que las observaciones realizadas por medio de telescopios terrestres están limitadas como consecuencia de la interacción de la luz proveniente de los objetos astronómicos con la atmósfera terrestre. Afortunadamente, los desarrollos tecnológicos de las últimas décadas han permitido plantear distintas soluciones a esta limitante, donde dos de ellas han revolucionado la manera de hacer instrumentos astronómicos.

La primera solución consiste en colocar telescopios en el espacio, que desde el lanzamiento del observatorio espacial Hubble, al menos una decena de otros dispositivos espaciales se han puesto en órbita, sin tomar en cuenta los que actualmente se desarrollan como el satélite James Webb. Como segunda solución se tiene la implementación de sistemas de óptica adaptativa en los telescopios terrestres. Esta última ha abierto la posibilidad de incrementar el tamaño de estos instrumentos ópticos, dando paso a la planificación de los nuevos de mega-telescopios, cuyos espejos oscilan entre 30 y 100 metros de diámetro.

Aunado a lo anterior, se han realizado minuciosos estudios alrededor del mundo para determinar las mejores ubicaciones para la construcción de estos nuevos mega-telescopios. Los resultados de estos estudios colocan al Observatorio Astronómico Nacional ubicado en Baja California, México, como uno de los cuatro mejores lugares para realizar observaciones astronómicas, junto con la isla Maunakea en Hawái, la región montañosa al norte de Chile y las islas Canarias.

El Observatorio Astronómico Nacional (OAN) se encuentra ubicado en la sierra de San Pedro Mártir en el estado de Baja California, México. Se ubica a una altura promedio de 2830 metros sobre el nivel del mar. La localización de este observatorio se eligió con base en las condiciones atmosféricas excepcionales, la poca humedad y la escasa contaminación lumínica que se tiene en los alrededores del lugar. Estas características únicas han impulsado el constante crecimiento de su infraestructura, así como el desarrollo de nuevos proyectos con colaboraciones nacionales e internacionales. Dentro de estas últimas, podemos destacar la construcción de un nuevo telescopio, el cual contará con un espejo (primario) de 6.5 m de diámetro, el más grande construido hasta el momento en el país.

Adicionalmente, la instrumentación astronómica mexicana trabaja en el desarrollo de proyectos que generen el conocimiento y la experiencia necesaria para el desarrollo y aplicación de sistemas de óptica adaptativa. Si bien por el momento México no cuenta con ningún telescopio con este tipo de tecnología, no es difícil imaginar que este tipo de sistemas formarán parte del diseño y la construcción de la nueva infraestructura del observatorio.

1.1 Motivación

Al inicio de esta investigación, no existía ninguna información referente al uso de Unmanned Aerial Vehicles (UAV) en aplicaciones para telescopios ópticos astronómicos, sin embargo, ya existían un gran auge por implementar estos dispositivos como herramientas en distintas áreas incluidas las científicas (Suraj Gupta, Mangesh Ghonge, 2013). En muchas de las propuestas existentes o en desarrollo, se requería el uso de cámaras de vídeo o fotográficas (elementos ópticos) para su aplicación.

Si bien existían varias líneas de investigación abiertas para cada una de las distintas categorías de UAV, era la subcategoría conocida como Multirotor Unmanned Aerial Vehicles (MUAV) la que presentaba los avances más excepcionales (Gupte, Mohandas, and Conrad, 2012) y de forma más constante (incluso hasta la época actual). Dentro de las mejoras desarrolladas para estos dispositivos podemos destacar: nuevas versiones de sus controladores de vuelo (algoritmos de control y electrónica), mejor estabilidad de vuelo (en posicionamiento y seguimiento de trayectorias), un mayor tiempo de autonomía o tiempo de vuelo (sistemas más eficientes y mejores baterías) e incluso la automatización de rutinas (sistemas automáticos y programables).

La implementación de MUAV para instrumentación astronómica tenía aplicaciones novedosas como el uso de octacópteros en el análisis y calibración de instrumentos desarrollados para la detección de luz ultravioleta en el Observatorio de Rayos Cósmicos Pierre Auger (Matthews, 2013; Bäuml, 2013), o el de experimentos realizados para la calibración de antenas de microondas requeridas para la detección de eventos de altas energías (rayos cósmicos) (Eisenblaetter et al., 2014). En estos casos era necesario que los dispositivos portaran fuentes calibradas para las longitudes de onda de trabajo de los detectores utilizados (UV o microondas). Para estas aplicaciones era suficiente realizar vuelos estáticos (hover) a una distancia determinada o seguir trayectorias en línea recta.

1.2 MUAV como herramienta para telescopios astronómicos

En el año 2015, Chang et al. implementan una técnica novedosa para calibrar un radio telescopio de 5 metros de diámetro utilizando un hexacóptero. Para su experimento fue necesario montar una fuente de referencia (transmisor de radio caracterizado) en el MUAV y programar trayectorias rectas a una altura específica (150 m) de modo tal que se formara una cuadrícula, estas trayectorias se realizaron de forma automática por el MUAV. Los datos de la posición del MUAV obtenidos del GPS en conjunto con los datos obtenidos por el radio telescopio se procesaron para obtener la calibración del mismo.

Biondi et al., 2016 publican un trabajo donde se plantea el uso de MUAV como herramientas para telescopios ópticos. Entre las aplicaciones propuestas se encuentran: la medición de parámetros atmosféricos, el mantenimiento de telescopios, la medición propiedades ópticas y la medición de turbulencia atmosférica.

En el caso de la medición de parámetros atmosféricos, ésta se propone realizar por medio de sensores instalados en el MUAV, esto con el objetivo de caracterizar a diferentes alturas los

siguientes parámetros atmosféricos: temperatura, presión, humedad y, además, la velocidad y dirección del viento. Estos parámetros son fundamentales para la caracterización de sitios astronómicos.

El mantenimiento de telescopios se enfoca hacia el uso de estos dispositivos para la alineación de los espejos del telescopio (primario y secundario). Aquí se requiere que el MUAV transporte una fuente luminosa y se posicione de forma estática a una distancia que oscilan entre 20 y 300 metros sobre el eje óptico del telescopio que se requiere calibrar. Del mismo modo, estos dispositivos pueden ser utilizados de forma rutinaria para la verificación y alineación de los espejos pertenecientes a telescopios segmentados.

Con el objetivo de evaluar propiedades ópticas, se establece la posibilidad transportar fuentes calibradas e instrumentos ópticos para determinar la dispersión y la reflectividad de los espejos de los telescopios. Además de la posibilidad de determinar la turbulencia atmosférica. Aquí se propone utilizar los métodos ópticos conocidos para obtener los perfiles de turbulencia (SCIDAR, MASS, DIMM, etc.), con la diferencia de que la luz analizada no provenga de las estrellas, sino de fuentes luminosas portadas por el MUAV.

Finalmente, podemos encontrar en un trabajo, de reciente publicación, un análisis general sobre el uso de MUAV como fuentes de referencia artificiales para sistemas de óptica adaptativa convencionales y solares Basden et al., 2018. Este trabajo es de particular interés para nuestro proyecto, ya que nos permite confirmar algunos planteamientos establecidos dentro nuestro trabajo y, además, nos sirve para contrastar ideas y conclusiones. Por lo anterior, se le dedicará un capítulo en este trabajo de tesis.

Cabe mencionar que en los trabajos de (Biondi et al., 2016) y Basden et al., 2018 se cuestionan sobre los efectos ópticos que se tendrían al operar los MUAV como fuentes de referencia luminosa par telescopios ópticos. El análisis de estos efectos es evaluado como parte de nuestra investigación.

1.3 Objetivos de la investigación

1.3.1 Objetivo general

El objetivo principal de esta investigación es determinar si los Unmanned Aerial Vehicles (UAV), también conocidos como *drones*, y en particular la sub categoría Multirrotor-UAV (MUAV), tienen la capacidad de ser utilizados como fuentes de referencia artificiales para los sistemas de óptica adaptativa enfocados en la corrección parcial de la turbulencia atmosférica.

1.3.2 Objetivos particulares

Los objetivos particulares de este trabajo son:

- Realizar un análisis general de las características de fuentes de referencia, tanto naturales como artificiales, utilizadas para sistemas de óptica adaptativa de telescopios astronómicos.
- Determinar las características de la turbulencia atmosférica de la capa de Ground Layer del Observatorio Astronómico Nacional (OAN) en San Pedro Mártir, México.
- Establecer los requerimientos para una fuente de referencia artificial portada por un MUAV.
- Realizar un análisis comparativo para cada uno de los requerimientos establecidos y las capacidades actuales de los MUAV.

- Determinar la influencia óptica producida por un MUAV sobre la luz de referencia que porta.
- Proponer un experimento para la validación de la nueva fuente de referencia artificial.

1.4 Ventajas de la corrección parcial de la turbulencia

Las bases de la astronomía moderna son el resultado de la búsqueda por entender el comportamiento de los diferentes cuerpos celestes como galaxias, estrellas, planetas, entre otros. Toda la información que se tiene de estos objetos astronómicos se conoce a partir del procesamiento de la luz que recibimos de ellos. De hecho, muchos de los objetos observados ya han dejado de existir cuando los observamos.

Teniendo en cuenta que no es posible controlar ni repetir los eventos acontecidos en el universo, es fundamental poder analizar la mayor cantidad de información posible. Esto se logra a partir de almacenar las imágenes obtenidas por los diferentes telescopios alrededor del mundo. No obstante, sin importar el tamaño de los telescopios, la atmósfera terrestre limita el desempeño de estos instrumentos ópticos para realizar dicha tarea.

Mediante la implementación de sistemas de óptica adaptativa es posible mejorar el desempeño de los telescopios terrestres, incluso cuando se corrigen los efectos de atmósfera de manera parcial. A continuación, se muestra dos imágenes del mismo cúmulo estelar. La primera como es observado por la mayoría de los telescopios, es decir limitado por la atmósfera y la segunda utilizando un sistema de óptica adaptativa de corrección parcial. En el campo de la astronomía cualquier posible mejora de las observaciones siempre representará contar con mayor información para seguir entendiendo al cosmos.

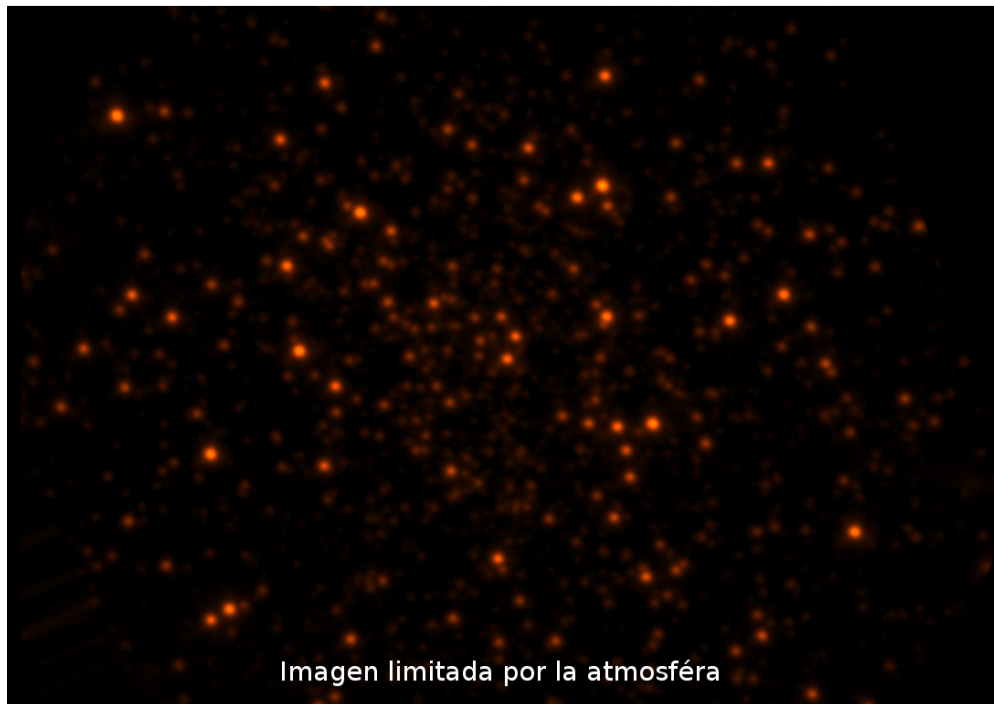


FIGURA 1.1: Imagen de cúmulo estelar con turbulencia atmosférica. Crédito: Baranec, 2014

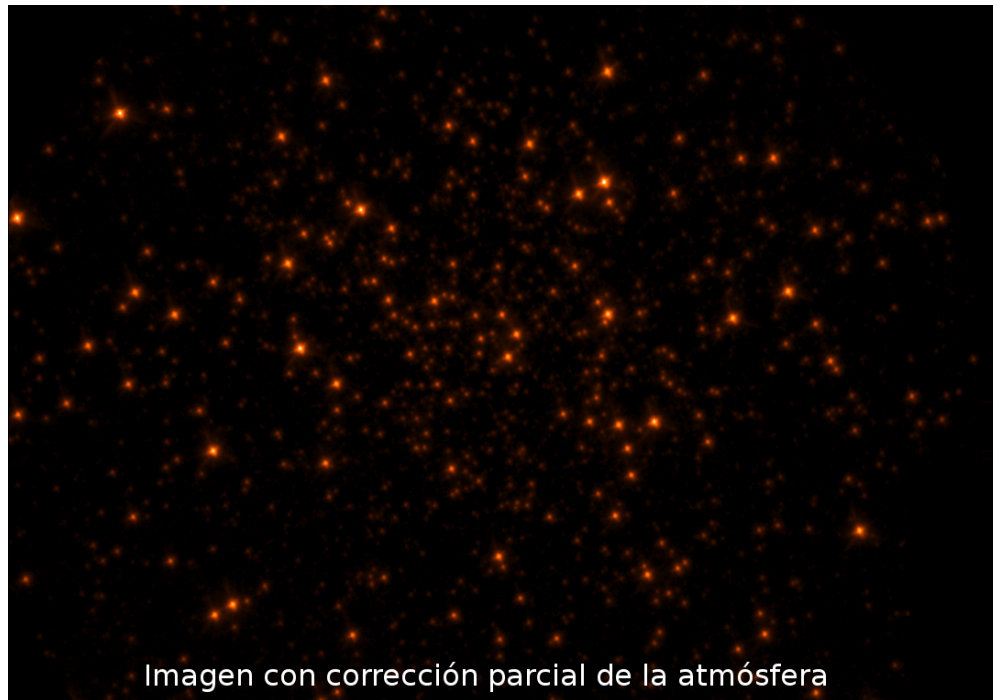


FIGURA 1.2: Imagen de cúmulo estelar con corrección parcial de la turbulencia atmosférica. Crédito: Baranec, 2014

1.5 Estructura de la tesis

El presente trabajo de tesis se divide en siete capítulos donde se abordan los resultados obtenidos para la implementación de un nuevo método para generar una fuente de referencia artificial de un sistema de óptica adaptativa. Así mismo, se presentan las bases teóricas del funcionamiento de los sistemas de óptica adaptativa y se presenta el análisis desarrollado para establecer los requerimientos para generar un sistema de referencia funcional, para posteriormente, realizar un estudio comparativo de los MUAV disponibles hasta el momento capaces de cumplir con dichos requerimientos. Adicionalmente, se investigan los efectos ópticos producidos por estos dispositivos aéreos en condiciones de laboratorio para caracterizar su desempeño como referencia artificial. También, se establece una propuesta experimental con el objetivo de validar en un futuro el concepto presentado y finalmente, se analiza la publicación de un trabajo similar sobre la aplicación de estos dispositivos aéreos para la corrección de la turbulencia atmosférica.

En el capítulo 2 se aborda la teoría óptica que fundamenta nuestro trabajo de investigación. Desde la formación de imágenes hasta los sistemas de óptica adaptativa para corrección parcial de la turbulencia atmosférica conocidos como GLAO (por las siglas en inglés; Ground Layer Adaptive Optics).

Los estudios realizados para determinar la viabilidad de emplear un MUAV como portador de una fuente luminosa, se desarrollan en el capítulo 3. Como parte de este estudio se consideran los efectos ópticos producidos por la capa de turbulencia atmosférica de Ground Layer perteneciente al Observatorio Astronómico Nacional, en México.

En el capítulo 4 se expone el desarrollo que se llevó a cabo para determinar los efectos de turbulencia autogenerada por un MAUV en condiciones de laboratorio. Los resultados obtenidos en esta parte del trabajo son fundamentales para la validación para el uso de estos dispositivos aéreos como fuente de referencia artificial.

Después, en el capítulo 5 se desarrolla la propuesta experimental para evaluar el desempeño operativo de un MUAV comercial implementando como fuente de referencia artificial. Aquí se detallan los elementos tanto de hardware como de software requeridos para dicha evaluación.

En el capítulo 6 se discute y compara el trabajo presentado por Basden et al. (2018). Dado que este trabajo fue publicado de manera paralela al nuestro, nos sirve como un buen complemento de nuestra investigación. Consideramos relevante sus resultados tomando en cuenta la amplia experiencia del grupo de Durham en el desarrollo de sistemas de óptica adaptativa y sistemas de referencia artificial láser.

Por último, se presentan las conclusiones generales de nuestro trabajo de investigación en el capítulo 7.

De manera adicional, en los apéndices A y B de este trabajo, se presentan los artículos arbitrados publicados como resultado de nuestra investigación.

Capítulo 2

Óptica adaptativa

2.1 Introducción

Los fenómenos físicos relacionados con la luz siempre han llamado la atención de los científicos a largo de la historia de la humanidad. Desde la sencilla cámara estenopeica hasta los más modernos instrumentos para procesar la totalidad del espectro electromagnético, el entendimiento de la óptica ha sido un proceso acumulativo de conocimiento que ha perdurado por muchos siglos y sigue vigente hasta nuestros días.

Aunado a lo anterior, la mayoría de las veces, los avances teóricos dentro del campo de la óptica han sido acompañados por aplicaciones que favorecen el desarrollo tecnológico de su tiempo, o han sido base de desarrollos futuros. Esta relación es primordial para el avance de la ciencia como la conocemos.

Ahora bien, desde la invención del primer telescopio, la astronomía y el campo de la óptica han estado relacionadas en la búsqueda por comprender los distintos fenómenos que se producen en el universo a partir de la luz observada, donde la atmósfera terrestre siempre ha representado uno de los mayores desafíos para las observaciones astronómicas. Esto debido a que su interacción con el espectro electromagnético evita que algunas longitudes de onda se propaguen de manera libre, ya sea por mecanismos de absorción o por esparcimiento (dispersión). Más aún, las variaciones de temperatura en la atmósfera afectan las observaciones realizadas dentro el espectro visible e infrarrojo y los niveles de humedad a las observaciones en longitudes del radio.

Existen varias soluciones para resolver los problemas relacionados con la atmósfera, que van desde caracterización de sitios astronómicos; el uso de aeronaves como globos y aviones, los cuales transportan telescopios abordo; el uso de satélites artificiales como telescopios espaciales; y en el caso de los telescopios terrestre ópticos-infrarrojos, se utilizan los sistemas de óptica adaptativa. Estos sistemas han permitido que los nuevos telescopios terrestres sean cada vez de mayor tamaño, incluso hasta superar la decena de metros en sus espejos. La figura 2.1 esquematiza la absorción atmosférica del espectro electromagnético y el tipo de telescopios utilizado para la observación de dicho espectro.

En este capítulo se abordan de manera general algunos puntos necesarios para entender los conceptos de la técnica de óptica adaptativa y sus variantes. Es importante enfatizar que este tema es muy vasto y, por lo tanto, nos enfocaremos solamente en los puntos que nos permitan sustentar nuestro trabajo de investigación.

En la sección 2.2 se aborda la teoría de formación de imágenes y sus complicaciones. En la sección 2.3 se analiza el fenómeno de turbulencia atmosférica y la manera de cuantificarla. En la sección 2.4 se establece la caracterización de la turbulencia atmosférica por medio de los parámetros atmosféricos. Posteriormente, en la sección 2.5 se describe el funcionamiento de los sistemas de óptica adaptativa convencionales y las partes que lo integran. La sección 2.6

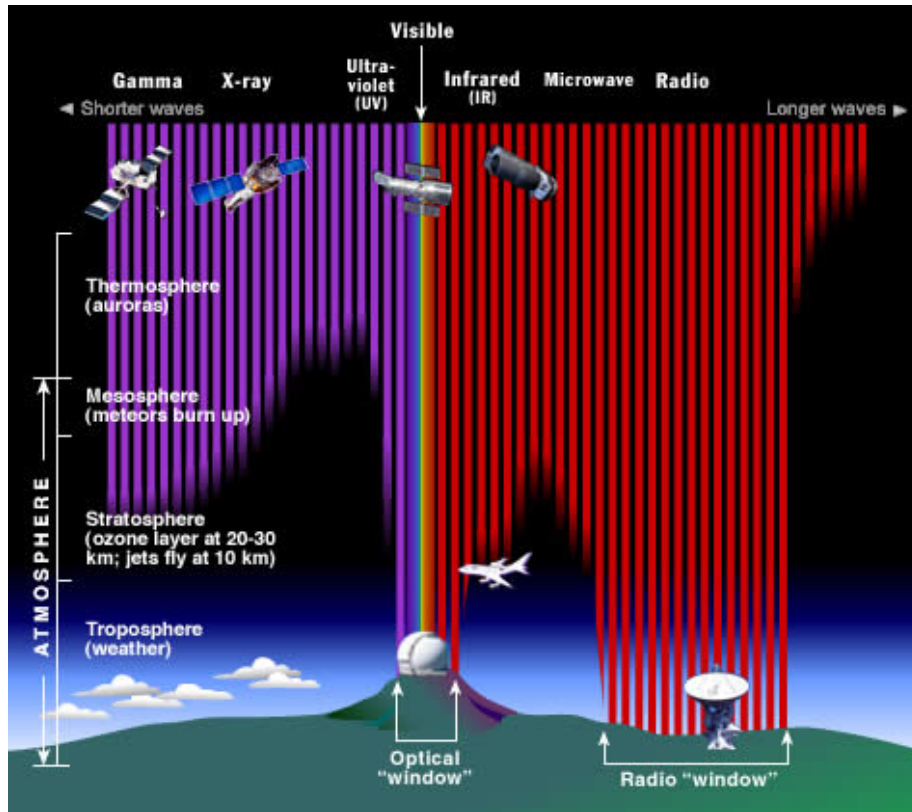


FIGURA 2.1: Absorción atmosférica y telescopios astronómicos. Fuente: Chandra mission website and Space Telescope Science Institute

aborda los tipos de fuentes de referencia de los sistemas de óptica adaptativa. Finalmente, en la sección 2.7 se mencionan algunas ventajas de los sistemas de óptica adaptativa enfocados en la corrección parcial de la turbulencia atmosférica.

2.2 Formación de imágenes

De manera preliminar, es necesario definir a un sistema óptico para la formación de imágenes como un sistema con la capacidad de procesar la información de la luz de un objeto en el espacio tridimensional para obtener su representación en un espacio de dos dimensiones. Así mismo, es necesario definir a los componentes ópticos como los elementos que integran a dichos sistemas y tienen la capacidad para interactuar con la luz ya sea por reflexión, refracción, concentración, filtrado óptico o polarización.

El sistema óptico para formación de imágenes más simple consiste en utilizar una pequeña apertura. Esto con el objetivo de limitar la luz proveniente de un objeto a una cierta distancia y de este modo obtener su imagen representada en un plano, también conocido como plano imagen. De manera ideal y simplificada podríamos pensar en la imagen formada de un objeto muy pequeño o puntual por un sistema óptico debería corresponder a un punto sobre el plano imagen, tal como se muestra en la figura 2.2. Sin embargo, en la realidad esto no sucede, ya que, al propagarse la luz, esta presenta un comportamiento ondulatorio que al interactuar con algún obstáculo físico se produce un fenómeno conocido como difracción.

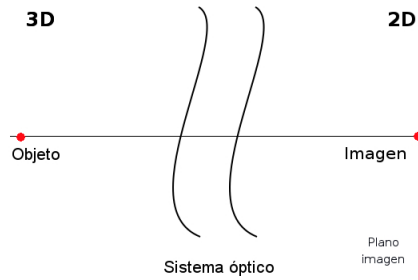


FIGURA 2.2: Formación ideal de la imagen de un objeto puntual.

En el caso de las aperturas con forma circular, la imagen obtenida de un objeto puntual debido a la difracción es un patrón de anillos concéntricos difusos alrededor de un punto brillante. A este patrón se le conoce como patrón de Airy. En imagen 2.3 se muestra un bosquejo de la formación de la imagen de un objeto puntual cuya luz atraviesa una apertura circular. En este caso el tamaño del círculo central es dependiente del tamaño de la apertura y la longitud de onda de la luz. En el caso de los sistemas ópticos que incluyen lentes y espejos circulares se presenta el fenómeno de difracción, de igual forma. Para estos sistemas el tamaño disco de Airy dependerá del diámetro asociado a cada uno de sus elementos.

El tamaño del círculo central producido por un sistema óptico se puede calcular mediante la ecuación 2.1:

$$\theta = 1.22 \frac{\lambda}{D}, \tag{2.1}$$

donde el valor θ es la resolución, λ la longitud de onda de la luz observada y D es el tamaño de la apertura.

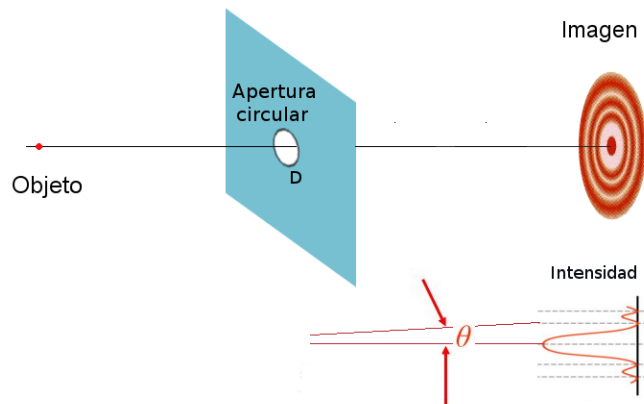


FIGURA 2.3: Formación de imagen apertura circular y patrón de Airy.

Así mismo, la capacidad de los sistemas ópticos para resolver dos objetos puntuales se puede determinar mediante el criterio Rayleigh. Este criterio establece que la separación angular, entre las fuentes, debe ser tal que el máximo central de la imagen del patrón de Airy de una fuente se centre en el primer mínimo de la imagen del patrón de Airy de la otra. Cuando un sistema óptico alcanza el máximo valor de resolución teórico se dice que el sistema trabaja al límite difracción (véase, figura 2.4).

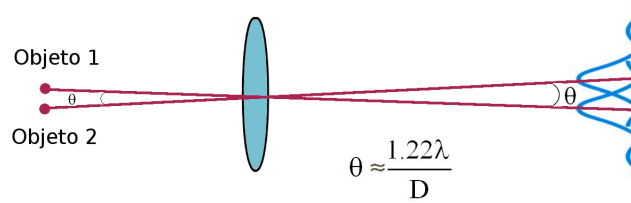


FIGURA 2.4: Criterio de Rayleigh para la resolución de dos fuentes puntuales.

2.2.1 Propagación de la luz

Si un objeto tiene la capacidad de emitir luz se le nombra fuente luminosa. La superficie formada por la propagación de las ondas de luz con la misma fase se le conoce como frente de onda y las líneas en dirección de la propagación de ondas como rayos. Estos rayos son siempre perpendiculares al frente de onda. La figura 2.5 muestra una representación de la propagación de la luz de una fuente puntual, donde inicialmente el frente de onda emitido tiene una forma esférica, pero al recorrer distancias muy largas ese frente de onda se vuelve plano. En el caso de las estrellas, estas se encuentran a una distancia muy grande a la Tierra, por lo cual podemos considerarlas fuentes puntuales y su frente de onda como un frente de onda plano.

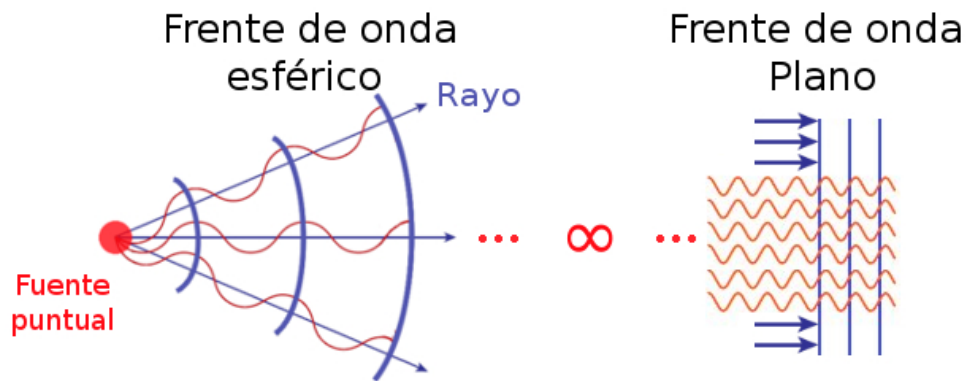


FIGURA 2.5: Propagación del frente de onda de una fuente puntual.

2.2.2 Degradación en la formación de imágenes

Existen varias razones por las cuales los sistemas ópticos no alcanzan el desempeño teórico esperado para la formación de imágenes. Entre las que podemos destacar las siguientes:

- La interacción de luz entre dos medios ópticos diferentes.
- Defectos en la fabricación de los componentes ópticos.
- Desalineación de los componentes ópticos.
- Gradientes de temperatura en los sistemas ópticos.
- Gradientes de temperatura en el medio exterior al sistema óptico.

Todos los puntos anteriores, modifican en cierto modo el camino recorrido por la luz al propagarse y, por lo tanto, se producen variaciones en su frente de onda, lo cual es conocido con el nombre de aberraciones ópticas. Estas aberraciones pueden ser fijas o variantes en el tiempo.

Las aberraciones ópticas pueden clasificarse como cromática y monocromáticas. Los efectos de las aberraciones monocromáticas en las imágenes se pueden evaluar y cuantificar analizando las deformaciones del frente de onda, en la pupila de los sistemas ópticos, con ayuda de los polinomios de Zernike.

Los polinomios de Zernike pueden ser expresados utilizando coordenadas polares (ρ, θ) , para una apertura circular, mediante las siguientes expresiones (Roddi, 1990).

$$Z_n^m(\rho, \theta) = \sqrt{n+1} R_n^m \begin{cases} \sqrt{2} \cos(m\theta) \\ \sqrt{2} \text{seno}(m\theta) \\ 1(m=0) \end{cases}, \quad (2.2)$$

donde

$$R_n^m(\rho) = \sum_{s=0}^{(n-m)/2} \frac{(-1)^s (n-s)!}{s! [(n+m)/2 - s]! [(n-m)/2 - s]!} \rho^{n-2s} \quad (2.3)$$

El índice n es conocido como grado radial y el índice m como la frecuencia azimutal o grado azimutal.

Los polinomios de Zernike se utilizan para ajustar la forma de un frente de onda. Esto se logra mediante la suma de las diferentes superficies o modos (Z_n^m). La figura 2.6 muestra un ejemplo de los polinomios de Zernike normalizados. El ajuste se realiza asignándoles el valor de una constante de proporcionalidad a cada uno de estos polinomios hasta obtener la forma del frente de onda analizado. La figura 2.7 muestra el frente de onda obtenido de sumar las superficies normalizadas correspondientes a trefoil, coma y esférica.

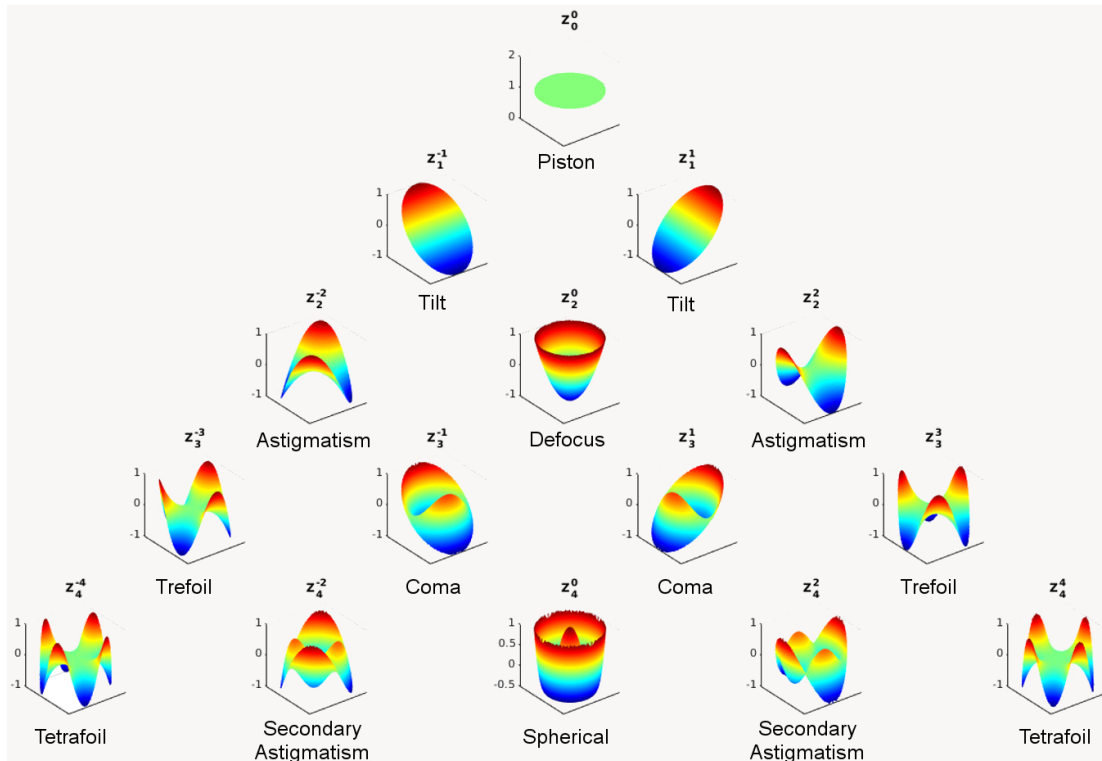


FIGURA 2.6: Representación de los polinomios de Zernike hasta el cuarto orden.

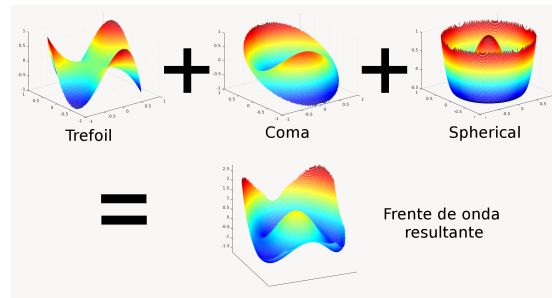
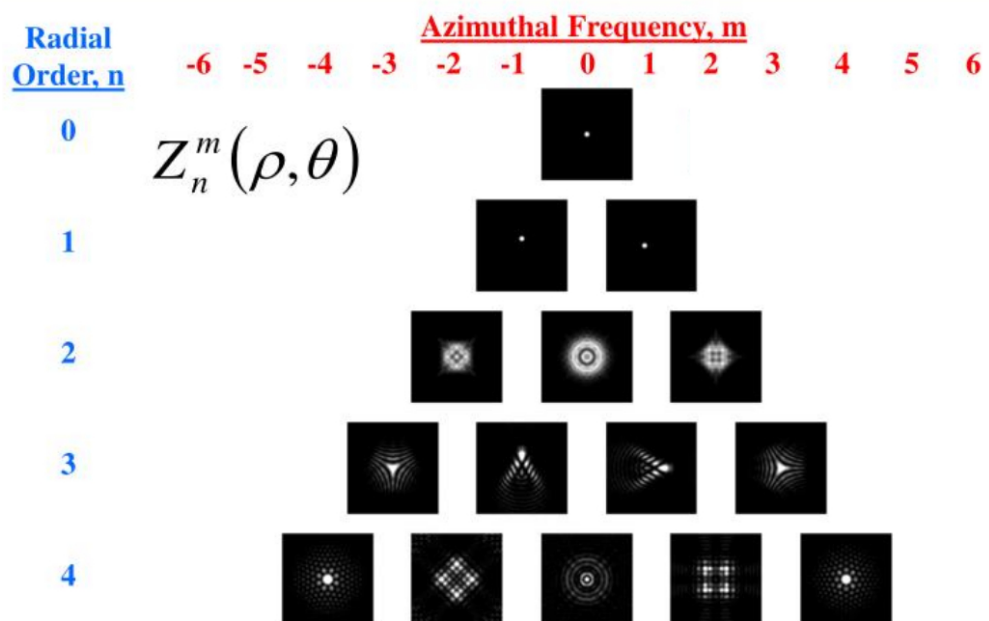


FIGURA 2.7: Frente de onda obtenido de la suma de los polinomios de Zernike: trefoil, coma y esférica.

La figura 2.8 ejemplifica los efectos producidos por la deformación del frente de onda de los polinomios de Zernike hasta el cuarto orden sobre la imagen de un objeto puntual.



Patrick Y. Maeda, Psych 221/EE362 Applied Vision and Imaging Systems, Stanford University, 2003.

FIGURA 2.8: Efectos de los modos Zernike sobre imagen puntual hasta el cuarto orden.

En particular dentro del campo de la astronomía, cuando se utilizan sistemas ópticos para procesar la luz proveniente de objetos celestes es común observar el efecto de las aberraciones ópticas. Dado que los objetos celestes se encuentran a una distancia muy grande, se puede establecer que el frente de onda proveniente de estos objetos es plano. Sin embargo, este frente de onda sufre diferentes aberraciones desde su primer contacto con la atmósfera terrestre pasando por el sistema óptico hasta su llegada al plano imagen (posición del detector).

En observaciones astronómicas, las deformaciones sobre el frente producidas por los errores del proceso de diseño y manufactura de los sistemas opto-mecánicos son fijas (invariantes en el tiempo). En el caso de los efectos de los gradientes de temperatura sobre los sistemas opto-mecánicos, estos varían en el tiempo con una frecuencia baja ($f < 10$ Hz). Aquí también podemos incluir los efectos producidos por la gravedad y el movimiento de los sistemas opto-mecánicos. Finalmente, existen variaciones con una frecuencia mayor a las ya mencionadas,

las cuales normalmente se atribuyen al fenómeno de la interacción de la luz con la atmósfera terrestre, también conocido como turbulencia atmosférica.

En el caso de aberraciones fijas y de baja frecuencia, estas se corrigen mediante el uso de la técnica denominada óptica activa. Los efectos producidos por la turbulencia atmosférica se corrigen mediante la implementación de óptica adaptativa.

2.3 Turbulencia atmosférica

Cuando la luz se propaga a través de la atmósfera terrestre atraviesa regiones o capas compuestas de aire con diferentes gradientes de temperatura y con diferentes densidades. Esto tiene como resultado que dichas regiones presenten diferentes índices de refracción entre ellas. A su vez, el viento desplaza estas regiones provocando variaciones en su distribución de forma persistente y aleatoria. A este fenómeno se le conoce como turbulencia atmosférica.

Las variaciones en el índice de refracción de la atmósfera dan como resultado variaciones en la velocidad de propagación de los diferentes rayos provenientes de una fuente. Por lo tanto, el frente de onda que inicialmente era plano se distorsiona. A medida que la luz se propaga, los efectos de turbulencia se van acumulando, dando como resultado un error en la fase del frente de onda aleatorio, tal como se muestra en la figura 2.9.

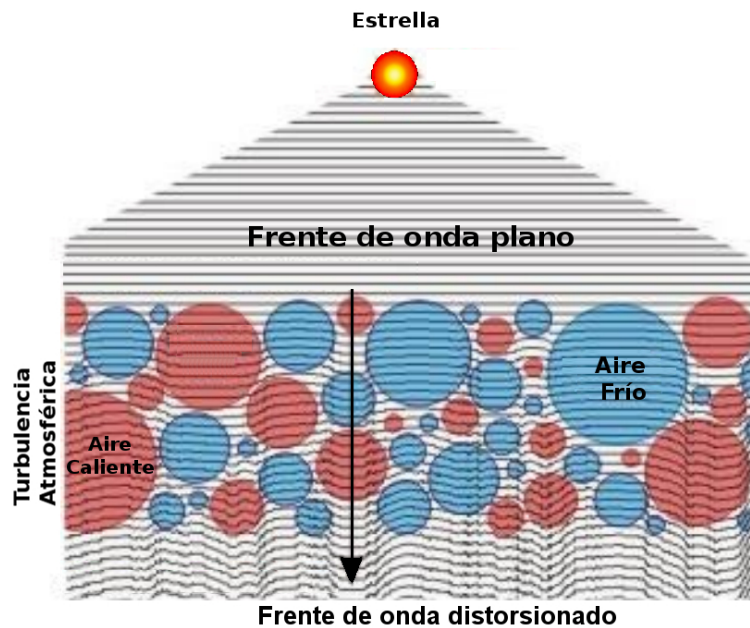


FIGURA 2.9: Representación de la turbulencia atmosférica. Fuente: Adaptación a imagen de Mohamed-Ismail and Mohamed-Sathik, 2015

Se sabe, desde los primeros usos del telescopio, que los efectos contraproducentes de la atmósfera disminuyen con una mayor altitud, por lo cual, los observatorios astronómicos se construyen en las cimas de regiones montañosas. Sin embargo, para eliminar mayormente estos efectos es necesario entender cómo se produce la turbulencia y poder cuantificar sus efectos sobre la propagación de la luz.

2.3.1 Cuantificación de la turbulencia atmosférica

Si bien es cierto que los efectos de la atmósfera en observaciones astronómicas eran conocidos desde la invención del telescopio (siglo XVII), la propuesta para comprender los procesos físicos de este fenómeno mediante un análisis estadístico, fue presentada por Richardson Kolmogorov hasta en 1941 y ha sido extendida por Alexander Obukhoff, Valerian Tatarski, David Fried, François Roddier, entre otros (Avilés Urbiola, 2010).

Modelo de turbulencia de Kolmogorov

Uno de los modelos más utilizados para el análisis de la turbulencia es el modelo de Kolmogorov. Este modelo considera a la atmósfera como un fluido viscoso, donde las características de su movimiento pueden ser clasificadas como: laminar o turbulento. Lo anterior se determina mediante el cálculo del número de Reynolds, de dicho flujo, utilizando la siguiente ecuación:

$$Re = \frac{VL}{\nu}, \quad (2.4)$$

donde V es la velocidad del fluido, L es la longitud característica y ν es la viscosidad cinemática del fluido. Si considera que el aire tiene una viscosidad de $\nu \simeq 1.5 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$, una velocidad típica del viento dentro del orden de metros por segundo y una longitud característica en el orden de los kilómetros, el resultado obtenido es $Re \geq 10^6$. Este valor sobrepasa el valor crítico de 2300 que caracteriza a los flujos laminares y por lo tanto se puede considerar el movimiento de la atmósfera como un flujo altamente turbulento.

En este modelo se propone la transferencia de energía en forma de cascada. Es decir, grandes masas de aire son calentadas por el Sol lo cual produce su movimiento en forma de remolinos. Estos remolinos transfieren su energía en forma de energía cinética mediante la generación de remolinos más pequeños, los cuales a vez generan otros más pequeños y así sucesivamente. Este proceso termina cuando las propiedades físicas del aire permiten disipar la energía restante en forma de calor.

A las estructuras de mayor tamaño, las cuales pueden medir entre decenas y centenas de metros, se les conoce como escala externa de la turbulencia L_0 y a las estructuras de menor tamaño, que se encuentran en el orden de los milímetros, como escala interna l_0 . Aquí cabe recordar que la distribución de estos remolinos es aleatoria. A las estructuras comprendidas entre L_0 y l_0 , se le denomina rango inercial, en el cual se puede relacionar la fuerza de la turbulencia con el tamaño de los remolinos o de su frecuencia espacial κ , a lo cual se conoce como el espectro de la turbulencia. La figura 2.10 muestra una representación de la transferencia de energía en forma de cascada.

Kolmogorov analizó las características espaciales de turbulencia a partir de la función de estructura de una variable aleatoria. Mediante esta función se determina el valor esperado de la diferencia de los valores de una variable x medida en dos posiciones distintas R_1 y R_2 y se define mediante la ecuación 2.5 (Quirrenbach, 2002).

$$D_x(R_1, R_2) = \langle |x(R_1) - x(R_2)|^2 \rangle \quad (2.5)$$

Kolmogorov utilizó la función de estructura para el análisis de la velocidad de la turbulencia. Asumiendo que la turbulencia es incompresible, homogénea e isotrópica, mediante un análisis dimensional demuestra que la función de estructura puede determinarse de la siguiente manera:

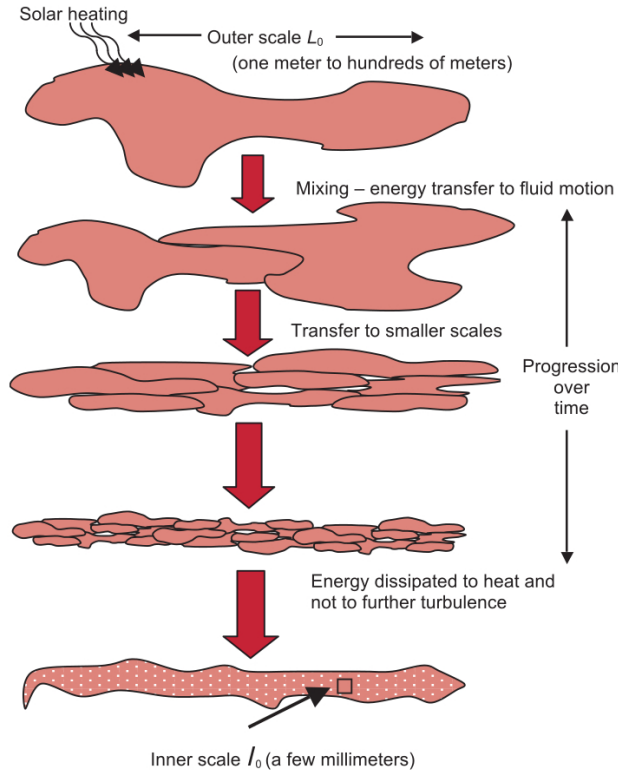


FIGURA 2.10: Modelo de cascada de Kolmogorov para la disipación de la energía. Fuente: (Andrews, 2002)

$$D_v(R_1, R_2) = \langle |v(R_1) - v(R_2)|^2 \rangle = C_v^2 \cdot |R_1 - R_2|^{2/3} = C_v^2 r^{2/3}, \quad l_0 \ll r \ll L_0, \quad (2.6)$$

donde r es la distancia que separa dos puntos y C_v^2 es la constante de estructura de la velocidad, la cual tiene unidades de $m^{4/3}/s^2$. Esta constante es una medida de la cantidad total de energía de la turbulencia.

Ahora bien, la turbulencia mezcla diferentes capas del aire atmosférico, las cuales tiene diferentes temperaturas. Esto tiene como resultado la formación de "celdas atmosféricas" con diferentes densidades y, por lo tanto, índices de refracción dentro del rango inercial. Dado que estas celdas son desplazadas por convección o por el viento, se puede realizar un análisis similar al anterior, considerando las variaciones de temperatura homogéneas e isotrópicas. La función de estructura obtenida para el parámetro de temperatura es la siguiente:

$$D_T(R_1, R_2) = C_T^2 r^{2/3}, \quad (2.7)$$

donde C_T^2 es la constante de estructura de la temperatura con unidades de $grados^2/m^{2/3}$.

Luego, a partir de la función de estructura de la velocidad, en conjunto con la ley del gas ideal y considerando que las variaciones del índice de refracción son proporcionales a la densidad del aire de una celda, se obtiene la función de estructura del índice de refracción representada mediante la siguiente expresión:

$$D_n(R_1, R_2) = C_n^2 r^{2/3}, \quad (2.8)$$

donde C_n^2 es la *constante de estructura del índice de refracción*, el cual tiene unidades de $m^{-2/3}$. En esta constante se engloba el comportamiento estadístico de las fluctuaciones del índice de refracción dentro del rango inercial $l_0 \ll r \ll L_0$, por lo que a este parámetro se le considera una medida de la intensidad de la turbulencia. Es importante mencionar que la atmósfera terrestre se encuentra estratificada en capas con distintas intensidades de turbulencia a diferentes alturas. Lo anterior, hace posible determinar los valores de C_n^2 por medio de mediciones puntuales de temperatura para obtener C_T^2 . La ecuación 2.9 relaciona ambos parámetros.

$$C_n^2 = (7.9 \times 10^{-5})^2 \frac{P[\text{mbar}]}{T[\text{K}]^2} \cdot C_T^2, \quad (2.9)$$

donde P es la presión y T la temperatura obtenidas para la altura de la capa.

Finalmente, para la propagación del espectro óptico las variaciones del índice de refracción se producen principalmente por ligeras variaciones de la temperatura, lo cual, a su vez está relacionado con la formación de los remolinos. Esto tiene como resultado que en el espacio de frecuencias espaciales κ tanto las variaciones del índice de refracción como las variaciones de temperatura tengan la misma tendencia matemática que la obtenida para la variación de las velocidades (Tatarski, Silverman, and Chako, 1961). En un análisis unidimensional y dentro del rango inercial ($l_0 \ll r \ll L_0$) esta tendencia puede ser descrita mediante la ley de potencias $\kappa^{-5/3}$. A esto también se le conoce como ley de Kolmogorov (véase figura 2.11). Obukhoff determina el espectro de potencias $\Phi(\kappa)$ de la variación del índice de refracción mediante la siguiente expresión (Hardy, 1998):

$$\Phi_n(k) = 0.33 C_n^2 \kappa^{-5/3} \quad (2.10)$$

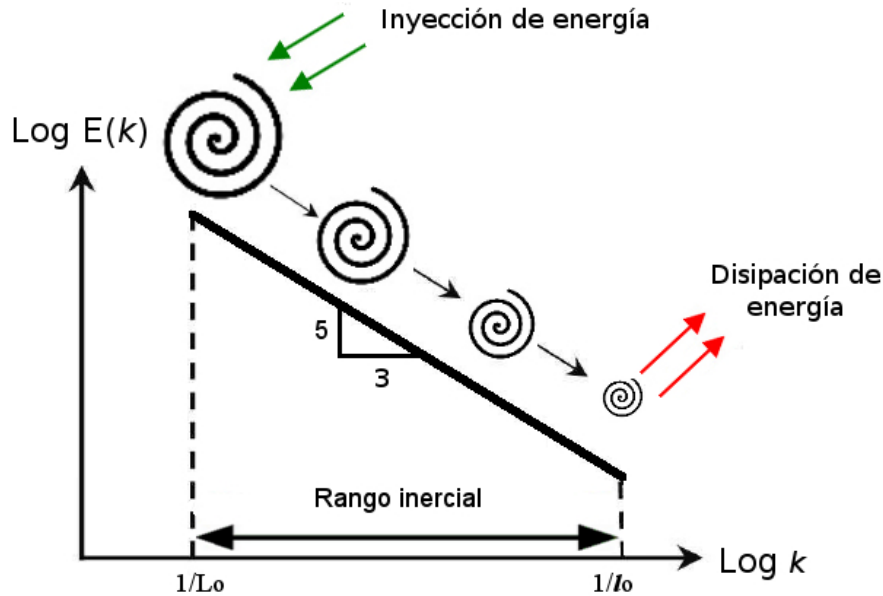


FIGURA 2.11: Esquema de análisis espectral de la variación de la velocidad para la turbulencia atmosférica.

De la figura 2.11 también podemos establecer que las mayores variaciones del índice de refracción se presentan en regiones de tamaño L_0 y las menores en dimensiones de l_0 . Es importante mencionar que los valores C_n^2 varían en función de la altura y del instante en que se miden.

2.3.2 Efectos ópticos de la turbulencia

Como ya se mencionó anteriormente, conforme la luz se propaga dentro la atmósfera, los efectos de las regiones de turbulencia van aumentando hasta el punto en que de un frente de onda plano se obtiene un frente de onda con variaciones aleatorias de la fase del frente de onda para diferentes posiciones. Dichas variaciones de fase se pueden calcular al considerar la propagación de luz en un medio no homogéneo mediante la siguiente ecuación:

$$\varphi = \frac{2\pi}{\lambda} \int n(s) ds, \quad (2.11)$$

donde λ es la longitud de onda s es la distancia de propagación y $n(s)$ es el índice de refracción en función de la distancia recorrida. Aquí se puede observar que las deformaciones son dependientes de la longitud de onda.

Para el análisis las variaciones relativas entre dos puntos del frente de onda se utiliza la función de estructura para la fase. Considerando que la atmósfera se encuentra estratificada en capas plano-paralelas se obtiene una relación con el parámetro $C_n^2(h)$ mostrado en la siguiente ecuación (Roddier, 1981):

$$D_\varphi(R_1, R_2) = \langle |\varphi(R_1) - \varphi(R_2)|^2 \rangle = 2.914k^2(\sec\gamma) \int C_n^2(h) dh r^{5/3}, \quad (2.12)$$

donde $k = \frac{2\pi}{\lambda}$ es el número de onda, γ es el ángulo formado respecto al zenit (al valor $(\sec\gamma)$, también se le conoce como masa de aire), $C_n^2(h)$ la constante de estructura del índice de refracción en función de la altura y r la separación entre 2 puntos. En esta ecuación se observa que la dependencia de la potencia $2/3$ pasa a $5/3$ debido a la integración a lo largo del camino óptico.

2.3.3 Determinación de la constante de estructura del índice de refracción

Como se había mencionado anteriormente, el valor de C_n^2 es correspondiente a la intensidad de la turbulencia atmosférica. Sin embargo, no es posible determinar la distribución vertical la turbulencia observada por medio de la variación total de la fase del frente de onda en dos puntos, por ejemplo, en la pupila de un telescopio. Esto se debe a que se pierde la información de la altura en la cual se va modificando el frente de onda mientras se propaga.

En la actualidad, no existe modelos analíticos que describan a la perfección el comportamiento de $C_n^2(h)$ respecto a la altura para diferentes lugares de la Tierra, dada la gran complejidad para determinar las variables atmosféricas que la gobiernan como: presión, temperatura, velocidad del viento, etc. Por esta razón, ha sido necesario medir el valor de $C_n^2(h)$ de manera experimental para cada uno de los sitios astronómicos, donde se instalarán los telescopios.

Las propuestas para determinar el valor de C_n^2 a diferentes alturas van desde la medición de temperaturas con globos y mástiles, hasta los métodos ópticos analizando patrones de intensidad diferencial de estrellas y mediciones de frente de onda de estrellas binarias (Morris, 2005).

Las mediciones realizadas para obtener el valor de promedio de C_n^2 a diferentes alturas se conocen con el nombre de **perfiles de turbulencia** y son fundamentales en el cálculo de los parámetros que caracterizan dicha turbulencia. Las campañas realizadas en distintos sitios astronómicos para obtener estos perfiles muestran que la totalidad de los efectos ópticos atmosféricos se producen aproximadamente en los primeros veinte kilómetros de altura sobre el nivel del mar, además muestran la existencia dos máximos para el valor de C_n^2 (véase, figura 2.12). Estos máximos son utilizados para dividir a la turbulencia atmosférica en dos capas dominantes según su altura:

- La capa de **Ground Layer**: Es la capa turbulenta más cercana a la superficie de los observatorios astronómicos y la que aporta una mayor contribución para la deformación del frente de onda. Ésta se produce por una constante interacción del viento con la superficie terrestre, así como por el calentamiento diurno tanto de la superficie terrestre como de las edificaciones de los observatorios incluida la cúpula que alberga a los telescopios. No existe un total acuerdo para definir la altura límite de esta capa, por lo cual, para nuestro trabajo su altura será considerada dentro del primer kilómetro de altura sobre el observatorio.
- La capa de **Free Atmosphere**: En esta capa están considerados todos los valores de C_n^2 por encima de la capa de *Ground Layer* (normalmente después primer kilómetro sobre el observatorio), teniendo su mayor valor a una altura de 12 kilómetros sobre el nivel del mar. Este máximo se atribuye a una fuerte interacción entre los vientos que se encuentran en la troposfera.

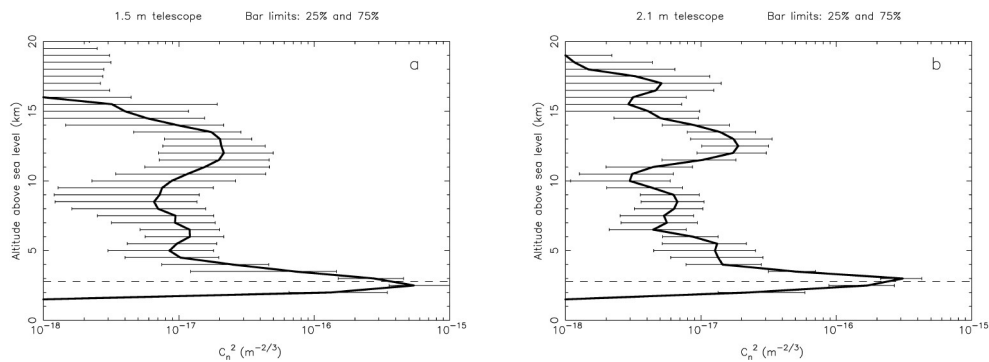


FIGURA 2.12: Perfil de turbulencia obtenido en el observatorio de San Pedro Mártir para el telescopio de 1.5 m lado izquierdo y el telescopio de 2.1 m lado derecho (Avila, Vernin, and Cuevas, 1998).

2.4 Parámetros atmosféricos

Debido a que el comportamiento de la turbulencia atmosférica varía de un observatorio a otro, es necesario poder caracterizar sus efectos. Esto se logra por medio de los parámetros atmosféricos que se describen a continuación.

2.4.1 Parámetro de Fried r_0

En 1965, Fried estudia los efectos de la turbulencia atmosférica en la formación de imágenes, donde demuestra la siguiente expresión para la función de estructura de la fase entre dos puntos con distancia r (Hardy, 1998):

$$D_\varphi(r) = 6.88 \left(\frac{r}{r_0} \right)^{5/3}, \quad (2.13)$$

donde r_0 se le conoce como parámetro de Fried, tiene unidades en metros y se calcula como (Tyson, 1991):

$$r_0 = \left[0.423 k^2 (\sec \gamma) \int_{h_1}^{h_2} C_n^2(h) dh \right]^{-3/5} \quad (2.14)$$

Estas expresiones son válidas dentro el rango inercial propuesto por Kolmogorov. Como se puede observar en la ecuación 2.14, el valor del parámetro de Fried depende de la totalidad de los efectos ópticos de turbulencia sobre la línea de propagación de un frente de onda para producir un valor del error cuadrático medio (RMS) de la fase cercano a un 1 rad^2 (el valor exacto es 1.03 rad^2 . Véase, tabla 2.3.) sobre una apertura de tamaño r_0 . Es decir, valores pequeños r_0 corresponden a tener mayor turbulencia y viceversa. El valor típico para los observatorios astronómicos es de 10 cm para una longitud de onda de 500 nm. También podemos observar que el parámetro de Fried varía con la longitud de onda $r_0 \approx \lambda^{6/5}$ y con la masa de aire $r_0 \approx \sec \gamma^{-3/5}$ (Hickson, 2008).

Otra manera de entender el parámetro de Fried, es considerándolo como la apertura máxima para los telescopios terrestres en la cual los efectos producidos por la *turbulencia atmosférica* son despreciables. De este modo podemos establecer que, para los telescopio terrestres, cuyo diámetro es mayor al parámetro de Fried, su resolución ya no es inversamente proporcional al tamaño de su apertura, sino al tamaño de r_0 (véase, figura 2.13). Es decir, está limitado por la atmósfera terrestre, a lo cual se le conoce como límite de *seeing*.

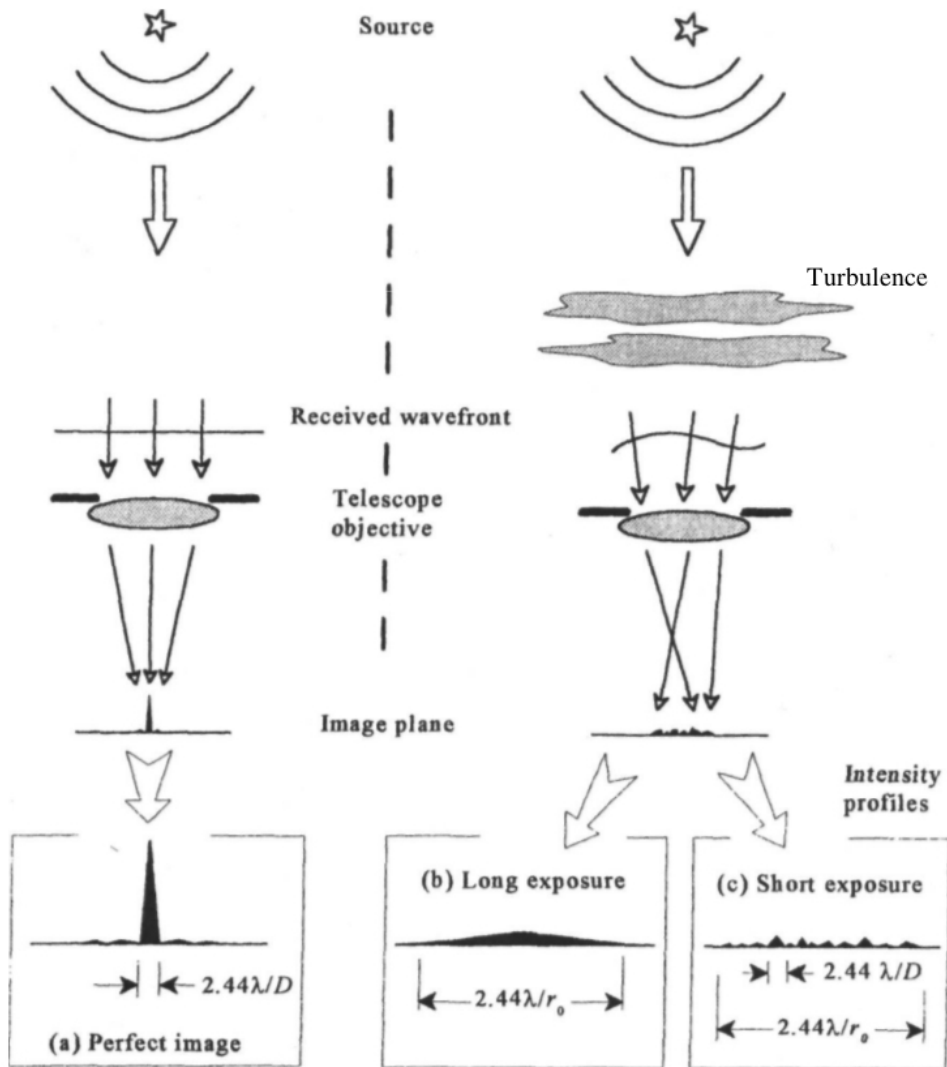


FIGURA 2.13: Efectos de la turbulencia sobre la imagen de una fuente luminosa.

Fuente: Adaptive Optics in Astronomy Hardy, 1998

El *seeing* atmosférico ϵ , es una medida de los efectos ópticos de la atmósfera sobre la calidad en la formación de imágenes obtenida mediante instrumentos instalados en telescopios terrestres. Su valor se expresa normalmente en segundos de arco y se determina de la siguiente manera (Avila, Vernin, and Cuevas, 1998):

$$\epsilon_0 = 5.25\lambda^{-1/5} \left[(\sec \gamma) \int_{h_1}^{h_2} C_n^2(h) dh \right]^{3/5} \quad (2.15)$$

El *seeing* atmosférico y el parámetro de Fried se pueden relacionar mediante la siguiente expresión:

$$\epsilon_0 = 0.976 \frac{\lambda}{r_0} \quad (2.16)$$

2.4.2 Frecuencia de Greenwood f_G y tiempo crítico τ_0

La turbulencia atmosférica se modifica de manera constante a lo largo del día y de la noche. El viento mueve las "celdas atmosféricas" provocando que las deformaciones sobre el frente de onda cambien, no solo de manera espacial sino también de manera temporal. En este punto es importante mencionar que los efectos ópticos producidos por las celdas de mayor tamaño (L_0) cambian a menor tasa que los efectos producidos por las celdas de menor tamaño (l_0). Lo anterior, tiene como resultado diferentes consecuencias en la formación de imágenes dependiendo del tiempo de exposición (véase, figura 2.13). Además, el comportamiento temporal de cada capa turbulenta se relaciona con las características de la velocidad del viento en función de la altura $v(h)$. En el caso de la "Free Atmosphere", esta depende de las corrientes de chorro; y en el caso de la "Ground Layer" del viento en la superficie de los observatorios.

El parámetro que caracteriza la tasa de variación temporal de la turbulencia es conocido con el nombre frecuencia de Greenwood f_G . La frecuencia de Greenwood nos indica el intervalo de tiempo dentro de la cual las variaciones del frente de onda son menores a 1 rad^2 . Este parámetro tiene unidades de Hertz y se calcula con la siguiente expresión (Hardy, 1998):¹

$$f_G = \left[0.102k^2(\sec \gamma) \int_{h_1}^{h_2} C_n^2(h)v(h)^{5/3} dh \right]^{3/5} \quad (2.17)$$

El tiempo crítico es el tiempo establecido para realizar la detección y corrección del frente de onda. Este valor tiene unidades en segundos y se calcula mediante la siguiente ecuación (Morris, 2005):

$$\tau_0 = \frac{0.134}{f_G} \quad (2.18)$$

Del valor obtenido para tiempo critico se puede considerar un tiempo de exposición largo cuando $t \gg \tau_0$, donde se observan la acumulación de los efectos producidos por los procesos aleatorios atmosféricos. En contraste, para un tiempo de exposición corto $t \ll \tau_0$ se observa al patrón de esparcimiento causado por la distribución instantánea de las todas las celdas de la turbulencia atmosférica, que se conoce como patrón de speckle o moteado.

¹En esta expresión solo se consideran los efectos de las aberraciones mayores a TIP-TIL.

2.4.3 Ángulo isoplanático θ_0

La luz proveniente de dos estrellas que viaja con frentes de onda planos debe atravesar la misma atmósfera. Los efectos ópticos producidos durante periodos grandes de tiempo ($t \gg \tau_0$) son independientes de la dirección de propagación de la luz, esto como resultado del comportamiento estadístico de la turbulencia atmosférica, también conocido como isoplanatismo. Sin embargo, los efectos instantáneos dependen de las características de la turbulencia óptica atravesada en la dirección de propagación de dicha luz. Es decir, las deformaciones entre los dos frentes de onda incidentes separados por un valor angular, difieren (Tokovinin, 2001).² Cuando la separación angular entre los objetos observados en un campo tiene como resultado un error RMS de 1 rad^2 entre los frentes de onda, se le conoce como ángulo isoplanático.

El ángulo isoplanático θ_0 nos indica la distancia angular máxima en la que puede encontrar o colocar una fuente de referencia del objeto de estudio, de modo que la deformación de ambos frentes de onda sea prácticamente la misma, lo cual asegura una corrección óptima de los efectos producidos por la *turbulencia atmosférica*. Su valor se expresa en segundos de arco y se obtiene con la siguiente ecuación (Roddier, 1999):

$$\theta_0 = \left[2.914k^2(\sec \gamma)^{8/3} \int_{h_1}^{h_2} C_n^2(\mathbf{h})h^{5/3}dh \right]^{-3/5} \quad (2.19)$$

Como se puede observar en cada una de las ecuaciones de los parámetros atmosféricos están relacionadas con la longitud de onda observada λ ya sea de manera directa, o por el número de onda $k = \frac{2\pi}{\lambda}$. Además, su estimación se basa en conocer el comportamiento estadístico del valor C_n^2 en función de la altura h en los sitios astronómicos, así como con la dirección de la observación o ángulo cenital γ .

Dependencia de los parámetros con la longitud de onda y ángulo cenital

La tabla 2.1 muestra la dependencia del valor de seeing atmosférico, el parámetro de Fried, el ángulo isoplanático y el tiempo crítico respecto a la longitud de onda y ángulo cenital (Roddier, 1999).

Parámetro	Longitud de onda	Ángulo cenital
Seeing (ϵ)	$\lambda^{-1/5}$	$\cos \gamma^{-3/5}$
Parámetro de Fried (r_0)	$\lambda^{6/5}$	$\cos \gamma^{3/5}$
Ángulo isoplanático (θ_0)	$\lambda^{6/5}$	$\cos \gamma^{8/5}$
Tiempo crítico (τ_0)	$\lambda^{6/5}$	$\cos \gamma^{3/5}$

TABLA 2.1: Dependencia de los parámetros atmosféricos con la longitud de onda y el ángulo cenital.

Hipótesis de Taylor

Una manera de simplificar el análisis de la turbulencia atmosférica es considerando que la variación temporal de la turbulencia atmosférica es menor al tiempo que tarda el viento en mover dicha turbulencia dentro del campo de visión de un telescopio. Es decir, considerar todos sus efectos en una sola capa invariante o "congelada" desplazada por el viento característico de dicha capa. A esta aproximación se le conoce como la hipótesis de Taylor. La figura

²A este concepto también se le conoce como anisoplanatismo angular.

2.14 esquematiza las relaciones entre los diferentes parámetros atmosféricos para una sola capa de altura H y velocidad V fijas. Tomando en cuenta esta consideración los parámetros atmosféricos pueden ser calculados de la siguiente manera.

El tiempo crítico se obtiene con la siguiente ecuación (Morris, 2005):

$$\tau_0 = 0.314 \frac{r_0}{V} \tag{2.20}$$

El ángulo isoplanático se calcula con la siguiente ecuación (Morris, 2005):

$$\theta_0 = 0.314 \frac{r_0}{H} \tag{2.21}$$

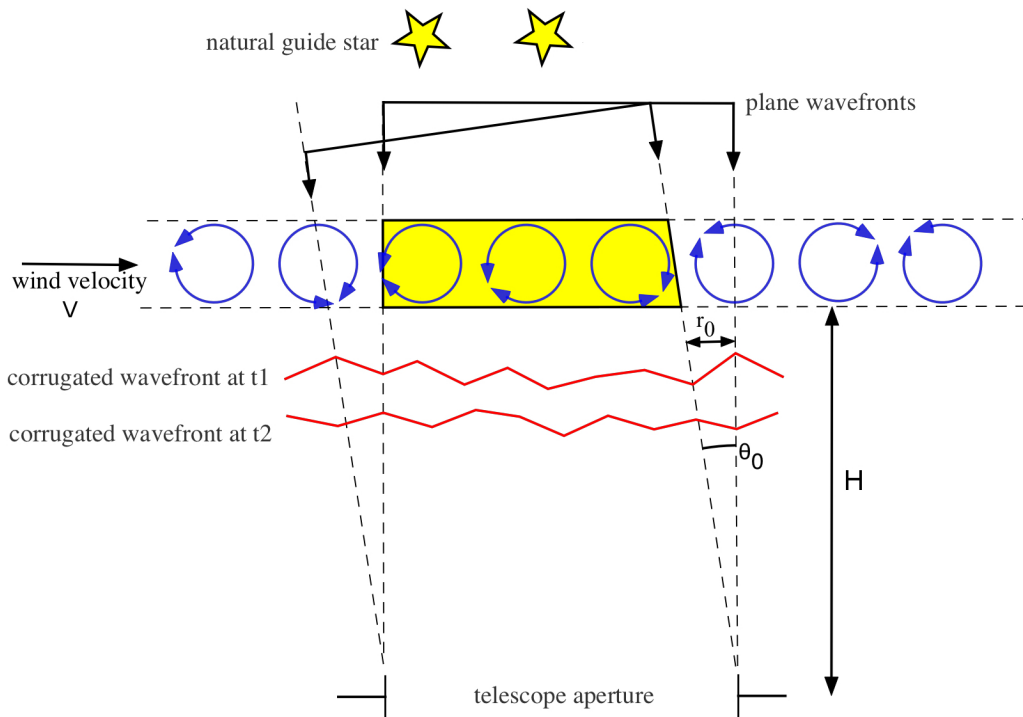


FIGURA 2.14: Esquema de la turbulencia atmosférica y sus relación con los parámetros r_0 , θ_0 y τ_0 Fuente:Sheffield, 2014.

2.4.4 Cuantificación de los efectos ópticos de la turbulencia

En 1976, Noll R. J. estudia la variación en la fase del frente de onda producido por la atmósfera y los relaciona de manera teórica con los polinomios de Zernike y el parámetro de Fried de la atmósfera. De esta forma se pueden obtener los valores residuales de dicha variación cuando se compensan los modos de Zernike identificados por el índice j ³. En la tabla 2.2 se muestran los modos de Zernike junto con los índices correspondientes a su polinomio, así como el nombre que recibe la aberración (Quirrenbach, 2002).

³Este índice está relacionado con la transformación de los polinomios de Zernike a una base orto normal dependiente de valor radial ρ y un valor angular θ ; $Z_j = Z_n^m(\rho, \theta)$.

TABLA 2.2: Modos de Zernike j hasta el cuarto orden.

j	n	m	Nombre de la aberración
1	0	0	Piston
2	1	-1	Tilt
3	1	1	Tilt
4	2	0	Defocus
5	2	2	3rd-order astigmatism
6	2	-2	3rd-order astigmatism
7	3	1	3rd-order coma
8	3	1	3rd-order coma
9	3	3	Trefoil
10	3	-3	Trefoil
11	4	0	3rd-order spherical
12	4	-2	5th-order astigmatism
13	4	2	5th-order astigmatism
14	4	-4	Tetrafoil
15	4	4	Tetrafoil

La tabla 2.3 muestra los valores de error residual para la variación de fase en el frente de onda. Como se puede observar, el resultado es dependiente de la apertura del telescopio y el parámetro de Fried ⁴; y su valor corresponde a la variación que se tendría de eliminar el modo de Zernike j -ésimo.

TABLA 2.3: Errores residuales para los 12 primeros órdenes de Zernike.

$\sigma_{j=1}^2 = 1.0299(D/r_0)^{5/3}$	$\sigma_{j=2}^2 = 0.582(D/r_0)^{5/3}$	$\sigma_{j=3}^2 = 0.134(D/r_0)^{5/3}$
$\sigma_{j=4}^2 = 0.111(D/r_0)^{5/3}$	$\sigma_{j=5}^2 = 0.0880(D/r_0)^{5/3}$	$\sigma_{j=6}^2 = 0.0648(D/r_0)^{5/3}$
$\sigma_{j=7}^2 = 0.0587(D/r_0)^{5/3}$	$\sigma_{j=8}^2 = 0.0525(D/r_0)^{5/3}$	$\sigma_{j=9}^2 = 0.0463(D/r_0)^{5/3}$
$\sigma_{j=10}^2 = 0.0401(D/r_0)^{5/3}$	$\sigma_{j=11}^2 = 0.0377(D/r_0)^{5/3}$	$\sigma_{j=12}^2 = 0.0352(D/r_0)^{5/3}$

Para valores mayores de j , se tiene la siguiente expresión:

$$\sigma_j^2 = 0.2944^{-\sqrt{3}/2}(D/r_0)^{5/3} \quad (2.22)$$

Este análisis es de gran importancia, ya que a partir de sus resultados podemos inferir lo siguiente:

- Al analizar un frente de onda a través de una sola apertura con un diámetro del tamaño r_0 la variación en su fase es de 1 rad^2 , por lo tanto, despreciable ⁵.
- Se puede eliminar aproximadamente el 87% de los efectos atmosféricos, al eliminar la inclinación del frente de onda correspondientes a los modos 2 y 3, también nombrado TIP-TILT.
- El 86% de la deformación de frente de onda restante, es decir, sin tomar en cuenta el valor de piston, TIP y TILT, se obtiene calculando hasta el modo 11 (aberración esférica).

⁴Normalmente, se consideran las aberraciones de pupila, la cual corresponde al espejo primario de los telescopios astronómicos.

⁵Dentro de los criterios de manufactura óptica, se considera una superficie de calidad óptica cuando, las variaciones máximas y mínimas en su superficie son menores a $\lambda/4$, respecto a su valor de diseño. Este criterio también es conocido como valor pico-valle. A su vez, la variación RMS de 1 rad^2 de un frente de onda tiene aproximadamente un valor pico-valle de $\lambda/4$. Es decir, los efectos de la turbulencia y los errores de manufactura óptica de calidad son similares.

Es importante mencionar que los efectos de las aberraciones de TIP-TILT corresponde a un desplazamiento de imagen. Mientras que las aberraciones superiores al modo 4 producen un emborronamiento de la misma (blur; en inglés).

2.5 Óptica adaptativa

Una vez entendido el comportamiento de la turbulencia atmosférica y los parámetros que la caracterizan, es posible compensar sus efectos sobre la formación de imágenes mediante el uso de sistemas de óptica adaptativa.

La óptica adaptativa es una técnica que se utiliza para corregir la deformación, sobre un frente de onda plano, producida por la atmósfera terrestre mediante sistemas optomecánicos. Tyson (2000) menciona que los sistemas de óptica adaptativa están constituidos por tres elementos básicos: Un sensor de frente de onda, un elemento corrector y un sistema de control, tal como se muestra en la figura 2.15.

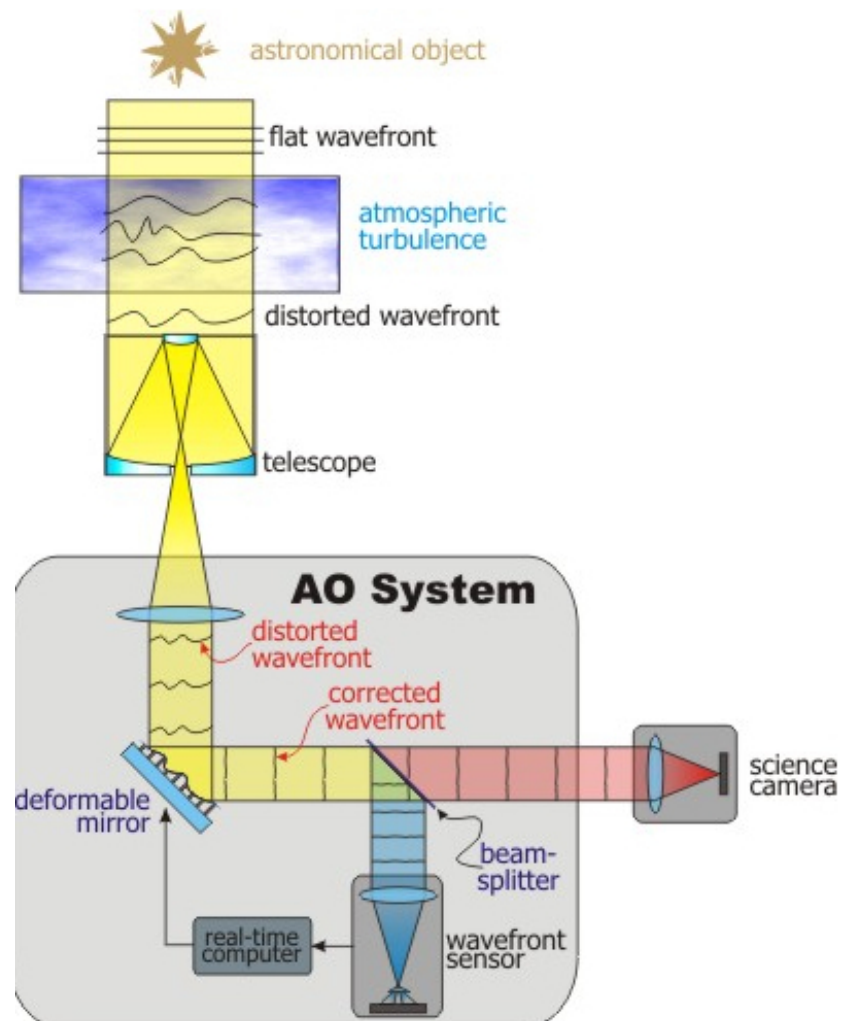


FIGURA 2.15: Componentes de un sistema de óptica adaptativa convencional.

Fuente: Sheffield, 2014.

Como ya hemos mencionado anteriormente, las características atmosféricas de los sitios astronómicos varían de un lugar a otro. Es por ello que los sistemas de óptica adaptativa son diseñados de acuerdo con los requerimientos particulares de cada observatorio con base en los valores obtenidos de los parámetros atmosféricos.

2.5.1 Sensor de frente de onda

El sensor de frente de onda es el elemento encargado de procesar la luz proveniente de una fuente de referencia. En la óptica adaptativa convencional esta referencia es normalmente una estrella dentro del campo observado. A partir de la información obtenida se determina la distorsión del frente de onda para una longitud de onda determinada.

Actualmente, existen diferentes métodos para estimar la deformación del frente de onda. Los más utilizados son: el sensor Shack-Hartmann, el sensor de curvatura y el sensor piramidal. Para el desarrollo de nuestro proyecto se considera un sistema de óptica adaptativa con un sensor de frente de onda tipo Shack-Hartmann, el cual se describe a continuación.

Sensor Shack-Hartmann

El sensor de frente de Shack-Hartmann está conformado por un arreglo de micro lentes y un detector bidimensional o televisivo. En los sistemas de óptica adaptativa convencionales, la imagen de la pupila del telescopio (espejo primario) que contiene la información del frente de onda deformado, es dividido en subaperturas correspondientes a cada elemento (lente) del arreglo de micro lentes. El tamaño de estas subaperturas es diseñado según las características del telescopio y de los parámetros atmosféricos del observatorio astronómico.

Cada una de las lentes en el arreglo forma una imagen de la fuente de referencia (objeto puntual) sobre el detector. Cuando el frente de onda no está deformado todas las imágenes se encuentran equidistantes. Sin embargo, para frentes de onda distorsionados las imágenes se desplazan del centro de manera proporcional a la pendiente local del frente de onda incidente (véase, imagen 2.16). El promedio del desplazamiento de las imágenes corresponde a los valores de TIP-TILT.

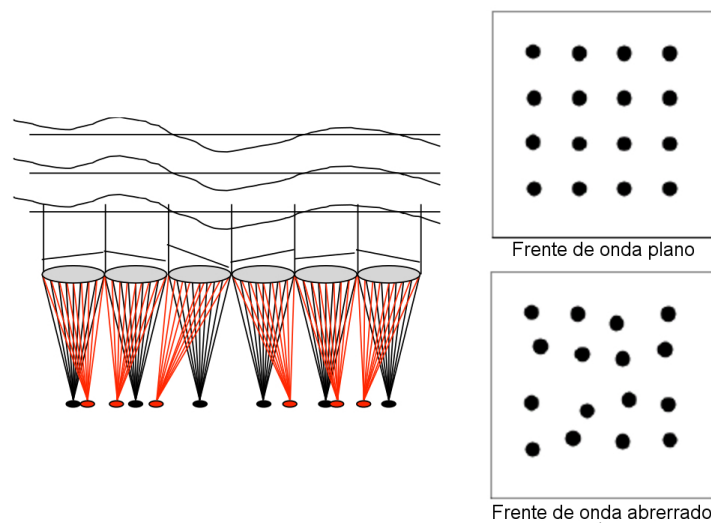


FIGURA 2.16: Sensor de frente de onda Shack- Hartman. Credito: Scott Acton, Lick Observatory.

Este sensor es el más utilizado, ya que para la OA convencional es fácil de implementar y la reconstrucción del frente de onda depende de la correcta detección de los centroides de las imágenes de la fuente de referencia.

El desplazamiento angular del centroide Θ_c , obtenido de la relación entre el desplazamiento en plano del detector y la longitud focal del arreglo de micro lentes (véase, figura 2.17), se puede calcular mediante la siguiente expresión:

$$\Theta_c = k^{-1} \nabla \varphi = \frac{1}{kA} \int_A \nabla \varphi dA \quad (2.23)$$

donde A es el área de la subapertura y $\nabla \varphi$ es el gradiente local de la fase del frente de onda.

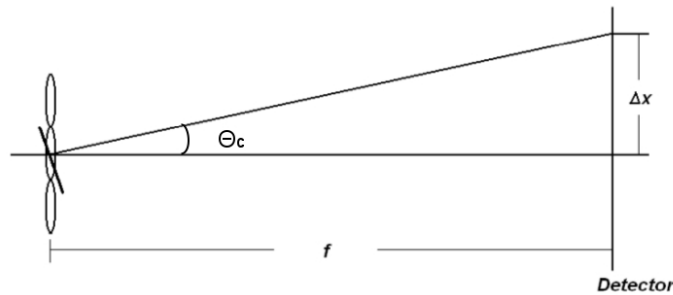


FIGURA 2.17: Relación entre desplazamiento de la imagen de la fuente de referencia y la pendiente local del frente de onda incidente (Castro, 2009).

Por otro lado, es necesario mencionar algunas desventajas de este sensor, como su baja resolución espacial que lo hace poco efectivo para la determinación de las aberraciones mayores al modo $j = 15$, denominadas aberraciones de alto orden. Además, es importante mencionar que no es el sensor más eficiente aprovechando la luz de las fuentes de referencia.

Normalmente, los sensores Shack-Hartmann son diseñados con un campo de visión equivalente al ángulo isoplanático de la totalidad de la atmósfera. El campo observado por estos sensores puede oscilar entre 1-10 segundos de arco dependiendo de las características atmosféricas y la longitud de onda observada, siendo valores típicos de 2-4 arcsec.

2.5.2 Corrector de frente de onda

El corrector de frente es una superficie óptica con la capacidad de deformarse ya sea mediante actuadores piezoeléctricos, electrostáticos o electromagnéticos, entre otros.

Como ya se ha mencionado, la mayor deformación de frente de onda corresponde al TIP-TILT del frente de onda. Para lo cual la mayoría de los sistemas de óptica adaptativa incluyen un espejo plano con la capacidad de variar su inclinación. Este elemento conocido como espejo TIP-TILT y su función es reducir el rango dinámico de operación de los espejos deformables.

Existen diferentes métodos para la fabricación de espejos deformables, sin embargo, la tecnología de microfabricación (MEMS) ha ido ganando terreno en el desarrollo de esta clase de dispositivos electromecánicos. La figura 2.18 muestra dos tipos de espejos deformables fabricados con esta tecnología. El primero cuenta con una superficie continua o membrana y el segundo corresponde a una superficie segmentada.

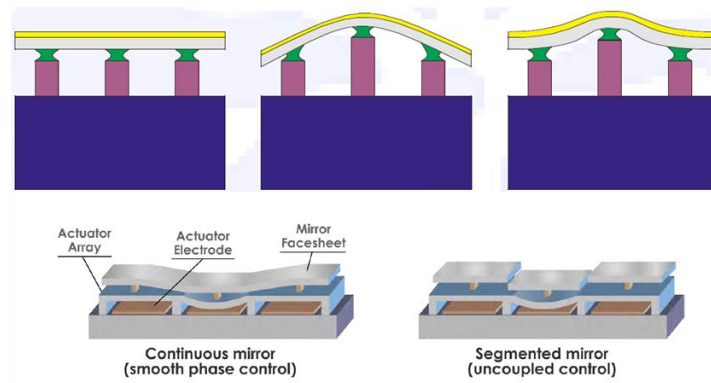


FIGURA 2.18: Métodos para la corrección del frente de onda. Crédito: Boston Micromachine Corp.

Una de las ventajas de la tecnología MEMS es la calidad de superficie óptica que se puede obtener (menor a $\lambda/4$) y la variedad de geometrías posibles para los segmentos. Un ejemplo de esto son las pruebas ópticas realizadas con un espejo deformable de segmentos hexagonales de la empresa IRIS AO. La figura 2.19 muestra los modos de Zernike implementados mediante dicho espejo.

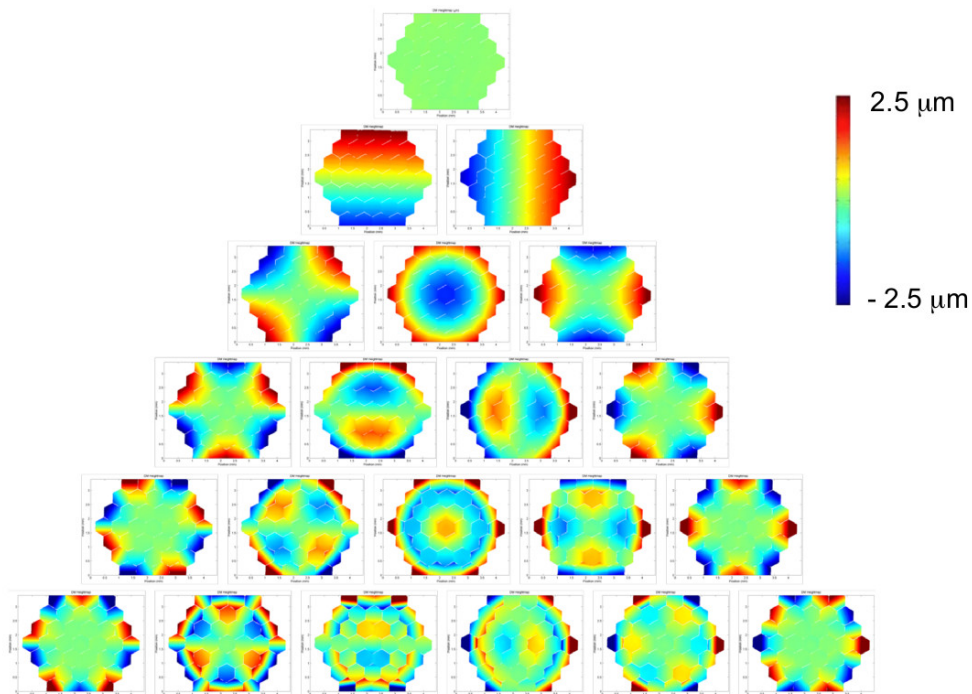


FIGURA 2.19: Medición de los 21 modos de Zernike implementados mediante un espejo deformable segmentado. Crédito: IRIS AO

2.5.3 Sistema de control

El sistema de control es operado por una computadora encargada de recibir la información del sensor de frente de onda y procesarla, para posteriormente mandar los comandos necesarios al espejo deformable y poder corregir el frente de onda. Es importante mencionar que todo debe realizarse dentro del tiempo crítico τ_0 , normalmente a frecuencias mayores a los 500 Hz.

Existen dos tipos de control para sistemas de óptica adaptativa (véase, figura 2.20): de lazo abierto y de lazo cerrado. En el primer caso la información del sensor de frente de onda se utiliza de forma directa para mandar la información al espejo deformable, es decir, no existe retroalimentación. Este tipo de control es fácil de implementar y muy estable, sin embargo, la calibración debe ser muy precisa y es muy susceptible a perturbaciones. En el segundo la luz es enviada al sensor de frente de onda después de incidir sobre el espejo deformable, lo cual permite reducir los errores. No obstante, su implementación es más compleja. Este tipo de control es susceptible a inestabilidades y oscilaciones propias de este tipo de sistemas de control.

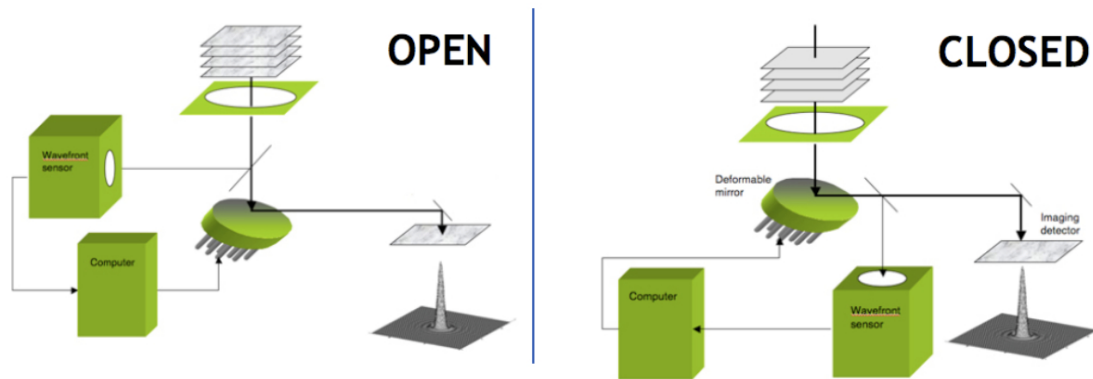


FIGURA 2.20: Lazo de control para sistema de óptica adaptativa. Crédito: Claire E. Max, UCSC

2.5.4 Desempeño de los sistemas de óptica adaptativa

La evaluación del desempeño de un sistema de óptica adaptativa se realiza por medio de la razón de Strehl. Este valor se obtiene a partir de la intensidad de la imagen de una fuente puntual formada por un sistema óptico, dividido entre el valor máximo teórico de la intensidad obtenida por el mismo sistema óptico limitado por difracción. De este modo se puede evaluar la eficiencia en la corrección obtenida por el sistema de óptica adaptativa. Otra forma de evaluar la razón de Strehl es mediante la aproximación de Marechal mostrada en la ecuación 2.24 donde se relacionan error residual de la fase del frente de onda σ_φ . Esta aproximación es válida cuando los errores RMS en la fase son menores a 1 rad .

$$S = e^{-\sigma_\varphi^2} \quad (2.24)$$

Esta ecuación es de mucha utilidad ya que se pueden realizar un análisis por partes de cada una de las contribuciones del sistema de óptica adaptativa en el error residual del frente de onda. Algunas de estas contribuciones son ocasionadas por las limitaciones de sensor de frente de onda (σ_{sensor}); limitaciones en la corrección (σ_{ajuste}), tanto del espejo TIP-TILT como el espejo

deformable; limitaciones en tiempo de corrección ($\sigma_{temporal}$); y los ocasionados por anisoplanatismo⁶ (σ_{aniso}) donde se incluye el campo limitado por el ángulo isoplanático y los efectos de fuentes de referencia a distancia finita (efecto cono) que será abordado más adelante. Cada una de estas depende de las características de diseño del sistema óptica adaptativa. La contribución total, se puede expresar de la siguiente manera.

$$\sigma_{\varphi}^2 = \sigma_{sensor}^2 + \sigma_{ajuste}^2 + \sigma_{temporal}^2 + \sigma_{aniso}^2 \quad (2.25)$$

El resultado de la aplicación de óptica adaptativa se muestra en la figura 2.21, donde se puede ver un incremento en la intensidad del objeto observado, y por lo tanto un aumento en la razón de Strehl.

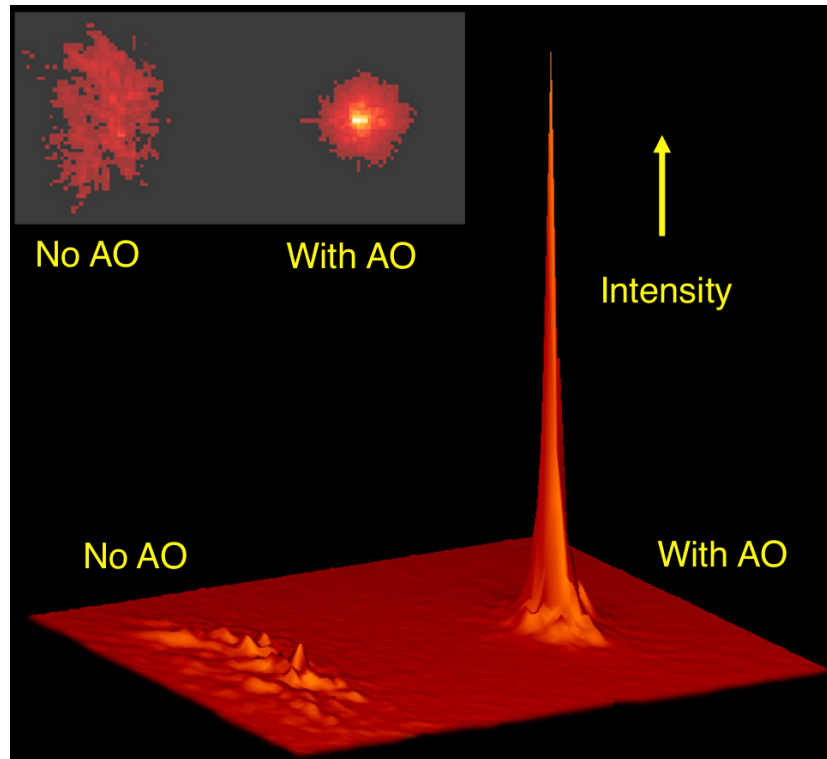


FIGURA 2.21: Compensación de la turbulencia atmosférica mediante la aplicación de óptica adaptativa. Crédito: Clare Max, Lick Observatory.

2.6 Fuentes de referencia para OA

Como hemos mencionado hasta ahora, los sistemas de óptica adaptativa implementados en telescopios son una buena solución al problema de la turbulencia atmosférica. Ahora bien, para poder implementar esta técnica es necesario tener una fuente luminosa de referencia. Para los sistemas de óptica adaptativa convencionales, normalmente se utiliza una estrella natural (NGS; por las siglas Natural Guide Star) como fuente de referencia y objeto de estudio. Esto se debe al anisoplanatismo presente en la atmósfera, el cual limita al campo corregido a unos pocos segundos de arco.

⁶Palabra antónima de isoplanatismo.

Ahora bien, la selección de las fuentes de referencia se encuentra limitada por la capacidad de los sensores de frente de onda para obtener la mayor cantidad posible de fotones útiles. En el caso del sensor Shack-Hartmann el número de fotones está restringido por un volumen de coherencia establecido entre el tamaño de sus subaperturas (equivalente a r_0) y el tiempo de integración utilizado (mucho menor a τ_0). Aquí es donde el brillo de las fuentes de referencia se vuelve particularmente importante. En el campo de la astronomía, este valor se especifica mediante su magnitud aparente m (Allen, 1973).

La figura 2.22 muestra la probabilidad de encontrar una estrella de referencia de una magnitud específica a una cierta distancia en el campo observado. A este concepto también se le conoce como la cobertura del cielo. De la figura se puede destacar el hecho de que a mayor la longitud de onda, la probabilidad de encontrar una referencia natural aumenta. Aunque, se debe tener en cuenta que la distribución de estrellas naturales dentro de la galaxia, donde la mayor densidad se encuentra sobre el plano galáctico y esta va disminuyendo al acercarse a los polos de la galaxia. Cabe mencionar que los valores mostrados en la figura son independientes del telescopio utilizado.

Image spectral band	R	I	J	H	K
Wavelength (for imaging)	0.65	0.85	1.22	1.65	2.2
Maximum guide star mag (at 0.63 μm)	13.1	14.0	15.2	16.3	17.3
Maximum angular distance (arcsec)	13.4	18.6	28.6	41.1	58.1

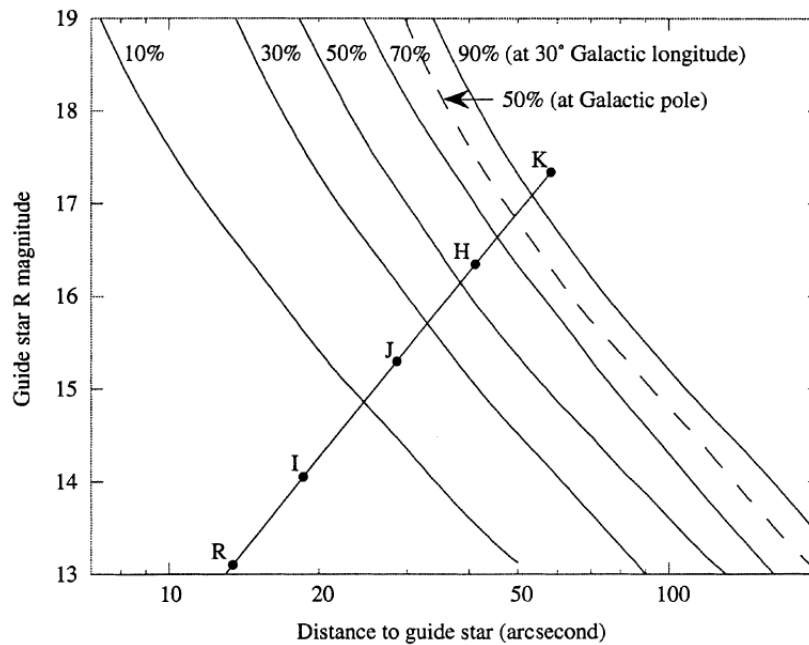


FIGURA 2.22: Probabilidad de encontrar una estrella de referencia de un magnitud específica a una cierta distancia angular (Roddier, 1999).

En el caso buscar una referencia con un longitud de onda en el visible ($\lambda = 500\text{nm}$) la cobertura del cielo es de aproximadamente del 0.001 % (Rigaut, 2002). Lo anterior, explica porque la mayoría de los sistemas de óptica adaptativa convencionales trabajan con longitudes de onda cercanas al infrarrojo.

Con el objetivo de aprovechar al máximo el potencial de los sistemas de óptica adaptativa, es necesario contar con métodos para generar fuentes de referencia alternativas.

2.6.1 Referencias artificiales

Una posible solución al problema de cobertura del cielo se presenta a mediados de la década de 1980, donde se propone el uso de la tecnología láser (LGS; por las siglas Laser Guide Star) (Foy and Labeyrie, 1985). Sin embargo, su aplicación exitosa para observaciones astronómicas se alcanzaría una década después (Lloyd-Hart et al., 1995).

Para formar una fuente de referencia artificial mediante esta técnica es necesario emitir un haz láser en dirección del campo observado por el telescopio. Esto con el objetivo de obtener un punto brillante (o spot luminoso) lo más cercano posible al objeto de estudio. Parte de la luz del spot luminoso se propagará de regreso en dirección del telescopio atravesando las diferentes capas turbulentas, por lo cual será posible obtener la información de la deformación del frente de onda producida por dichas capas turbulentas. La gran ventaja de esta solución es la posibilidad de emitir una o varias referencias artificiales simultáneas para cada una de las diferentes posiciones de observación requeridas.

Actualmente, se utilizan dos tipos de LGS en los observatorios astronómicos. Los LGS Sodio forman un spot luminoso aprovechando la fluorescencia producida por la resonancia de los átomos de sodio a una longitud de onda del láser emitido de 589.6 nm. La altura promedio de esta referencia es de 90 km (altura media de la capa de sodio) y sus características como brillo y dimensiones dependen de las condiciones de la capa sodio en la atmósfera. Este método es el más utilizado para realizar óptica adaptativa en diferentes observatorios astronómicos alrededor del mundo. La figura 2.23 muestra un ejemplo de láseres sodio utilizados en el observatorio Keck, en Hawái.

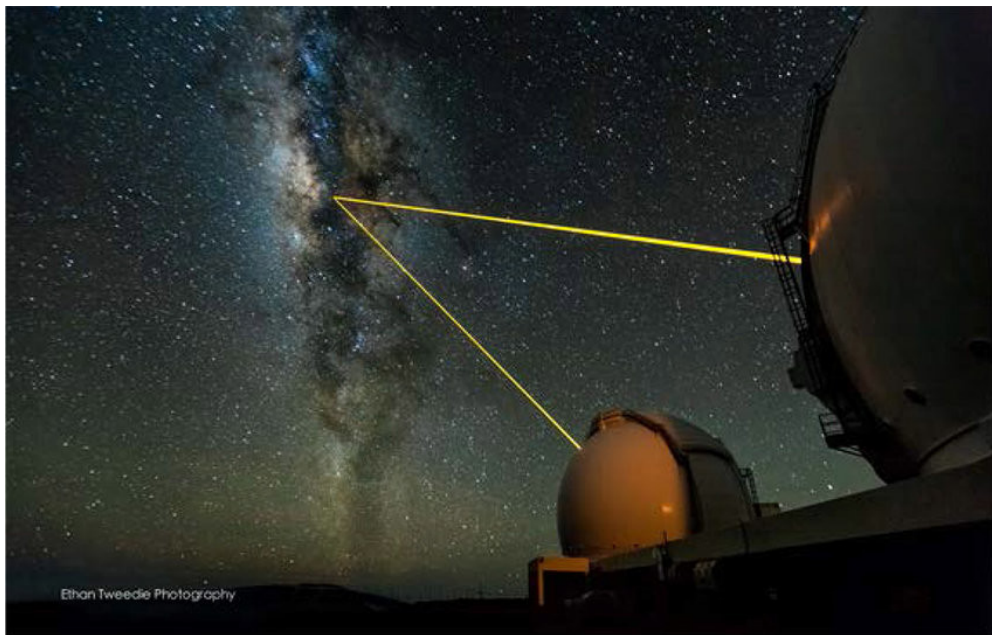


FIGURA 2.23: LGS instalados en los telescopios Keck I y Keck II apuntando al centro de la galaxia (Wizinowich, 2013).

El otro tipo de LGS son los llamados LGS Rayleigh, los cuales utilizan el fenómeno de dispersión de Rayleigh producido por las moléculas de aire en la atmósfera. En este caso las características del spot luminoso están relacionadas con su altura (para estas referencias la altura del spot puede ser modificada), pero debido a que la densidad del aire disminuye con la altura, este tipo de LGS solo tiene un buen desempeño en alturas inferiores a los 20 km.

Si bien es cierto que con la invención de los LGS se puede aumentar la cobertura del cielo, esta técnica no resuelve en su totalidad el problema, sin mencionar que su implementación requiere consideraciones particulares tanto de infraestructura como técnicas y tecnológicas. Además, siguen existiendo algunas limitaciones para la corrección de la turbulencia atmosférica, de las cuales las dos principales son: la indeterminación del TILT y el *efecto cono*.

La indeterminación del TILT o del TIP-TILT es resultado de que el haz láser sea desviado dos veces al atravesar las mismas capas turbulentas, una vez al ser emitido desde el telescopio y otra al regresar. En el caso de los objetos astronómicos su luz solo es desviada una sola vez, por lo cual la información del TIP-TILT no es coincidente. De hecho, si el haz láser es proyectado sobre el eje óptico del telescopio las desviaciones de subida y bajada se compensan por lo que el spot láser en el plano focal no se mueve (véase, figura 2.24). Por lo regular, el problema de indeterminación de TIP-TILT se soluciona utilizando estrellas naturales adicionales, con la diferencia que es posible utilizar toda la apertura del telescopio y, por lo tanto, estrellas mucho menos brillantes teniendo una cobertura del cielo del 100% para longitudes de onda dentro del infrarrojo (Ageorges and Dainty, 2013).

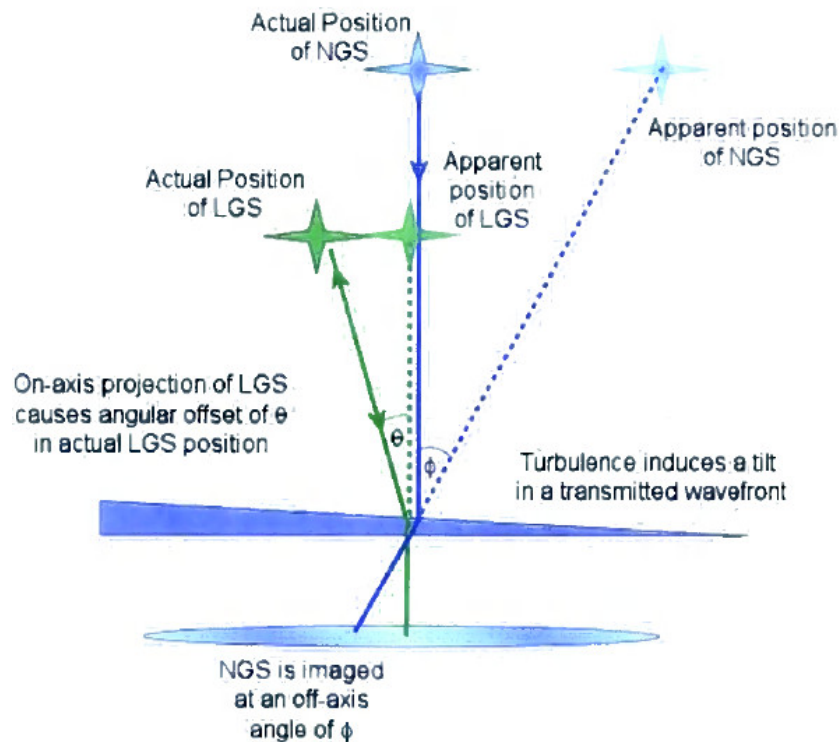


FIGURA 2.24: Indeterminación del TILT por el uso de LGS.

Respecto al *efecto cono*, este se debe al submuestreo producido por la diferencia del volumen de atmósfera atravesado por la luz del objeto astronómico observado y la luz de la fuente de referencia láser. En el caso de la fuente de referencia, al estar a una distancia finita, puede ser representada como un cono, ya que la propagación de su luz comienza desde el spot luminoso formado hasta su llegada al telescopio. Mientras la luz del objeto astronómico al estar a una distancia, que se puede considerar infinita, atraviesa las capas turbulentas como un haz colimado hasta el telescopio, y puede ser representada por un cilindro⁷. Es importante señalar que el *efecto cono* afecta de mayor manera a los LGS Rayleigh en comparación con los LGS Sodio cuando se busca corregir la totalidad de los efectos de la atmósfera (véase, figura 2.25).

⁷A este concepto se le conoce como anisoplanatismo focal

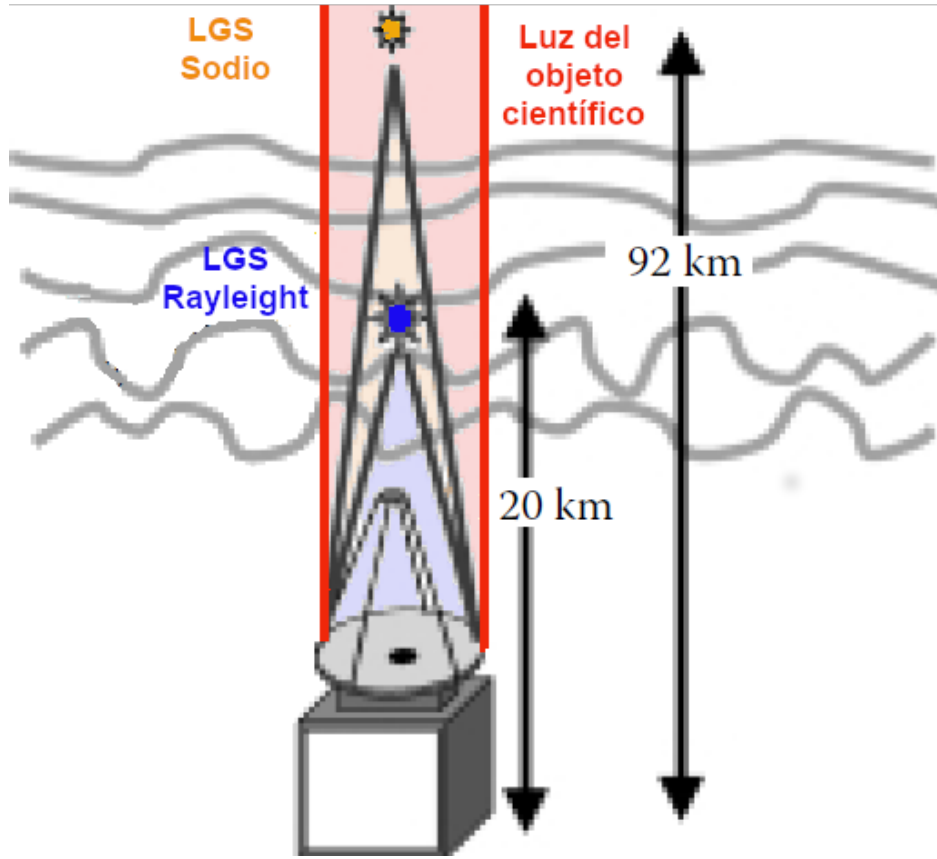


FIGURA 2.25: Efecto cono producido por LGS Rayleigh y LGS sodio. Fuente: modificación de imagen obtenida en Tyson, 2012

Los efectos producidos por el efecto cono pueden ser evaluados por medio del parámetro de efecto cono o diámetro crítico d_0 . Este valor corresponde a el mayor diámetro de telescopio que puede utilizarse para reducir el submuestreo provocado por la diferencia en distancias de la fuente de referencia y el objeto científico, su valor se expresa en metros y se obtiene de la siguiente ecuación (Tyler, 1994):

$$d_0 = \lambda^{6/5} \cos \gamma^{3/5} \left[19.77 \int C_n^2 \left(\frac{h}{h_{ref}} \right) dh \right]^{-3/5}, \quad (2.26)$$

donde λ es la longitud de onda observada, C_n^2 es el coeficiente de estructura del índice de refracción, γ es el ángulo cenital, h es la altura determinada para la capa turbulenta y h_{ref} es la altura de la referencia.

Al igual que el resto de los parámetros atmosféricos el valor del diámetro crítico se puede obtener mediante la siguiente expresión reducida (Rodier, 1999):

$$d_0 = 2.91 \theta_0 H, \quad (2.27)$$

donde θ_0 es el ángulo isoplanático de la turbulencia evaluada y H es la altura a la que se encuentra la fuente de referencia.

Otras dificultades presentes durante la implementación de los LGS Sodio son: la luz parásita producida por la dispersión de Rayleigh al emitir el láser, lo cual se soluciona utilizando filtros

específicos para su longitud de onda; y la variación de la altura de la capa de sodio, por lo cual es necesario agregar sistemas de control adicionales encargados de ajustar esta variación. Hay que mencionar también la elongación de la imagen del spot luminoso debida al espesor de la capa de sodio. El spot luminoso se forma como un tubo de luz que en el centro del telescopio es una imagen puntual pero conforme se va alejando del centro la imagen se alarga. Este problema se complica mientras más grande sean los telescopios (véase, figura 2.26).

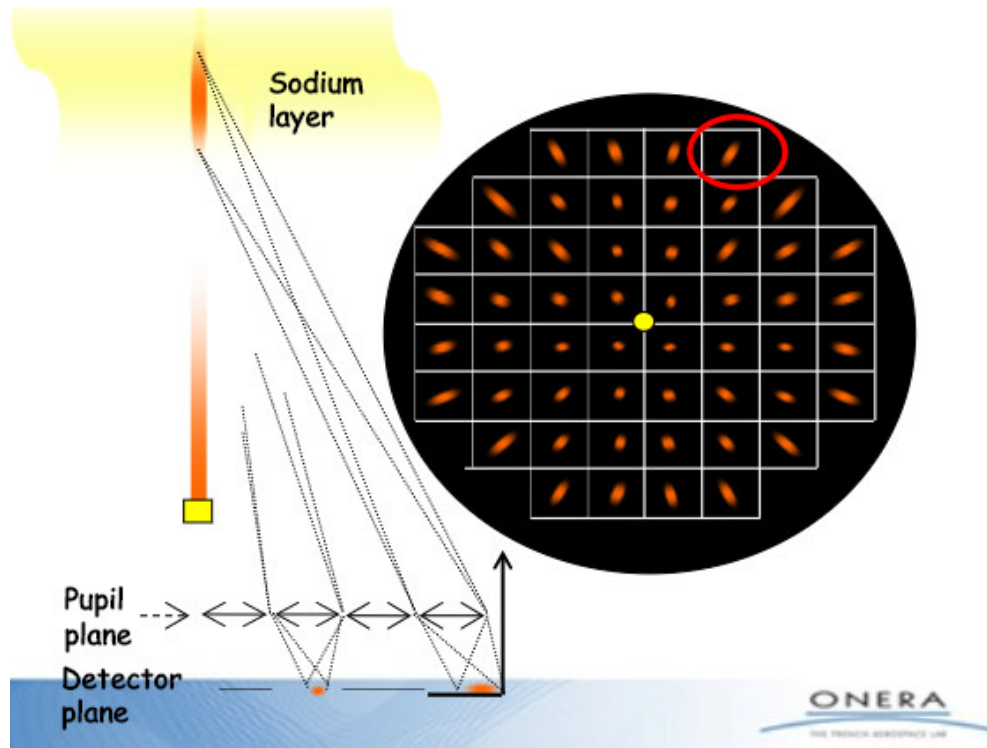


FIGURA 2.26: Elongación del spot de LGS Sodio. Fuente: ONERA - The French Aerospace Lab

2.7 Óptica adaptativa de Ground Layer

En la actualidad, existen diferentes variaciones del enfoque tradicional de los sistemas de óptica adaptativa, pero en general todos buscan reducir o eliminar el anisoplanatismo tanto angular como focal, además de aumentar lo más posible la razón de señal a ruido en los detectores. Dentro de esta variedad la que atañe a nuestro trabajo lleva el nombre de Ground Layer Adaptive Optics (GLAO) (Rigaut, 2002; Tokovinin, 2004). Esta técnica, a diferencia de la óptica adaptativa tradicional no busca corregir los efectos de turbulencia producidos por todas las capas atmosféricas, sino solamente la capa más cercana a la superficie de los observatorios o capa de *Ground Layer*.

Anteriormente se mencionó que la capa de *Ground Layer* es la que más contribuye a la deformación del frente de onda, de hecho, su contribución es mayor 60% del total de la turbulencia atmosférica. Pero, aun compensando totalmente los efectos de esta capa, no se alcanzaría el límite de difracción en los telescopios terrestres. No obstante, es posible obtener mejoras considerables, entre 2 y 3 veces, sobre el valor del seeing promedio de los observatorios astronómicos.

Asimismo, existen algunas ventajas adicionales de utilizar sistemas GLAO para telescopios. Dado que la capa turbulenta que se busca corregir se encuentra cerca de la apertura de los telescopios, el campo corregido alcanza a abarcar los minutos de arco, a diferencia de la óptica adaptativa convencional que solo puede corregir algunos segundos de arco. La figura 2.27 muestra la correspondencia para la propagación de la luz de dos objetos astronómicos, con una separación angular θ , al atravesar dos capas turbulentas a diferentes alturas. En el caso de la capa superior se puede observar que es necesario tener ángulos muy acotados para que exista una buena correspondencia de la sección de turbulencia atravesada. En cambio, la turbulencia cercana al telescopio puede considerarse casi isoplanática.

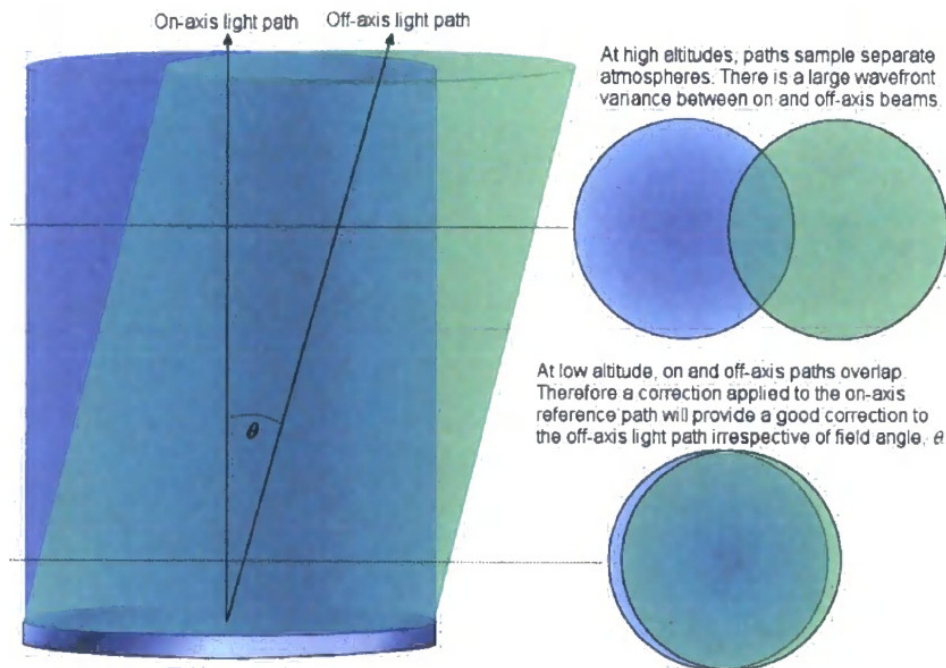


FIGURA 2.27: Comparación del ángulo isoplanático para capas turbulentas con diferentes alturas. Crédito: Morris, 2005

Otra de las ventajas se presenta con el uso de referencias artificiales. Como se puede ver en figura 2.28, la capa turbulenta superior es afectada de mayor modo por el *efecto cono*. En el caso de la capa turbulenta cercana al telescopio es atravesada casi en su totalidad por la luz de la referencia. Esto permite que las fuentes de referencia puedan estar a menor altura como es el caso de los LGS Rayleigh. Un ejemplo de aplicación podemos encontrarlo en el instrumento SAM (SOAR adaptive module), donde se implementa un láser ultravioleta para la corrección de la capa de Ground Layer (Tokovinin et al., 2008).

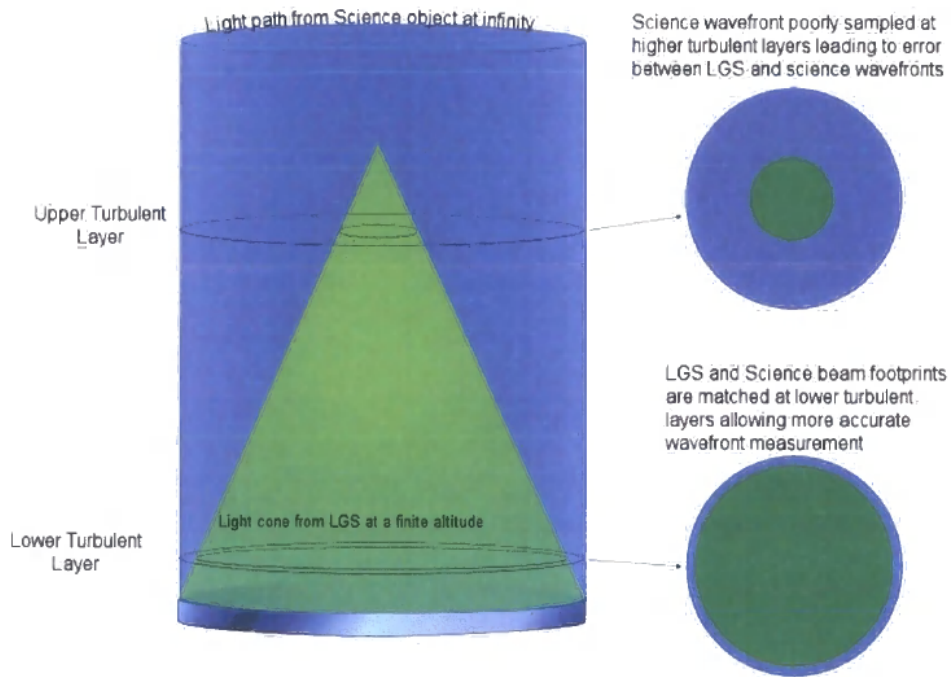


FIGURA 2.28: *Efecto cono* para capas turbulentas con diferentes alturas. Crédito: Morris, 2005

Capítulo 3

MUAV como fuente de referencia artificial para sistemas GLAO

3.1 Introducción

La instrumentación astronómica moderna ha enfocado grandes esfuerzos en el desarrollo y la construcción de instrumentos para las nuevas generaciones de mega telescopios terrestres, de los cuales la mayoría deberá contar con sistemas de óptica adaptativa, con el objetivo de corregir los efectos negativos ocasionados por la atmósfera terrestre sobre la luz incidente y de este modo obtener su máximo desempeño. Sin embargo, para aplicarla es necesario contar con referencias luminosas con el propósito de determinar, en tiempo real, la distorsión ocasionada sobre los frentes de onda provenientes de la luz de objetos astronómicos que llegan a la Tierra.

Como se mencionó en el capítulo 2, actualmente se utilizan dos tipos de referencias luminosas: las referencias naturales (NGS) y las referencias láser (LGS). Con las primeras es posible corregir en su totalidad los efectos de la turbulencia, pero dado que el campo corregido es reducido se tienen como resultado que estas referencias son insuficientes para cubrir la totalidad del cielo observable. Las segundas surgen como una solución al problema presentado por las NGS, dentro de las cuales se utilizan normalmente dos métodos: los LGS Sodio y los LGS Rayleigh.

Por otra parte, a partir de la caracterización de la turbulencia atmosférica se sabe que la mayor distorsión del frente de onda se produce principalmente en dos capas conocidas como: *Free atmosphere* y *Ground Layer* (Skidmore et al., 2009). Los efectos de la primera capa se producen a una altura aproximada de 20 km, mientras que en la segunda se consideran todos los efectos de turbulencia generados en la zona cercana a la superficie de los observatorios. Es en esta última capa donde se produce la mayor distorsión del frente de onda, por lo cual se han desarrollado sistemas de OA especializados en corregir los efectos de esta capa y son conocidos como Ground Layer Adaptive Optics (GLAO) (Tokovinin et al., 2010). Más aún, hoy en día, se cuenta con nuevos instrumentos para la caracterización de la capa de *Ground Layer* con mayor resolución vertical, por los cuales se sabe que la mayor influencia de la turbulencia de esta capa sobre los frentes de onda incidentes no supera los 100 m de altura sobre la superficie de algunos observatorios (Oya, 2015; Hickson et al., 2010; Tokovinin, Bustos, and Berdja, 2010). En el caso de México, se han realizado mediciones con uno de esos nuevos instrumentos en el Observatorio Astronómico Nacional Sánchez et al., 2015. Los resultados obtenidos muestran un comportamiento similar al mencionado para esta capa, sin embargo, aún hace falta llevar a cabo una campaña de caracterización de larga duración para confirmar esta condición.

Aunado a lo anterior y debido al gran auge a nivel internacional en el desarrollo y aplicación de Unmanned Aerial Vehicles (UAV) en distintos campos de la ciencia, incluido el campo de la instrumentación astronómica como puede encontrarse en Biondi et al., 2016 y (Basden et al., 2018); en el presente trabajo de investigación se propone la implementación de un UAV, en particular del tipo Multirrotor Unmanned Aerial Vehicles (MUAV), como método alternativo

para formar una referencia artificial aplicada a un sistema de óptica adaptativa tipo GLAO (véase, figura 3.1).

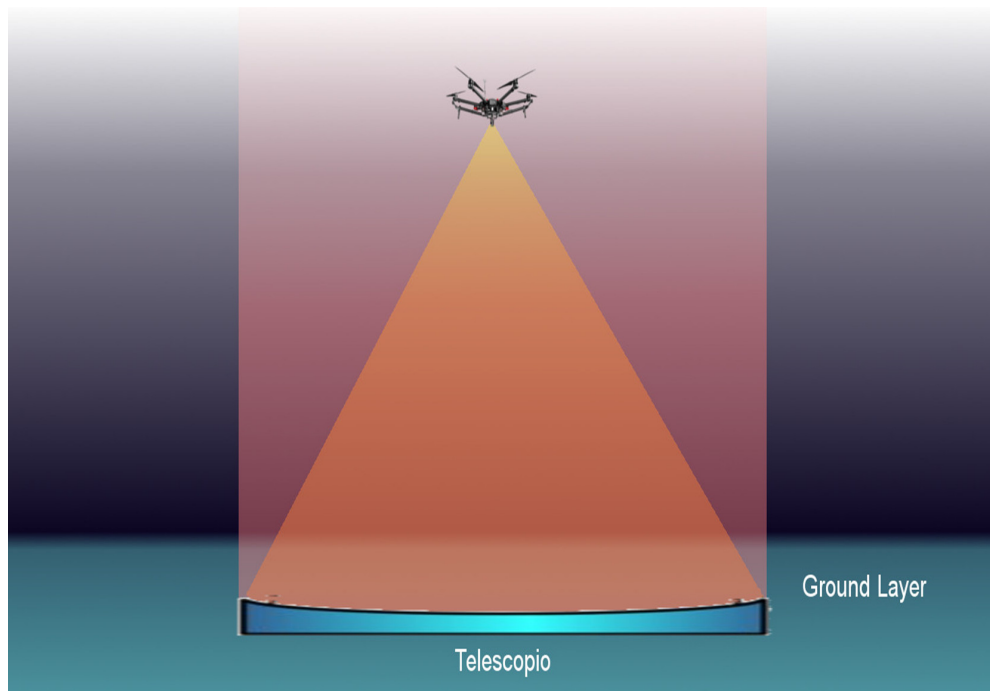


FIGURA 3.1: Propuesta de referencia artificial para la corrección de la capa de *Ground Layer*.

En este capítulo se estudia la viabilidad de emplear un MUAV como portador de una fuente luminosa con el objetivo de generar una referencia artificial de OA, misma que será utilizada para determinar la distorsión sobre los frentes de onda, ocasionada por la capa de *Ground Layer* y de este modo implementarla para telescopios terrestres con sistemas GLAO instalados. En la sección 3.2 se especifican las condiciones generales para las fuentes de referencia de un sistema de óptica adaptativa y las características requeridas de manera general para un UAV. En la 3.4 se establecen las restricciones para dicha fuente con base en las características de la turbulencia local de la capa de *Ground Layer* en el Observatorio Astronómico Nacional, San Pedro Martir, México. Finalmente, en la sección 3.5 se analizan el desempeño de los MUAV, tanto de los comerciales como los de diseño personalizados (customized; en inglés), con el objetivo de determinar si estos dispositivos tiene la capacidad de cumplir en su totalidad con las restricciones establecidas con anterioridad.

Los resultados mostrados en este capítulo fueron publicados por la revista *Experimental Astronomy* de Springer Link (Rodríguez García and Cuevas, 2019) y pueden ser consultados en el apéndice A de este documento.

3.2 Condiciones generales

En el capítulo 2 se mencionaron los diferentes tipos de fuentes luminosas que son utilizadas actualmente como referencia para los sistemas de óptica adaptativa. Ahora bien, con el objetivo de encontrar una primera aproximación entre dichas fuentes y los UAV, es necesario establecer sus condiciones generales de operación, las cuales se presenta a continuación.

3.2.1 Fuentes de referencia

Las condiciones que debe cumplir cualquier tipo de fuente luminosa utilizada como referencia de un sistema de óptica adaptativa son las siguientes:

- La fuente luminosa será puntual y con el brillo suficiente para ser detectada por el sensor del frente de onda perteneciente al sistema de óptica adaptativa.
- La referencia permanecerá dentro del *ángulo isoplanático* del campo observado durante el tiempo requerido para las observaciones.
- La distancia de separación entre la fuente luminosa y el telescopio deberá ser suficiente como para minimizar el error causado por el *efecto cono*.

3.2.2 Unmanned Aerial Vehicles (UAV)

Para el caso de los UAV es necesario establecer las siguientes condiciones operativas, con el propósito de tener un sistema funcional y pueda ser implementado en observatorios astronómicos de manera óptima, las cuales se enumeran a continuación:

1. El dispositivo tendrá la capacidad de transportar y suministrar la energía para la fuente de luminosa.
2. Operará de manera semi automática y de forma remota por medio de una computadora de mando (Ground Station).
3. Realizará las siguientes funciones básicas: despegar, alcanzar una posición específica de operación, regresar y aterrizar en la posición inicial de despegue (Home).
4. Deberá de volar de manera estable dentro del campo de visión de un telescopio en operación (realizando el seguimiento de una región en el cielo).
5. Tendrá la capacidad de recibir y efectuar instrucciones para cambiar su posición de manera constante, así como seguir una trayectoria específica.
6. Contará con los sistemas de seguridad adecuados para evitar accidentes que pongan en riesgo a personas, la infraestructura del observatorio y al dispositivo mismo.

3.3 Parámetros atmosféricos de *Ground Layer* en el OAN

Adicionalmente, dentro de nuestro análisis es necesario establecer las características particulares de la turbulencia atmosférica que se intenta corregir. Esto se logra mediante la determinación de cada uno de los parámetros atmosféricos correspondientes al observatorio astronómico estudiado. En el caso de esta investigación, los parámetros calculados pertenecen a la capa de *Ground Layer* del Observatorio Astronómico Nacional (OAN).

Como se menciona en la sección 2.4, se puede caracterizar el comportamiento de la turbulencia atmosférica por medio de los parámetros atmosféricos, mismo que pueden ser obtenidos del análisis de los perfiles de turbulencia. Para el caso del OAN, se tiene los datos de las diferentes campañas de evaluación realizadas para el sitio desde 1998 (Avila, Vernin, and Cuevas, 1998; Avila, Cruz-González, and Tapia, 2003; Skidmore et al., 2009; Avila et al., 2011; Sánchez et al., 2015). Una de las últimas evaluaciones llevadas a cabo en el lugar, corresponde a las mediciones realizadas con el instrumento LOLAS-2 desarrollado por Avila et al., 2008.

LOLAS-2 es un instrumento diseñado y construido con el único propósito de determinar las características de la turbulencia atmosférica dentro del primer kilómetro de altura sobre la

superficie de los observatorios (altura de la capa de *Ground Layer*). Además de esto, este instrumento cuenta con la mayor resolución vertical, alcanzada hasta el momento, para la determinación de perfiles de turbulencia resultantes⁹, motivo por el cual sus datos de OAN son fundamentales para el desarrollo de nuestro proyecto.

Para la determinación de los distintos parámetros atmosféricos correspondientes a la capa de *Ground Layer* en el OAN, se efectuaron dos procedimientos, los cuales se describen a continuación:

El primero, se realizó utilizando el valor de seeing promedio de $\epsilon_{GL} = 0.56$ [arcsec] reportado por Skidmore et al., 2009 y Avila et al., 2011 para la capa de *Ground Layer* del sitio. Este valor se sustituyó en cada una de las fórmulas simplificadas de los parámetros atmosférico, donde se considera la hipótesis de Taylor (véase, sección 2.4.3).

En el segundo, se emplearon los datos obtenidos con el instrumento LOLAS-2 publicados por Sánchez et al., 2015. Estos datos fueron procesados mediante rutinas desarrolladas en Matlab[®], de las cuales se calcularon cada uno de los parámetros atmosféricos, a partir de su ecuación correspondiente, para la capa turbulenta analizada (véase, sección 2.4).

En ambos procedimientos se consideró una altura máxima para la capa turbulenta de $h = 60$ m y una velocidad del viento promedio de $v = 2.3$ m/s en el primer kilómetro de altura sobre la superficie del observatorio reportada por Avila, Cruz-González, and Tapia, 2003.

En la tabla 3.1 se muestran los resultados obtenidos de ambos procedimientos. Los valores, en este caso, fueron calculados considerando una longitud de onda de $\lambda = 500$ nm.

TABLA 3.1: Parámetros atmosféricos para la capa de *Ground Layer* del OAN.

Parámetro	ϵ_{GL} [arcsec]	r_{0GL} [cm]	θ_{0GL} [arcmin]	τ_{0GL} [ms]
Con valor de seeing promedio	0.56	17.84	3.22	24.42
Con los datos de LOLAS-2	0.73	13.73	2.57	18.78

Los valores típicos de los parámetros atmosféricos obtenidos para un sistema de óptica adaptativa convencional (donde se busca corregir la totalidad de los efectos producidos por la atmósfera) son: $r_0 = 10$ [cm], $\theta_0 = 3$ [arcsec] y $\tau_0 = 3$ [ms] (Castro, 2009)¹⁰. Si comparamos estos valores con los resultados obtenidos para la tabla anterior, podemos observar que los parámetros atmosféricos obtenidos para la capa de *Ground Layer* son menos restrictivos que los requeridos para un sistema de OA convencional. Es decir, es mucho más sencillo compensar de los efectos producidos por la capa de *Ground Layer* (corrección parcial) que hacerlo para toda la atmósfera.

Asimismo, existe una dependencia entre valor calculado de los parámetros atmosféricos y longitud de onda seleccionada para la observación astronómica (véase, tabla 2.1), por lo cual estos parámetros pueden llegar a ser aún menos restrictivos para longitudes de onda superiores dentro del espectro electromagnético, como sería el caso de la luz infrarroja. La tabla reftabla:PSPM-R muestra los valores obtenidos en la tabla anterior pero, esta vez considerando una longitud de onda de $\lambda = 1500$ nm. Aquí podemos apreciar una disminución aproximada del 20% para valor de seeing y aumentos significativos en los valores de r_0 , θ_0 y τ_0 .

Es importante mencionar, que normalmente en los sistemas de óptica adaptativa astronómica, la detección del frente de onda se realiza con una longitud de onda y la corrección se hace para una longitud de onda mayor. En otras palabras, la fuente de referencia siempre tiene una longitud de onda menor a la de la observación científica.

⁹La resolución vertical obtenida mediante otros instrumentos se encuentra en el orden de la centenas de metros, mientras que con LOLAS-2 se tiene un intervalo de medición entre $5 \leq \Delta h \leq 35$ metros.

¹⁰Los parámetros atmosféricos fueron calculados para un seeing de $\epsilon = 1$ [arcsec], una altura promedio de la capa turbulenta de $h = 2000$ m, una velocidad del viento $v = 10$ m/s y una longitud de onda $\lambda = 500$ nm.

TABLA 3.2: Parámetros atmosféricos recalculados con $\lambda = 1500 \text{ nm}$.

Parámetro	ϵ_{GL} [arcsec]	r_{0GL} [cm]	θ_{0GL} [arcmin]	τ_{0GL} [ms]
Con valor de seeing promedio	0.45	66.67	12.03	91.26
Con los datos de LOLAS-2	0.59	51.31	9.60	70.18

En las tablas 3.1 y 3.2 podemos observar que los parámetros atmosféricos obtenidos de los datos de LOLAS-2 son más restrictivos. Por lo cual, estos valores serán utilizados en los cálculos posteriores, al considerarse como la peor condición de la turbulencia atmosférica evaluada.

3.4 Restricciones para la fuente de referencia

En este apartado se establecen las siguientes restricciones para una fuente de referencia con distancia finita: altura de operación, tamaño, brillo, velocidad de movimiento y estabilidad. Estas restricciones se calculan a partir de los valores obtenidos de los parámetros atmosféricos (ϵ_{GL} , r_{0GL} , θ_{0GL} , τ_{0GL}) utilizando las mediciones realizadas con instrumento LOLAS-2 para el Observatorio Astronómico Nacional en México (véase, sección 2.4).

3.4.1 Altura de operación

La primera restricción examinada es la altura de operación, a la cual debe posicionarse un MUAV para reducir las consecuencias del llamado *efecto cono*. Para esto, hace falta conocer un parámetro atmosférico adicional denominado diámetro crítico d_0 . Este parámetro relaciona el tamaño de la apertura de un telescopio con la distancia que existe, entre este y una fuente de referencia, tomando en cuenta las características propias de la turbulencia atmosférica local a través del valor del ángulo isoplanático. Es decir, el diámetro crítico nos indica el tamaño máximo que deberían tener los telescopios para evaluar la turbulencia atmosférica mediante una fuente luminosa, que se encuentra a distancia finita (véase, sección 2.6.1).

Para la determinación del valor d_0 se utilizó la fórmula con el valor del ángulo isoplanático de la capa de *Ground Layer* θ_{0GL} en dos longitudes de onda y evaluando diferentes alturas de la fuente referencia (véase, ecuación 2.27).

En la figura 3.2 se muestra la gráfica obtenida de los valores del diámetro crítico en función de la altura de la fuente de luminosa (altura del MUAV) calculadas para $\lambda = 500 \text{ nm}$ y $\lambda = 1500 \text{ nm}$. En esta gráfica, se resaltan los valores correspondientes a los telescopios con aperturas de 2.1 y 6.5 metros (infraestructura actual y futura del OAN, respectivamente). Para estos telescopios podemos observar que sería posible emplear una fuente luminosa a 250 y a 800 metros de altura. Esto con el objetivo de detectar y corregir la turbulencia de *Ground Layer* para observaciones en el infrarrojo. En cambio, si se quisieran realizar esas mismas observaciones, pero dentro del espectro visible, la fuente de referencia tendría que alcanzar una altura de entre uno y tres kilómetros, dependiendo del telescopio. Es importante recordar que estos valores están calculados para una sola fuente luminosa con la consideración de que la altura máxima de la capa de *Ground Layer* es de 60 m.

En el caso de las referencias láser (LGS), hay que recordar que fueron concebidas como alternativas a las fuentes de referencia naturales para la corrección total de la turbulencia atmosférica. Es por ello que los LGS tipo sodio (altura: 90 km) fueron considerados más adecuados para ese propósito, mientras que los LGS Rayleigh (altura: $< 20 \text{ km}$) se enfocaron más a las correcciones parciales, cuando se tiene la configuración de una sola fuente. Adicionalmente y como punto de comparación, podemos mencionar que el diámetro crítico estimado para la altura de un LGS tipo sodio, a partir del modelo de turbulencia atmosférica Hufnagel-Valley (donde se

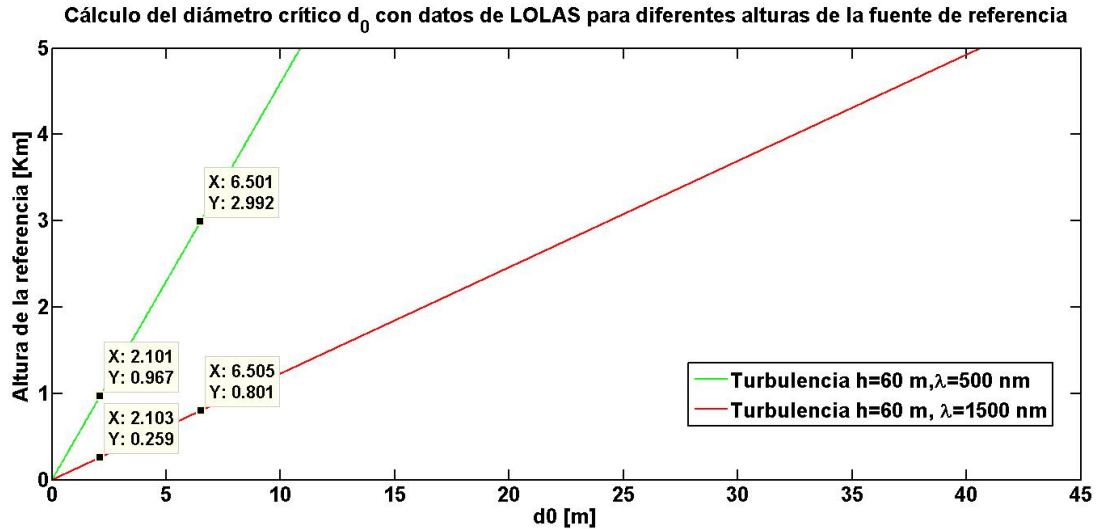


FIGURA 3.2: Gráfica del diámetro crítico d_0 vs altura de la fuente de referencia para capa de *Ground Layer*.

consideran los efectos de toda la atmósfera) con $\lambda = 500$ nm es de 4.7 m (Ageorges and Dainty, 2013). Otra estimación para este mismo tipo de LGS podemos encontrarla en Viard, Louarn, and Hubin (2002), donde se consideran las características de la turbulencia para el sitio Cerro Paranal en Chile. Aquí, se obtiene un valor de $d_0 = 6.98$ m para condiciones de buen seeing atmosférico ($r_0 = 0.25$ m) y un valor de $d_0 = 3$ m tomando en cuenta el valor medio de seeing del sitio ($r_0 = 0.15$ m).

Es necesario remarcar, que si actualmente se considera tener fuentes luminosas a baja altura (dentro del primer kilómetro sobre la superficie), se debe al hecho, antes desconocido, de la cercanía de la capa turbulenta a la superficie de los observatorios astronómicos. Así mismo, podemos mencionar que existen diferentes técnicas para mejorar el desempeño de los LGS, las cuales podrían ser aplicadas a nuestra propuesta de referencia artificial. Un ejemplo, es la implementación de arreglos de LGS (constelaciones), por lo general 4, con el objetivo de reducir el efecto cono y ampliar el campo visión corregido para sistemas de óptica adaptativa convencional. Con nuestra referencia, esto implicaría considerar usar más de una sola fuente cuando se busque corregir dentro del espectro visible. No obstante, el objetivo de esta investigación se concentra en el análisis de una sola fuente, por lo cual, consideraremos 800 m como el valor mínimo para la altura de nuestra referencia.

3.4.2 Tamaño

La siguiente restricción analizada es el tamaño que debería tener la fuente de luminosa. Para esto, es necesario considerar el hecho de que esta debe ser un objeto puntual para el sensor de frente de onda del sistema de óptica adaptativa. En nuestro caso se considera a un sensor de frente de onda tipo Shack-Hartmann. Para estos sensores, el tamaño angular óptimo para la fuente referencia está determinado por el tamaño de una de sus subaperturas d o por el parámetro Fried r_0 , cuando este valor es menor al de dicha subapertura tomando en cuenta la longitud de onda observada por el sensor (Hardy, 1998).

En este caso, la restricción se calculó con el valor del parámetro de Fried de la capa de *Ground Layer* (r_{0GL}), nuevamente, se evalúan dos longitudes de onda: $\lambda = 500$ nm y $\lambda = 1500$ nm. Por medio de la ecuación 3.1 podemos obtener el tamaño angular óptimo para las condiciones

de la capa turbulenta. El resultado obtenido para las longitudes de onda evaluadas es de 0.75 [arcsec] y 0.60 [arcsec], respectivamente.

$$\alpha_{opt} = \frac{\lambda}{r_{0GL}} \quad (3.1)$$

Asimismo, a partir de los valores angulares obtenidos, podemos determinar la dimensión lineal de la fuente de referencia para diferentes distancias. Es importante notar que entre mayor sea la distancia al telescopio, mayor deberá ser también la fuente luminosa. En la figura 3.3 se muestra la gráfica con el tamaño de la fuente de referencia (dimensión lineal) respecto a la altura sobre el observatorio. Se resalta la altura de 800 metros (restricción para la altura) para ambas longitudes de onda. El valor correspondiente para esa altura es de 2.9 mm y 2.3 mm para $\lambda = 500 \text{ nm}$ y $\lambda = 1500 \text{ nm}$, respectivamente.

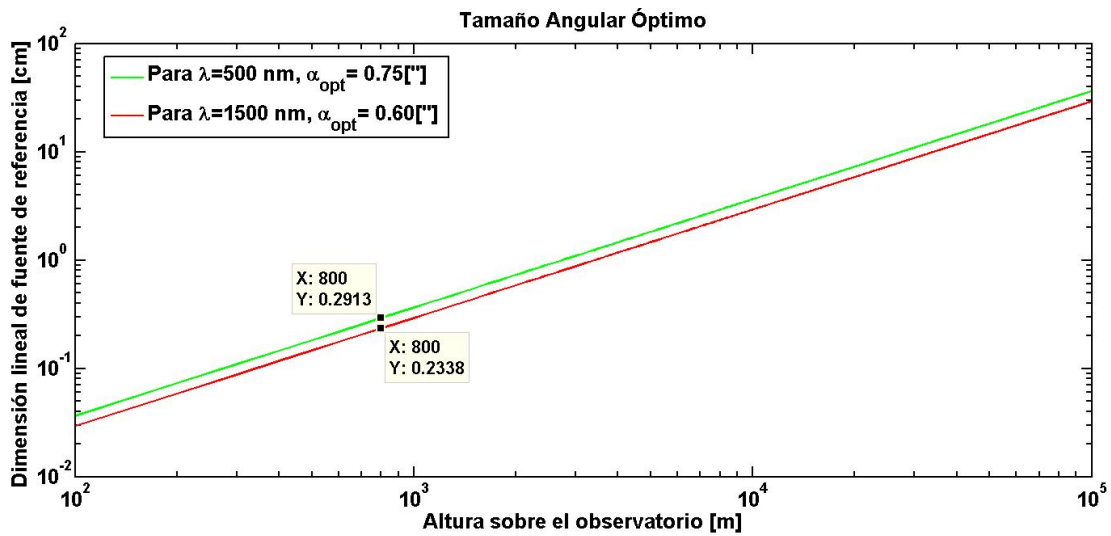


FIGURA 3.3: Gráfica de la dimensión lineal de la fuente de referencia a diferentes alturas considerando el tamaño angular óptimo para dos longitudes de onda.

En comparación con estos valores, el tamaño de *spot* formado por un LGS tipo sodio es de 28 cm (valor del ancho medio FWHM; por sus siglas en inglés.) considerando un seeing de 1 [arcsec] ($r_0 = 0.12 \text{ m}$), correspondiente a un tamaño angular de 0.6 [arcsec] (Ageorges and Dainty, 2013).

Para esta restricción podemos mencionar la posibilidad de utilizar un LED como fuente luminosa. Esto, con base en la poca energía que demandan estos dispositivos electrónicos y que se pueden encontrar una gran variedad de tamaños de manera comercial. En el caso de LEDs estándar encontramos las siguientes dimensiones: 1.8, 3 y 5 mm.

3.4.3 Brillo

En astronomía el brillo de una fuente luminosa (estrella) se mide en magnitudes aparentes m_v , por lo cual la selección de las fuentes de referencia para los sistemas de óptica adaptativa se realiza con esas unidades. Este brillo también está relacionado con el número de fotones que es posible detectar dentro de un volumen restringido, el cual puede ser representado como $r_0^2 \times \tau_0$, donde el primer término representan a la subapertura y el segundo el tiempo de muestreo del sensor de frente de onda (Rigaut, 2015). Es decir, la cantidad de luz detectada antes de que se modifiquen las condiciones de turbulencia.

Para calcular el brillo de nuestra fuente de referencia es necesario obtener la cantidad de flujo luminoso que incide sobre una superficie por unidad de área, también conocido como iluminancia (E). Este valor está relacionado con la intensidad luminosa (medida en candelas) proveniente de la fuente y la distancia de propagación. Por medio de la ecuación 3.2 podemos obtener los valores en magnitud aparente a partir de los valor de la iluminancia (Allen, 1973).

$$m_v = -2.5 \log_{10} \frac{E}{2.54 \times 10^{-6}} \tag{3.2}$$

La figura 3.4 muestra los valores obtenidos de m_v para diferentes intensidades luminosas de la fuente de referencia (LED) colocadas a dos alturas 250 m y 800 m. La intensidad luminosa de un LED se puede encontrar fácilmente dentro de sus hojas de especificaciones. Los valores resaltados en la gráfica corresponden al valor de 2000 [mcd] (intensidad luminosa típica de un LED estándar de 3mm) en ambos casos la magnitud obtenida es menor a 0 (magnitud aparente de la estrella Vega), esto significa que se tendrían suficientes fotones para ser detectados por el sensor de frente de onda.

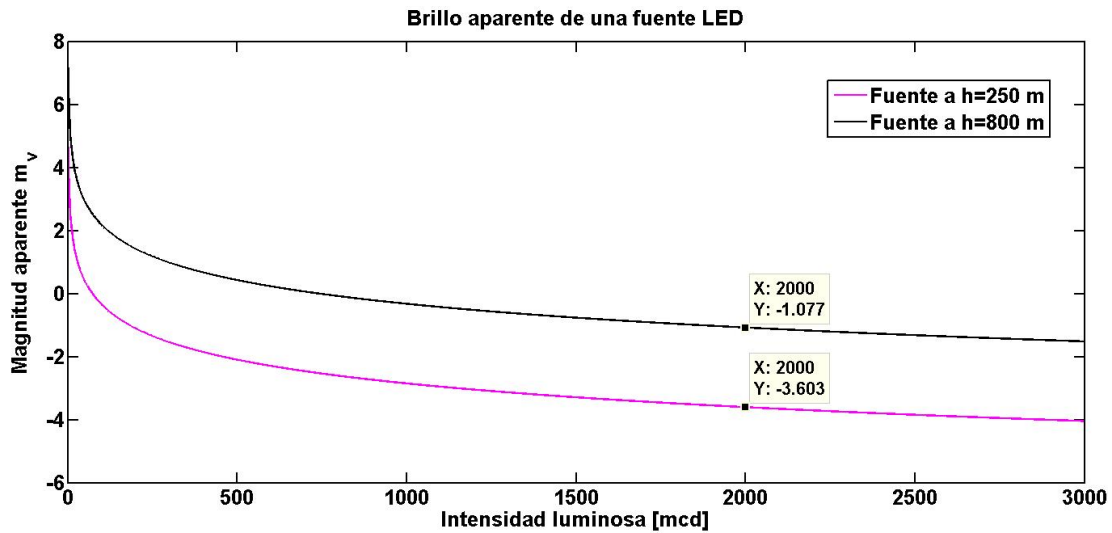


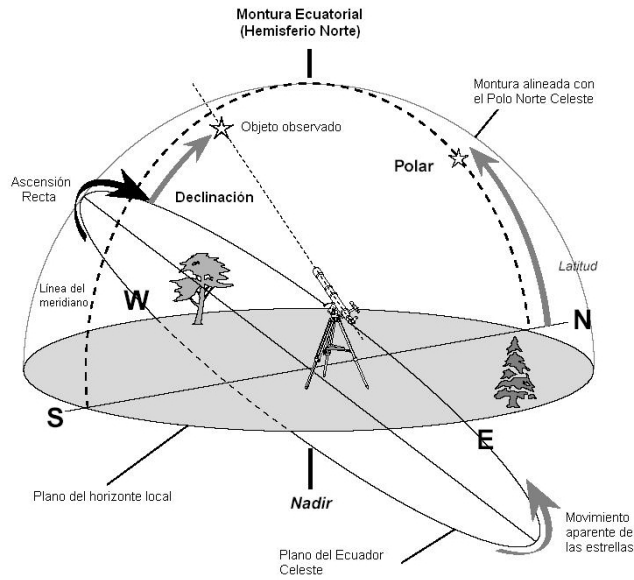
FIGURA 3.4: Magnitud aparente vs intensidad luminosa de una fuente LED.

Para está restricción, encontramos en los LGS tipo sodio un rango de valores en su magnitud aparente de $m_v = 9 - 12$, obtenidos de manera experimental. Esta variación se relaciona con las características de la capa de sodio al momento de formar el spot luminoso (Ageorges and Dainty, 2013).

3.4.4 Velocidad de movimiento

Cuando se observa al cielo nocturno con un telescopio, es posible apreciar que, los objetos ubicados dentro del campo de visión de este telescopio se mueven. Este movimiento hace necesario cambiar la dirección del telescopio de manera constante, con la finalidad de no perder al objeto observado, o como se dice en el argot de la astronomía, es necesario realizar el seguimiento del objeto (véase, figura 3.5). A este movimiento se le conoce como el movimiento aparente del cielo, aunque en realidad este movimiento se debe a la rotación de la Tierra sobre un eje. Esta rotación tiene un periodo de 24 horas, aproximadamente.

La velocidad de movimiento determina que tan rápido debe cambiar la posición de nuestra fuente de referencia (velocidad del MUAV) para ubicarse siempre en la misma región del cielo, esto es, en la misma posición que el objeto celeste observado.



Fuente: <http://transponderfta.blogspot.com/2014/01/telescopios-vs-fta-2014.html>

FIGURA 3.5: Movimiento aparente de las estrellas.

Para calcular esta restricción empleamos la velocidad angular de la Tierra y la distancia que existiría entre la fuente luminosa y el telescopio (suponiendo al objeto celeste en el Cenit), para una trayectoria circular de radio constante.

La figura 3.6 muestra la relación entre la distancia a la fuente luminosa y la velocidad de movimiento requerida para que esta fuente permanezca estática con respecto a los objetos celestes. En la gráfica se resalta el valor correspondiente a una distancia de 800 metros, donde la velocidad lineal requerida sería de 5.83 [cm/s].

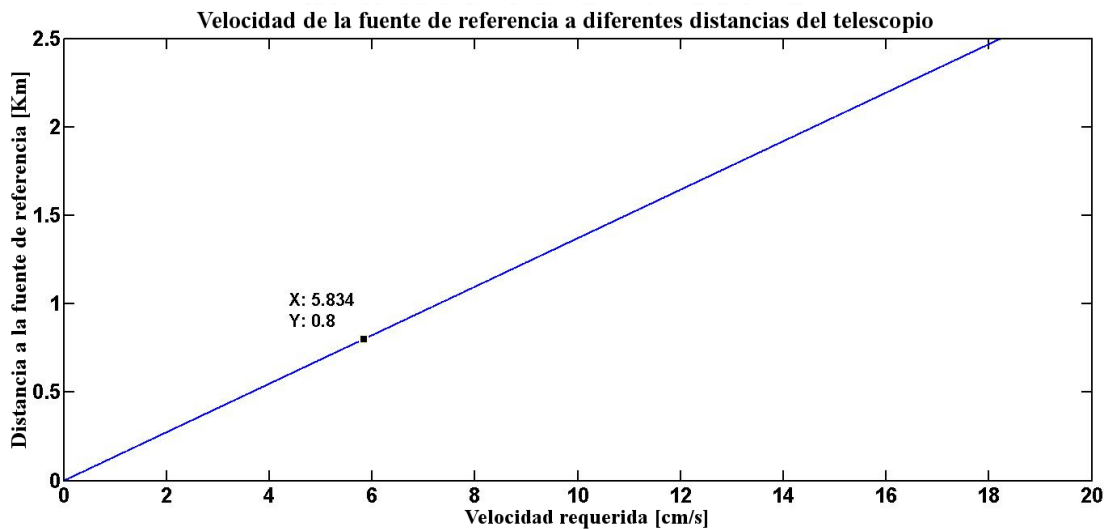


FIGURA 3.6: Velocidad de movimiento para la fuente de referencia.

En el caso de los LGS, estos son emitidos, normalmente, por telescopios auxiliares instalados sobre la estructura del telescopio científico y apuntan en la misma dirección que este. Lo cual hace que los spots luminosos siempre permanezcan en la misma región del cielo observado.

3.4.5 Estabilidad

La estabilidad de una fuente de referencia puede definirse como su capacidad para permanecer en una posición específica respecto del cielo observado. En el caso de las fuentes luminosas ubicadas a una distancia finita del telescopio, existe un intervalo de posiciones en las cuales puede ser colocada dicha fuente. Este intervalo se relaciona directamente con el campo de visión observado por sensor de frente de onda del sistema de OA. El campo de visión de un sensor de frente de onda, es un parámetro establecido desde su diseño y su valor influye en la precisión con la cual puede ser determinada la deformación de un frente de onda (Thomas et al., 2006). Los valores típicos para el campo de visión de un sensor Shack-Hartmann oscilan entre 2-4 [arcsec].

A fin de determinar la estabilidad de nuestra fuente luminosa es necesario calcular el intervalo de error para su posición tomando en cuenta el campo de visión y la altura de nuestra fuente (distancia entre la fuente luminosa y el telescopio apuntando al Cenit). La figura 3.7 muestra el intervalo del error de posición de la fuente de referencia para diferentes distancias.

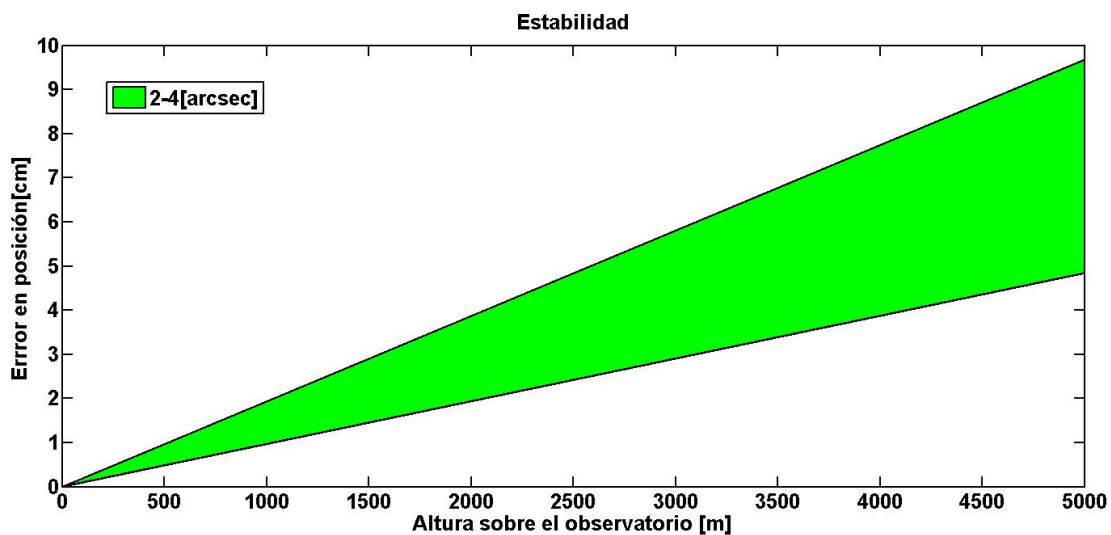


FIGURA 3.7: Requerimiento para la estabilidad de la fuente de referencia a diferentes alturas.

Cabe recordar que los efectos de la turbulencia atmosférica se modifican constantemente en intervalos de tiempo definidos. Para la capa de *Ground Layer*, este tiempo corresponde al valor de τ_{0GL} de la tabla 3.2. Con lo cual, la estabilidad requerida para una distancia de 800 m estaría entre 0.77 - 1.54 cm con intervalos menores a 18.78 ms.

3.5 Multirotor Unmanned Aerial Vehicle

A nivel mundial existe una gran variedad de dispositivos UAV, cada uno con características diferentes. La utilización que se le da a estos dispositivos aéreos va desde el entretenimiento hasta las aplicaciones militares. En el caso de nuestro proyecto se opta por el uso de los Multirotor Unmanned Aerial Vehicle (MUAV) con base en las siguientes características:

- Despegue y aterrizaje vertical (VTOL).
- Vuelo estático (hover) y seguimiento de trayectorias (sustentación a baja velocidad tanto horizontal como vertical).
- Estabilidad y resistencia a perturbaciones (ráfagas de viento).
- Facilidad para cambiar la dirección de vuelo (maniobrabilidad).
- Capacidad para transportar carga útil.

3.5.1 Desempeño máximo

El desempeño máximo los MUAV está relacionado con la configuración particular de cada dispositivo. Esta configuración determina características como: la máxima altura de vuelo, la máxima velocidad alcanzada, la autonomía, la carga útil, entre otros. Dentro de estas configuraciones podemos encontrar elementos como: el número y tipo de motores y de hélices, con lo que se establece el empuje máximo del sistema de propulsión; el controlador de vuelo, donde se incluye a los sensores, la electrónica y algoritmos de control; la estructura, la cual da soporte mecánico a todos los sistemas; y la batería utilizada, que establece la autonomía del dispositivo (Shi et al., 2017).

Actualmente, se pueden encontrar diferentes publicaciones con un sinnúmero de aplicaciones y desarrollos para MUAV, tanto para los de índole comercial como para los de diseño personalizado, sin embargo, de estos últimos normalmente no reportan datos completos sobre las características de sus capacidades máximas, más allá de las requeridas para su uso específico. A diferencia de estos, para los MUAV comerciales, como los distribuidos por la empresa DJI (líder mundial en ventas de MUAV), se puede encontrar las especificaciones y características de la mayoría de sus modelos en el sitio web de la empresa (www.dji.com).

A continuación se presenta una breve explicación de las característica consideradas relevantes para el cumplimiento de los requerimientos antes determinados (véase, sección 3.4).

Altura máxima

La sustentación y el movimiento vertical de un MUAV son producto del movimiento de aire como consecuencia de la rotación de cada una de las hélices que lo componen. Lo anterior, da origen a una fuerza, que actúa en dirección opuesta a este desplazamiento, llamada empuje (trust, en inglés). Cuando esta fuerza es equivalente al peso de dispositivo se alcanza la sustentación y cuando es mayor el movimiento vertical (de ascenso). Dado que la densidad del aire disminuye conforme la altura aumenta, es necesario, de igual modo, aumentar la velocidad del giro de las hélices para mantener misma la fuerza de empuje o, dicho de otra forma, entre más alto vuelen estos dispositivos, mayor será la exigencia respecto al desempeño de sus motores. La altura máxima alcanzada por los MUAV es conocida como *top ceiling* y se alcanza cuando las hélices giran a su máxima velocidad. Normalmente, los MUAV comerciales están diseñados para alcanzar la sustentación en vuelo estático con el 50% de la capacidad de sus motores.

Velocidad máxima

La velocidad máxima de un MUAV se relaciona, de igual manera, con la fuerza de empuje obtenida por su sistema de propulsión (motores + hélices) y la inclinación del dispositivo respecto a un plano horizontal (tilt angle, en inglés). De manera que podemos descomponer la velocidad del dispositivo en dos direcciones: una horizontal y una vertical. Es importante mencionar que como medidas de seguridad tanto la velocidad vertical como horizontal son reguladas desde la programación de la controladora de vuelo. En general, la velocidad horizontal siempre es mayor que la vertical y se tiene un ángulo de inclinación máximo para los dispositivos comerciales de 25°.

Resistencia al viento

La resistencia al viento es la capacidad de los MUAV para contrarrestar la fuerza que se produce de la interacción del viento con la estructura del dispositivo. Este valor nos indica la capacidad que los dispositivos de operar normalmente frente a perturbaciones externas. Esta característica es fundamental cuando se utilizan a estos dispositivos aéreos al aire libre (outdoor).

Carga útil

Como hemos mencionado anteriormente, el principio básico de operación de los MUAV se basa en modificar la magnitud de la fuerza de empuje producido por sus diferentes motores. En el diseño de los MUAV se considera un margen para la cantidad de carga extra que pueden soportar estos dispositivos sin afectar significativamente su desempeño, a esto se le conoce como carga útil.

Autonomía

La autonomía o tiempo de vuelo de los MUAV está ligada esencialmente con la capacidad de las baterías instaladas, así como, con el consumo eléctrico de sus componentes (controladora de vuelo, motores, sistema de potencia, sistema de comunicación y componentes adicionales). Para aumentar el tiempo de vuelo se podría buscar aumentar la capacidad de la batería, sin embargo, el peso de la batería aumenta respecto a su capacidad. Lo anterior hace necesario encontrar el balance óptimo para cada aplicación con estos dispositivos aéreos. Aunque al final, se debe considerar que la autonomía siempre estará limitada.

Con respecto a nuestra propuesta, la altura de operación requerida para la fuente luminosa es de 800 sobre la superficie del observatorio. Esto implicaría que el MUAV deberá alcanzar una altura de al menos 3630 msnm para el OAN (altura promedio de: 2830 msnm). La velocidad requerida es de 5.83 cm/s con una velocidad de viento promedio de 2.3 m/s.

En la tabla 3.3 se reportan los valores de las capacidades máximas de operación de los MUAV anteriormente mencionadas, obtenidas mediante la comparación de la información recopilada, tanto en publicaciones científica como las encontradas dentro de la página oficial de DJI. De esta tabla podemos observar que los MUAV tienen la capacidad para alcanzar la altura solicitada, y que la velocidad, tanto horizontal como vertical, superan en varios ordenes de magnitud a la velocidad máxima requerida, además, las condiciones de viento de OAN se encuentran dentro del rango de operación de estos dispositivos. Es importante mencionar que los telescopios en el OAN, y otros observatorios, detienen su operación con vientos con velocidades en el rango de $v = 15 - 20$ m/s.

Considerando la velocidad vertical de 5 m/s, el tiempo requerido para que el dispositivo aéreo alcance la altura de operación (800 m) y posteriormente descienda sería de 5.33 min. Tomando en cuenta una autonomía de 40 min, suponiendo un tiempo máximo para el posicionamiento del MUAV de 5 min y un margen de seguridad de 5 min, se tendrían alrededor de 24 min para funcionar como fuente de referencia. Estos tiempos podrían variar según las características de las baterías utilizadas y las condiciones medio ambientales al momento de la observación.

TABLA 3.3: Desempeño máximo de MUAV.

Altura máxima [msnm] ¹	Velocidad [m/s]	Resistencia al viento [m/s]	Carga útil [kg]	Autonomía [min]
5000-6000	Horizontal: 20 Vertical: 5	12	1-6	20-40

¹ msnm: metros sobre el nivel del mar.

3.5.2 Desempeño de vuelo

En este apartado se determina si un MUAV tiene la capacidad de mantenerse fijo, respecto al movimiento aparente de los objetos celestes durante el transcurso de una noche, como se mencionó anteriormente este movimiento es producto de la rotación terrestre. Por tal razón, existe un punto alineado con el eje rotación de la Tierra que se mantendrá estático, mientras que los objetos cercanos a dicho punto parecerán tener un movimiento menor en comparación a la totalidad del cielo. Por el contrario, los objetos que se encuentran a 90° de este punto se moverán con una mayor velocidad y por lo tanto el dispositivo tendrá que alcanzar la máxima velocidad de desplazamiento calculada (véase, tabla 7.1).

3.5.3 Posicionamiento, seguimiento de trayectoria y estabilidad

Aquí se considera al posicionamiento como la capacidad del dispositivo para volar hasta un punto en el espacio tridimensional y permanecer en vuelo estático con una orientación específica (hover). Y se evalúa el potencial del dispositivo para seguir trayectorias preestablecidas en tiempos determinados, que en el caso de esta investigación corresponden a líneas curvas sobre planos con orientaciones específicas, las cuales deberán ser calculadas según la posición del observatorio astronómico en la Tierra. La figura 3.8 muestra ejemplos de los recorridos para el MUAV, la línea azul representa el camino sobre una esfera de radio constante, mientras que la línea roja representa el trayecto perteneciente a un plano horizontal de altura constante, ambos corresponden al seguimiento del mismo objeto celeste. Adicionalmente, es necesario considerar el rango de operación estándar de los telescopios astronómicos, el cual corresponde a un rango máximo de 60° del cenit (superficie marcada en verde) y las limitaciones propias en el radio de operación del dispositivo (superficie morada).

Por otro lado, la estabilidad del MUAV está considerada como la característica del dispositivo para mantenerse en la posición requerida o seguir una trayectoria dada, con o sin la presencia de perturbaciones externas (ráfagas de viento). Los errores RMS obtenidos al realizar dichas maniobras son considerados como una cuantificación de la estabilidad del dispositivo; misma que se encuentra estrechamente relacionada con las técnicas de control utilizadas, la capacidad de obtener su posición y orientación (POSE) dentro un determinado intervalo de tiempo y la respuesta adecuada de sus motores. Los últimos desarrollos reportados apuntan a que las mejoras obtenidas en las capacidades de vuelo y operación de los MUAV, dependen del aumento en su capacidad de percibir el entorno donde se encuentran (Kanellakis and Nikolopoulos, 2017).

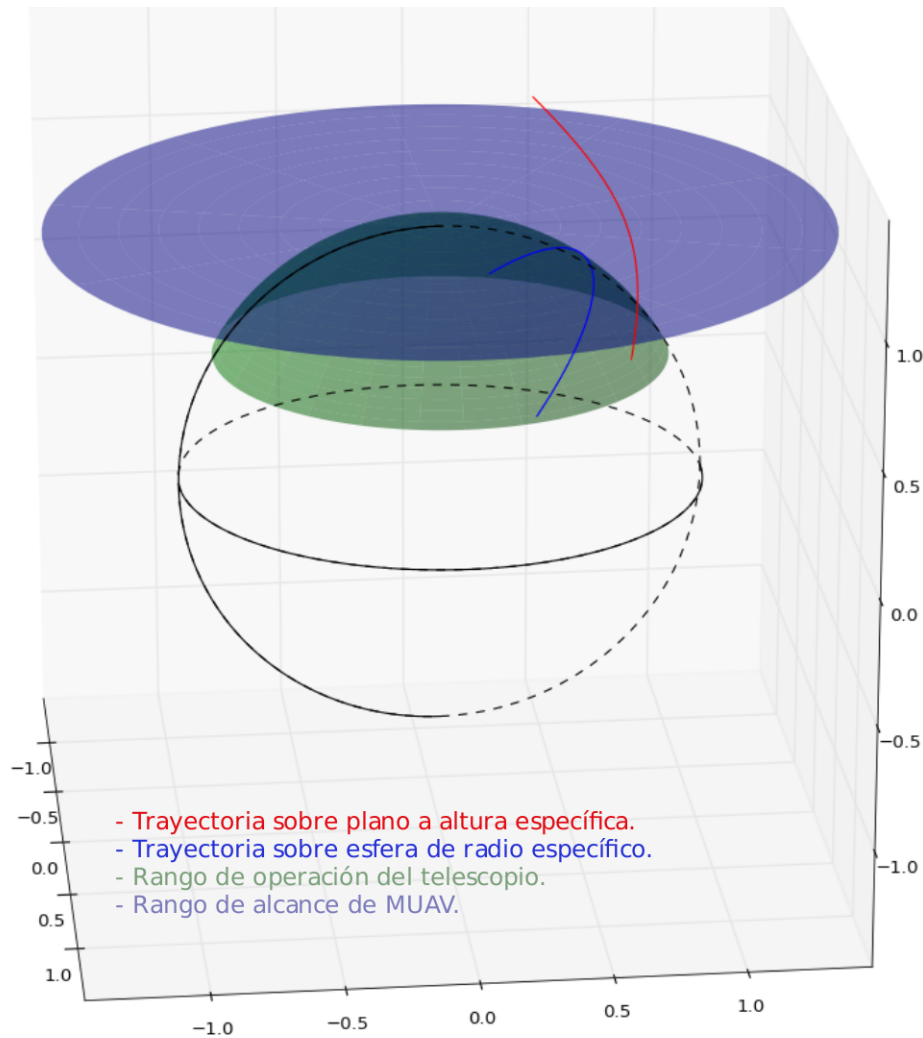


FIGURA 3.8: Ejemplos de trayectorias para el MUAV

Los requerimientos operativos para el vuelo del MUAV son: alcanzar una posición inicial y realizar una trayectoria específica en un tiempo determinado, ya sea una curvilínea sobre un plano horizontal de altura fija o una circular inclinada de radio constante sobre un plano secante de una esfera imaginaria (véase, figura 3.8), adicionalmente, es necesario considerar la presencia de viento y las condiciones de luz escasa. Esto último, limita el uso de técnicas de navegación visual como: SLAM (Simultaneously Location and Mapping), SURF (Speeded Up Robust Features), SIFT (Scale Invariant Feature Transform), entre otras (Guan and Bai, 2012).

El primer requerimiento se encuentra reportado en Tran, Bulka, and Nahon (2015), donde se pone a prueba el control de posicionamiento de un cuadroptero y se determina la estabilidad del mismo, mientras este interactúa con un viento de 5 m/s. Los resultados obtenidos son: **4.1**, **1.9** y **8.2 mm** para los ejes de coordenadas globales X, Y y Z respectivamente.

En el caso de las trayectorias sobre un plano horizontal, Razinkova, Gaponov, and Cho (2014) reporta la estabilidad de un cuadroptero, el cual sigue una trayectoria a una altura fija con la presencia de perturbaciones constantes y variables en diferentes direcciones, obteniendo como resultado estabilidades de **14.77 cm** para las trayectorias **rectas** y **3.29 cm** para las **circulares**.

En el caso de las trayectorias inclinadas de radio constante, su inclinación dependerá de la posición aparente del objeto astronómico de interés. En Jang et al., 2015 se ejemplifica la capacidad de los cuadropteros para seguir este tipo de trayectorias en tiempos o velocidades específicas, donde además se reportan errores máximos experimentales de **13 cm** para una trayectoria circular horizontal, sin embargo en su análisis no se incluye el desempeño del dispositivo en presencia de perturbaciones externas.

La información hasta ahora mostrada nos ofrece un panorama teórico, donde se establece que los MUAV son capaces de realizar ambas trayectorias descritas anteriormente, sin embargo al ser sistemas subactuados ¹ siempre existirá un error al efectuar dichas tareas, por lo cual las técnicas de control implementadas en el dispositivo juegan un papel fundamental.

Por otro lado, es importante tomar en cuenta los errores producidos por la resolución de las técnicas de sensado. Un ejemplo de esto es el error de posicionamiento de los MUAV al utilizar los sistemas de posicionamiento global (GPS, GLONAS, etc.), donde los valores de incertidumbre están en el rango de los metros. No obstante, en los últimos años se han desarrollado técnicas conocidas como DGPS (Diferencial GPS) o RTK (Real Time Kinematics), con las cuales se mejora significativamente la determinación de la posición para estos dispositivos en ambientes exteriores, incluso se pueden obtener valores por debajo de los 5 cm (Bing et al., 2015).

En la literatura científica encontramos trabajos donde se implementan las técnicas anteriormente mencionadas, como en Joubert et al., 2016, donde se programan rutinas de seguimiento de trayectorias en un cuadroptero comercial con un sistema RTK y en cuyos resultados se reportan errores experimentales de **1.1 cm** para ambientes externos. Otro ejemplo, se tiene en Lera Acedo et al., 2018, en la cual se instalan sistemas diferenciales en un MUAV personalizado para la calibración de antenas radioastronómicas, aquí la posición del dispositivo que porta una antena emisora es fundamental. Los resultados obtenidos, experimentalmente, en la determinación de la posición horizontal muestran valores de error promedio de **1 cm**.

Los MUAV comerciales que utilizan un sistema RTK cuentan con una mayor exactitud en su posicionamiento, las especificaciones con estos dispositivos son de **1 cm** para la posición **horizontal** y **2 cm** para la **vertical** dentro de un radio de un kilómetro (www.dji.com/d-rtk/info).

De modo similar, existen investigaciones sobre el desempeño de MUAV comerciales en campo abierto, en donde se reporta la estabilidad tridimensional del Matrice 100[®] para tres rutinas específicas: vuelo estático (**4.5 cm RMS**), respuesta al escalón (**26 cm RMS**) y seguimiento de trayectoria (**10 cm RMS**) (Sa et al., 2017), las cuales corresponden a las rutinas de interés de este trabajo. En el artículo mencionado anteriormente se utilizó un sistema de odometría-visual en el MUAV que permite determinar su posición, con un error RMS máximo de 9.9 cm cuando se desplaza y 4.3 cm en vuelo estático, a una frecuencia de 30 Hz, por lo anterior se establece que el desempeño de este dispositivo comercial sería similar o mejor con la implementación de un sistema de posicionamiento RTK.

La tabla 3.4 muestra un resumen de los resultados de estabilidad abordados anteriormente. En esta tabla podemos ver que un MUAV puede realizar las trayectorias requeridas. Mas aún, en el caso de las trayectorias horizontales de altura constante, los reportes incluyen la consideración del viento. Los valores de estabilidad alcanzados por estos dispositivos aéreos se encuentran dentro del rango de centímetros tanto para su posicionamiento como para su desplazamiento.

Si bien es cierto que el desempeño de vuelo de un MUAV no cumple completamente con el criterio de estabilidad, los valores reportados son muy cercanos a los valores requeridos, por ello, estamos seguros de que pronto existirán MUAV comerciales con la capacidad de satisfacer en su totalidad cada uno de los requerimientos para ser una fuente de referencia artificial de un sistema GLAO.

¹Se tienen 4 entradas o controles (Pitch, Yaw, Roll, Thrust) para 6 respuestas o grados de libertad.

TABLA 3.4: Desempeño de vuelo de un MUAV.

Tipo de Datos	Posicionamiento	Vuelo Estático (Hover)	Trayectoria sobre plano horizontal	Trayectoria sobre plano con inclinación
Simulated	$X=0.41$ $Y=0.10$ $Z=0.82$		$R:14.7$ $C:3.29$	$C:13$
Experimental	$V: 1^*$ $H: 2^*$	4.5	$C:1.1^*$	$R:10$

Nota.- Valores reportados en centímetros. * Utilizando sistemas RTK.
V: Vertical; H: Horizontal; C: Trayectoria curva; R: Trayectoria recta.

Mientras tanto una posible alternativa, sería controlar la posición de la fuente luminosa mediante el encendido y apagado de LEDs pertenecientes a un arreglo. La posición correcta de esta fuente luminosa estaría determinada con la ayuda de una cámara rápida instalada en un telescopio auxiliar cuyo diámetro sea menor al parámetro de coherencia atmosférico ($d < r_{0GL}$). El telescopio se ubicaría detrás del espejo secundario del telescopio científico. De manera similar, a la técnica utilizada con los telescopios de lanzamiento para las referencias láser.

3.6 Conclusiones

En este capítulo se han presentado los requerimientos necesarios para generar una fuente de referencia artificial de un sistema de óptica adaptativa tipo GLAO, con base en las características de la turbulencia atmosférica del Observatorio astronómico Nacional de México y considerando un telescopio con un espejo primario de 6.5 m de diámetro.

Los análisis realizados muestran que la fuente luminosa puede ser obtenida mediante un LED estándar de 3 mm que, a 800 metros de altura sobre el observatorio, generaría una luz de referencia con magnitud aparente de $m_v = -1$. Hay que mencionar que, además, es posible regular el valor de la magnitud por medio de dispositivos electrónicos conectados al LED.

Se realiza una comparación de la tecnología disponible de MUAV, tanto comerciales como de diseño personalizado, y se determina que estos dispositivos aéreos tienen la capacidad para cumplir con la mayoría de los requerimientos establecidos con excepción de la estabilidad requerida.

Los sistemas RTK mejoran el desempeño de vuelo de los MUA, aun así, es necesario realizar pruebas experimentales en el observatorio para determinar la estabilidad para las condiciones del sitio.

De la información analizada sabemos que un MUAV + RTK tiene la capacidad de seguir trayectorias con valores cercanos al criterio de estabilidad. Con el objetivo de satisfacer totalmente este requerimiento para nuestra fuente luminosa, se propone que el MUAV transporte un arreglo de LEDs en vez de uno solo. La posición de la fuente luminosa sería determinada y controlada por medio de un telescopio auxiliar desde tierra.

Finalmente, podemos decir que los MUAV pueden ser utilizados como fuentes de referencia de sistemas de óptica adaptativa tipo GLAO.

Capítulo 4

Medición de la turbulencia óptica autogenerada por un MUAV

4.1 Introducción

En el capítulo 3 se establecieron los requerimientos técnicos para la implementación de un MUAV como fuente de referencia de un sistema de óptica adaptativa enfocado a la corrección de la capa atmosférica de Ground Layer. Lo anterior, se determinó con base en las características particulares de turbulencia atmosféricas perteneciente al Observatorio Astronómico Nacional en San Pedro Mártir, México. Los datos analizados corresponden a los perfiles de turbulencia obtenidos con el instrumento LOLAS-2 para el primer kilómetro sobre la superficie de este observatorio. No obstante, para la validación de estas nuevas referencias, aún es necesario entender y analizar la influencia de estos dispositivos y en especial de sus sistemas de propulsión sobre la propagación del frente de onda de la luz emitida por la fuente luminosa instalada. En otras palabras, la caracterización de turbulencia autogenerada por el MUAV y sus efectos sobre las mediciones obtenidas de la capa turbulenta estudiada.

Esta interrogante ha sido abordada dentro de las investigaciones que buscan aplicar el uso de MUAV con el fin de desarrollar nuevos instrumentos para telescopios ópticos. Por ejemplo, encontramos en Biondi et al., 2016 un primer intento por determinar la relación existente entre el flujo de aire desplazado por las hélices de un cuadróptero y la turbulencia atmosférica circundante. Para esto se realiza un experimento que mida la desviación de un haz láser, a partir de una posición de referencia, cuando este es atravesado por el flujo de aire producido por las hélices del cuadróptero.

En este caso, los resultados obtenidos no fueron concluyentes y se menciona la dificultad para precisar con certeza la cantidad de turbulencia producida por el dispositivo aéreo. Además, se señala la necesidad de establecer condiciones más adecuadas para esta medición con el objetivo de obtener mejores resultados. Al respecto, consideramos que en la propuesta de este experimento se tenían algunas deficiencias. Dado que al volar el MUAV al aire libre y con poca altura, los datos obtenidos tienen la desventaja de incluir, no solo la turbulencia generada por el MUAV, sino también la turbulencia propia del lugar donde se llevó a cabo su experimento. Lo anterior, hace prácticamente imposible discriminar si los efectos ópticos son producidos por la turbulencia del MUAV o por la turbulencia desplazada por el mismo.

Otro señalamiento, podemos encontrarlo en (Basden et al., 2018). Aquí, se aborda la posibilidad de que un MUAV produzca turbulencia óptica por él mismo o pueda influir en modificación de las capas turbulentas ya existentes. En este caso, se menciona que esta interrogante es aún una rama de investigación abierta, la cual es necesaria determinar antes de intentar realizar pruebas de verificación y validación en sitio (observatorio astronómico).

Un trabajo adicional que vale la pena mencionar, es el desarrollado por Yoon et al., 2017 sobre el análisis aerodinámico de cuadrópteros pequeños. En este trabajo se muestran los resultados obtenidos de las simulaciones de modelos aerodinámicos mediante el uso de supercomputadoras. En estas simulaciones se puede observar la distribución y velocidad del aire desplazado por los sistemas de propulsión de este tipo de MUAV. Un ejemplo de los resultados obtenidos mediante estas simulaciones puede ser observado en la siguiente liga: <https://youtu.be/hywBEaGiO4k>. Estas simulaciones muestran las particularidades de la interacción física del aire y las hélices, sin embargo, dentro de este trabajo no se hace mención alguna sobre los posibles efectos ópticos producidos por estos dispositivos aéreos o sus componentes.

De vuelta con nuestra investigación, nosotros nos propusimos determinar la turbulencia óptica producida por un MUAV (profesional). Esto mediante la realización de un experimento con condiciones de laboratorio (ambiente controlado), con lo cual se busca reducir en general las posibles fuentes de error de medición. El experimento propuesto consiste en utilizar diferentes pruebas ópticas de alta sensibilidad para medir el flujo turbulento y las deformaciones sobre un frente de onda, producidas por el sistema de propulsión de un MUAV.

Como ya se mencionó anteriormente, la turbulencia óptica atmosférica es producida por la interacción aleatoria de diferentes capas de aire, en las cuales se encuentran regiones a diferentes tamaños y temperatura desplazándose por causa del viento. Este mismo razonamiento se puede utilizar para entender, de manera inicial, la turbulencia producida por el sistema de propulsión de un MUAV, si se toma en cuenta que los motores utilizados por estos dispositivos aéreos, son sistemas electromecánicos con una eficiencia no ideal (menor a 1). Es decir, parte de la energía suministrada al motor se convertirá en movimiento y parte en calor. Aunado a lo anterior, el movimiento de las hélices produce un flujo de aire que desplaza este calor combinándolo con el aire circundante, produciendo de este modo la turbulencia autogenerada.

En este capítulo se abordan los detalles de las pruebas llevadas a cabo en el experimento mencionado, así como los resultados obtenidos del mismo. En la sección 4.2 se aborda el trabajo realizado para operar el sistema de propulsión de un MUAV en condiciones de laboratorio. Posteriormente, se presentan las diferentes mediciones efectuadas con el sistema de propulsión, las cuales se ordenan de la siguiente manera: en la sección 4.3 la variación de temperatura por su funcionamiento, en la sección 4.4 la generación de flujo turbulento y en la sección 4.5 la deformación del frente de onda inducido.

Los resultados obtenidos de esta parte de la investigación fueron publicados por la revista SPIE como Rodríguez García, Alvarez Nuñez, and Cuevas (2019) y pueden verse en el apéndice B de este documento.

4.2 Operación del sistema de propulsión de un MUAV

El sistema de propulsión es una de las partes fundamentales de los MUAV. De él depende el correcto desempeño en los vuelos efectuados por estos dispositivos aéreos. Este sistema está conformado, normalmente, por un conjunto de dos o más elementos que, a su vez, son integrados por los siguientes componentes: un motor eléctrico (sin escobillas), una hélice, la electrónica para el suministro de potencia y la interpretación de las señales de control (ESC por las siglas en inglés; Electronic Speed Control) y una estructura de soporte o brazo. En algunos sistemas de propulsión, se puede encontrar dos motores instalados en el mismo brazo, a esta disposición se le conoce como configuración coaxial de motores.

La designación que se le otorga a cada una de las diferentes categorías de MUAVs se establece con base en el número de brazos que conforman a su sistema de propulsión. Por ejemplo, un cuadróptero cuenta 4 brazos como sistema de propulsión, un hexacóptero con 6, octacóptero con 8 y así sucesivamente.

La figura 4.1 muestra a un hexacóptero fabricado por la empresa DJI modelo S800 EVO. Este modelo es una MUAV diseñado para la obtención de fotografías aéreas y se le puede catalogar dentro de la gama de equipos para uso profesional y especializado, a diferencia de los equipos catalogados para uso recreativo que suelen ser de menor tamaño y capacidad ¹.



FIGURA 4.1: Hexacóptero DJI S800 EVO².

El hexacóptero S800-EVO cuenta con un sistema de propulsión conformado de seis elementos desmontables (véase, figura 4.2). Cada uno de estos elementos tienen las siguientes especificaciones técnicas:

- Un motor. - Modelo DJI-4114 de 400 Kv ³ con una potencia eléctrica máxima de 500 W.
- Un ESC. -Con capacidad máxima de corriente de 40 A para un voltaje nominal de operación de 22.2 V.
- Hélices plegables. - Fabricadas con plástico de ingeniería con 15 in de diámetro de giro y 5.2 in de paso (Pitch).

Es importante destacar que cada uno de los motores instalados en el S800-EVO pueden alcanzar un consumo máximo de 500 w, lo cual significa que para sus 6 motores instalados se podría tener un consumo de operación de 3000 W (a su máxima potencia). Dado que el voltaje promedio de operación para cada motor es de 22.2 V (batería de 6 celdas), la corriente máxima requerida sería de 22.5 A para su máximo desempeño de funcionamiento, donde parte de toda esa energía requerida será convertida en calor.

Por otro lado, la operación y control de estos sistemas de propulsión es ejecutado por la controladora de vuelo instalada en el MUAV. La controladora de vuelo es un dispositivo electrónico que recibe las señales de operación desde el mando (o control) remoto y las interpreta para enviarlas a cada uno de los ESC respectivos de cada motor. Los ESC reciben una señal modulada en ancho de pulso (PWM, por sus siglas en inglés), la cual convierten en los voltajes requeridos por los diferentes bobinados del motor respecto a la velocidad requerida para el giro de las hélices.

¹Nuestro proyecto agradece la donación de un hexacóptero realizada por la Secretaría Ejecutiva de la Reserva Ecológica del Pedregal de San Ángel (SEREPSA), con la cual fue posible tener acceso a esta tecnología para el desarrollo de nuestro experimento.

²<https://www.dji.com/mx/spreading-wings-s800>

³Kv es un parámetro utilizado por los fabricantes de motores para caracterizar el desempeño electro-mecánico de sus productos.



FIGURA 4.2: Sistema de propulsión (elemento) del MUAV S800-EVO.

De manera general estas controladoras de vuelo cuentan con diferentes rutinas preprogramadas para el despegue, el aterrizaje y también para la operación segura. De esta última se puede mencionar por ejemplo, que para habilitar el encendido de los motores es necesario, antes recibir las señales de conexión de cada uno de los elementos que integran al sistema de propulsión establecido dentro la configuración de la controladora de vuelo (cuad-, hexa-, octa-, etc)⁴. Otra de las rutinas de seguridad que podemos encontrar es la necesidad de recibir de manera constante la señal emitida por el mando remoto y en algunos casos (como con nuestra controladora, modelo DJI A2) también se requiere tener acceso a las señales del Sistema de Posicionamiento Global, de lo contrario los motores son desactivados. Estas condiciones dificultan (podríamos decir, hasta inhabilitan) la operación de nuestro MUAV dentro de espacios cerrados como es el caso del laboratorio de óptica del Instituto de Astronomía de la UNAM (IA-UNAM).

Lo anteriormente mencionado, aunado con el reducido espacio dentro del laboratorio óptica donde se llevaría a cabo nuestro experimento, hizo necesario buscar una solución que permitiera la operación de un solo elemento del sistema de propulsión. Por lo cual, se propuso, diseñó y fabricó una consola de mando que emulara las señales enviadas por la controladora de vuelo para la operación de los motores. Lo anterior, parte de la consideración de que la turbulencia óptica total generada por un MUAV, puede ser analizadas como la suma de la turbulencia inducida por cada uno de los elementos de su sistema de propulsión. Por simplicidad, en lo posterior nos referiremos a uno solo de estos elementos como sistema de propulsión.

Esta consola, no solo nos posibilita el control del sistema de propulsión de forma independiente al MUAV, sino que, además, durante su operación nos permite supervisar cada uno de los siguientes parámetros eléctricos: el voltaje, la corriente y la potencia suministrada. La figura 4.3 muestra cada una de los componentes instalados en la consola, donde se observa una tarjeta Arduino (controlador), un monitor de parámetros eléctricos (monitor), un botón de paro de emergencia y una perilla de aceleración (acelerador). Este último nos permite modificar la velocidad del sistema de propulsión entre el 0% y 100% según la posición en la que se encuentre el potenciómetro deslizante.

Para la puesta en marcha de nuestro experimento, se operó al sistema de propulsión en cada una de las pruebas realizadas empleando el siguiente procedimiento: aumentar la velocidad

⁴Normalmente, las controladoras de vuelo se diseñan para operar con diferentes tipos y modelos de UAV, como podrían ser los llamados de ala fija, pero también con los de ala rotativa o MUAV.

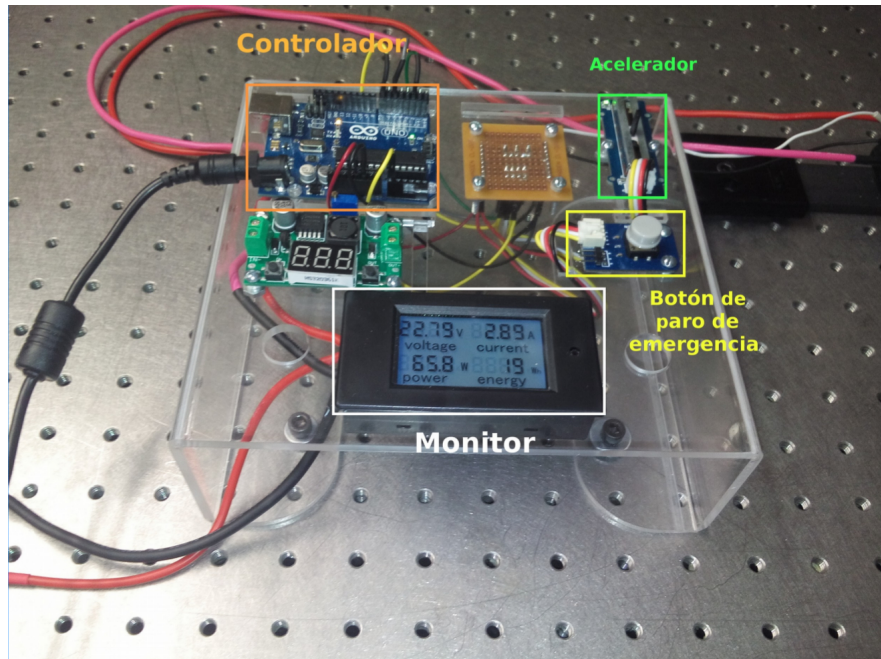


FIGURA 4.3: Consola de mando para la operación y supervisión del sistema de propulsión.

del motor hasta alcanzar su máximo desempeño y mantenerlo en ese estado durante un periodo de tiempo de 5 minutos. Posteriormente, reducir la velocidad a la mitad (aproximadamente) y durante 5 minutos adicionales realizar las mediciones requeridas en intervalos uniformes de tiempo. Finalmente, apagar el motor después de terminada la toma de datos. Este procedimiento tiene el objetivo de emular el uso de cualquier MUAV, donde se requiera que el dispositivo inicialmente alcance, en un tiempo mínimo, una altura de trabajo específica, para después mantenerse, ya sea en un vuelo estático o siguiendo una trayectoria. Lo cual es similar a la aplicación de un MUAV como referencia artificial de un sistema de óptica adaptativa.

4.3 Medición del cambio de temperatura del sistema de propulsión

La primera prueba implementada tuvo como objetivo determinar la variación de temperatura generada por la operación del sistema de propulsión. Ya que como hemos mencionado, se necesita un cambio de temperatura para la generación de turbulencia óptica.

Las mediciones de temperatura se obtuvieron por medio de una cámara térmica infrarroja FLIR E4. Esta cámara cuenta una resolución espacial de 240×320 píxeles (suficientes para nuestra prueba) y una sensibilidad térmica de 0.1°C en un rango entre -20°C y 250°C . La selección de este tipo de cámaras se realizó, con base en el formato obtenido en las mediciones (imágenes térmicas), las cuales nos ofrecen no solo la información de la temperatura, sino también de su distribución. Esta característica nos permitió observar, adicionalmente, la información de la temperatura del aire circundante al sistema de propulsión evaluado.

Con el objetivo de conocer la máxima variación de temperatura del sistema de propulsión se obtuvieron imágenes térmicas para dos momentos específicos. El primero, cuando el motor se encontraba apagado y a la temperatura del laboratorio (temperatura ambiente). Y el segundo, se obtuvo después de operar al motor durante 5 minutos a su máxima velocidad. La figura

4.4 muestra las imágenes obtenidas de los instantes descritos. Aquí, podemos observar una variación de 34.2°C entre las temperaturas mostradas en los recuadros superiores izquierdos de cada imagen. El valor mostrado corresponde a la temperatura del centro de la imagen (en la marca de cruz), que en ambos casos apunta al motor del sistema de propulsión.

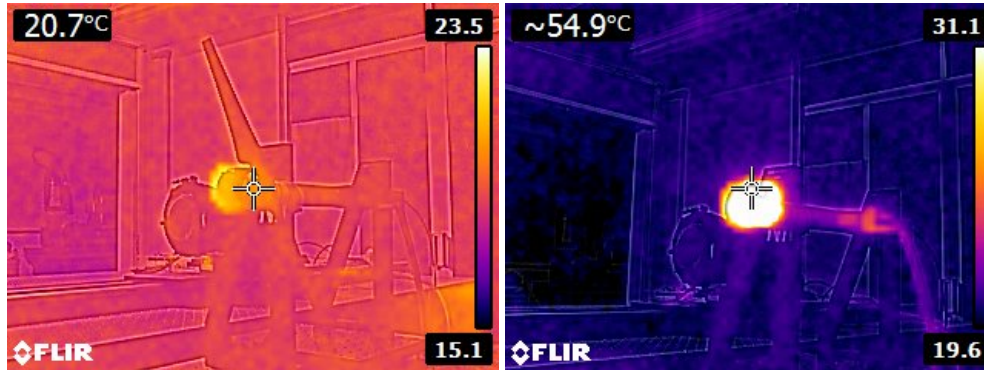


FIGURA 4.4: Imágenes térmicas del motor apagado (izquierda) y el motor después de operar durante 5 minutos a su máxima velocidad (derecha).

En algunas ocasiones, además del motor y de forma separada, los sistemas de propulsión tienen otras fuentes generadoras de calor, como sería el caso de los componentes electrónicos utilizados para su control y el suministro de energía (electrónica de potencia). No obstante, para el caso de nuestro MUAV, estos elementos se encuentran incluidos en la base del motor, por lo que, en las mediciones obtenidas se incluye la totalidad del calor generado por este sistema.

De manera adicional, se buscó información referente al desempeño de otro sistema de propulsión similar al nuestro. Esto con el objetivo de comparar los resultados obtenidos en nuestras mediciones. La información se encontró en la página Web oficial de la empresa T-motors, uno de los fabricantes de motores eléctricos más importantes a nivel mundial (<http://store-en.tmotor.com/>). El sistema de propulsión comparado tiene las siguientes especificaciones: un motor, modelo MN4014 400 Kv evaluado en conjunto con una hélice simple (de una sola pieza) de fibra de carbono, modelo 15X5 (15 in de diámetro y 5 in pitch). El reporte de evaluación indica que el motor alcanza una temperatura de operación de 46°C después de diez minutos de funcionamiento a su máxima potencia, lo cual es consistente con nuestros resultados obtenidos.

Es importante mencionar que la variación de temperatura obtenida en esta prueba es suficiente para producir efectos de turbulencia óptica significativa en las aplicaciones para telescopios astronómicos.

4.4 Medición del flujo turbulento

Una vez determinada la variación de temperatura debida a la operación del sistema de propulsión, se buscó conocer la distribución del flujo turbulento producido por la mezcla del aire en contacto con el motor y el aire desplazado por la hélice. Para lo cual, se propuso realizar una prueba de Schlieren en el laboratorio óptica. Este tipo de pruebas (Schlieren) son ampliamente utilizadas para el análisis de fenómenos relacionados con el flujo de aire, pero con resultados solamente cualitativos (Settles, 1995).

La prueba de Schlieren se llevó a cabo utilizando una configuración de doble paso con un espejo curvo (véase, figura 4.5). A esta configuración también se le conoce con el nombre de

prueba Schlieren de alineación coincidente o de doble sensibilidad, debido a que el frente de onda de la luz emitida se ve afectada dos veces por la temperatura de la muestra dentro de la zona de medición.

Para esta prueba se utilizó un espejo esférico cóncavo de 60 cm de diámetro y 4,4 m de distancia focal. El espejo fue iluminado utilizando un LED de color blanco (1 W de potencia) y una apertura circular (pinhole) de 1 mm de diámetro. Las imágenes se adquirieron con una cámara Canon T3i, la cual cuenta con un sensor tipo CMOS de 22,3 x 14,9 mm. Se utilizó una lente de objetivo de 50 mm enfocando al sistema de propulsión (en particular al motor). El sistema de propulsión (la muestra) se colocó a una distancia aproximada de 50 cm por delante del espejo. Aquí, conviene aclarar que la imagen del espejo obtenida por la cámara corresponde a la **zona de medición** de esta prueba.

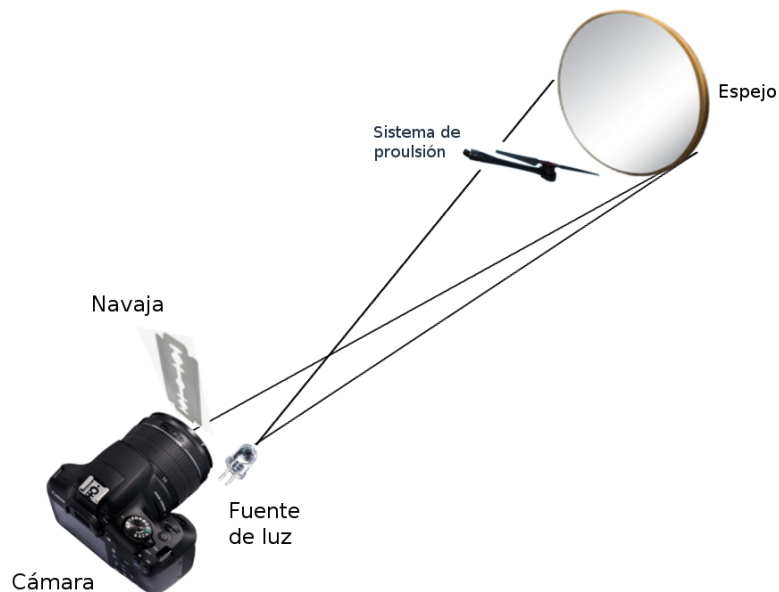


FIGURA 4.5: Prueba de Schlieren con configuración de doble paso para determinar la distribución de flujo turbulento.

Del mismo modo que en la prueba anterior, se realizó el procedimiento establecido para la operación del motor. Se obtuvieron varias imágenes y vídeos después de operar durante 5 min el motor a su máxima velocidad.

Inicialmente, el sistema de propulsión se colocó por encima de la zona de medición bajo la hipótesis de que el flujo de aire caliente sería desplazado hacia abajo por efectos del movimiento de la hélice. Esta disposición tenía como finalidad que la mayor cantidad de aire descendente atravesara la zona de medición, y de esta forma detectar las variaciones producidas sobre el frente de onda en las imágenes de la cámara. Sin embargo, para esta configuración implementada no fue posible detectar ningún tipo de variación.

Posteriormente, se colocó el sistema de propulsión por debajo de la zona de medición, esta vez, esperando que el aire caliente subiera por convección. Pero nuevamente, al realizar esta prueba, no se detectó ninguna distorsión o perturbaciones ópticas después de operar el motor durante 5 minutos y en repetidas ocasiones. Sin embargo, con esta configuración, cuando el motor se detenía totalmente después de operar, era posible observar algunas variaciones, mismas que corresponden al calentamiento del aire que se encuentra en contacto con la carcasa del motor.

La figura 4.6 muestra las imágenes obtenidas de la prueba Schlieren con el motor en funcionamiento (lado izquierdo) y en el instante de ser apagado (lado derecho). Es importante

mencionar que debido al tamaño abarcado por la hélice (aproximadamente 40 cm) fue necesario utilizar el espejo más grande disponible en nuestro laboratorio que, si bien contaba la calidad óptica suficiente para realizar esta prueba, la uniformidad en su pulido no era la mejor. En este caso la prueba de Schlieren deja ver también las irregularidades sobre la superficie del espejo, en forma de patrones circulares.

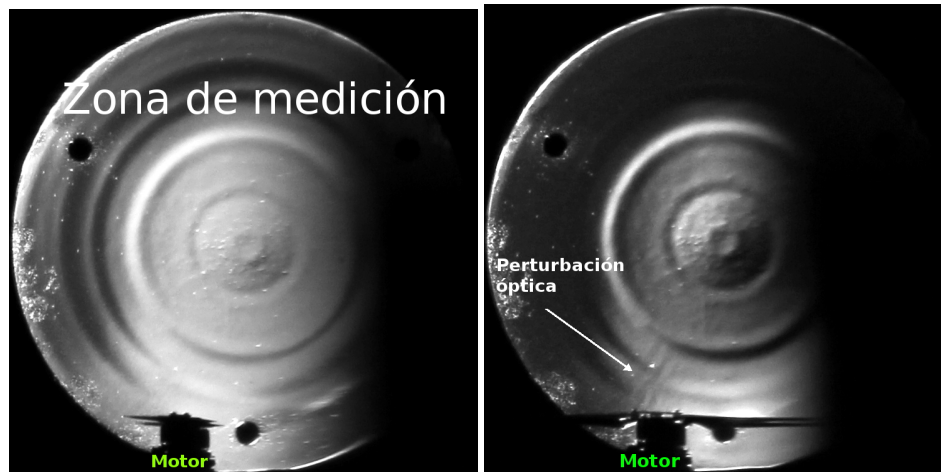


FIGURA 4.6: Prueba de Schlieren con motor en operación (izquierda) y en el instante después de apagarlo luego de operar a su máxima velocidad (derecha). Se puede observar la perturbación óptica producida por el aire caliente del motor y en forma de patrones circulares las imperfecciones de fabricación del espejo.

Finalmente, no fue posible obtener información sobre la distribución del flujo turbulento utilizando la prueba de Schlieren, debido a que no se observaron cambios cuando el motor estaba en funcionamiento. A pesar de esto, se observaron algunas perturbaciones ópticas producidas por el cambio de temperatura del motor cuando este se detenía después de operar a su máxima velocidad por un tiempo determinado.

4.5 Medición de la deformación del frente de onda

Las siguientes pruebas implementadas, se realizaron con el objetivo de medir las deformaciones sobre un frente de onda de referencia producidas por la turbulencia óptica generada por el sistema de propulsión del MUAV. Como se mencionó anteriormente, estas deformaciones serían el resultado de la interacción entre regiones de aire con diferente temperatura desplazadas por el movimiento de las hélices. Me gustaría subrayar que las mejores maneras para detectar y medir cuantitativamente las variaciones más pequeñas sobre un frente de onda (menores a $\lambda/10$) con respecto a una referencia, son los métodos interferométricos.

En nuestro experimento se utilizaron dos métodos interferométricos en particular. El primero, se basa en el análisis matemático del patrón de franjas interferométricas o interferogramas empleando la transformada de Fourier bidimensional. Este método también es conocido, en el campo de la óptica, como el método de Takeda (Takeda, Ina, and Kobayashi, 1982). El segundo método se realizó mediante la técnica interferométrica conocida como corrimiento de fase (phase-shifting en inglés). Para ambos casos se requirió el uso del interferómetro instalado dentro del laboratorio de óptica del IA-UNAM. Asimismo, se desarrollaron varios programas en MATLAB para procesar y mostrar los resultados obtenidos de las pruebas (mapas de fase). Estos resultados se presentan en unidades de longitud de ondas (λ), las cuales corresponden al valor del láser utilizado por el interferómetro (HeNe, 633 nm). Las variaciones sobre el frente

de onda se muestran utilizando el valor cuadrático medio (RMS) y el valor de pico-valor (PV) obtenidos de cada medición.

En estas pruebas, del mismo modo que con las anteriores, se siguió el procedimiento descrito para la operación del sistema de propulsión. Los parámetros eléctricos medidos al momento de realizar las pruebas fueron los siguientes: con el motor a máxima velocidad, se tuvo un voltaje de 21.3 V, una corriente de 19.79 A y una potencia de 418 W. Y al reducir la velocidad del motor a la mitad, los valores se modificaron a 20.9 V, 5.4 A y 113 W, respectivamente. La adquisición de los datos se realizó cada 40 segundos (8 en total) para los 5 minutos posteriores a la reducción de velocidad del motor.

4.5.1 Configuración del experimento

Dentro de nuestra propuesta experimental, se utilizó un interferómetro ZYGO tipo Fizeau. Este interferómetro tenía instalado un plano de transmisión con 6 pulgadas de diámetro y alta calidad óptica ($\lambda/20$ PV). Esto con el objetivo de generar un haz de luz de salida con frente de onda plano. Este haz era reflejado de vuelta al interferómetro por un espejo plano externo de 4 pulgadas y con una calidad óptica de $\lambda/12$ (pico-valor). El propósito de esta configuración fue establecer una zona o cavidad de medición de al menos 4 pulgadas de diámetro con longitud variable (la distancia se obtiene de la separación entre el plano de transmisión y el espejo). La idea consiste en detectar variaciones de temperatura dentro de la cavidad, lo cual tendría como resultado una deformación del frente de onda inicial o de referencia. La figura 4.7 muestra un esquema del experimento propuesto.

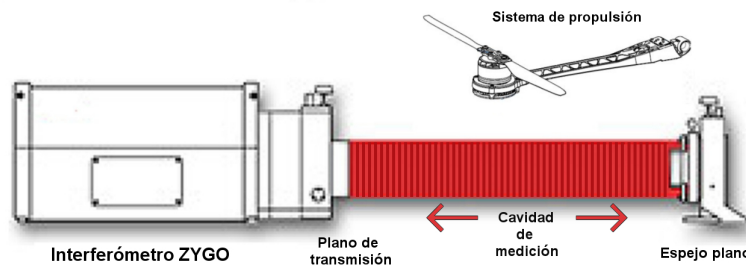


FIGURA 4.7: Esquema del experimento interferométrico. Un haz de luz con frente de onda plano sale del interferómetro (plano de transmisión) y se refleja sobre un espejo plano para regresar al interferómetro. El espacio entre los planos genera una cavidad de medición para determinar la deformación producida sobre un frente de onda plano (o de referencia).

Esta configuración tiene la ventaja de que cualquier perturbación dentro de la cavidad de medición, por mínima que sea, altera dos veces al frente de onda referencia en su recorrido a lo largo de esta cavidad. Este hecho implica que se tiene una doble sensibilidad para las pruebas de nuestro experimento.

Para la ejecución de las pruebas, se colocó al sistema de propulsión a una distancia de 35 cm del haz de luz, de tal modo que el eje de rotación de la hélice estuviera orientado de forma perpendicular a la dirección del haz en la cavidad. Esto para asegurar que la mayor cantidad del aire desplazado por la hélice atravesara la zona de medición y disminuir la interacción con la mesa óptica (véase, figura 4.8).

Es importante mencionar, que el sistema de propulsión se instaló de forma asilada a la mesa óptica del interferómetro y que al momento de realizar el experimento, se tenía una temperatura controlada en el laboratorio de 20° C.

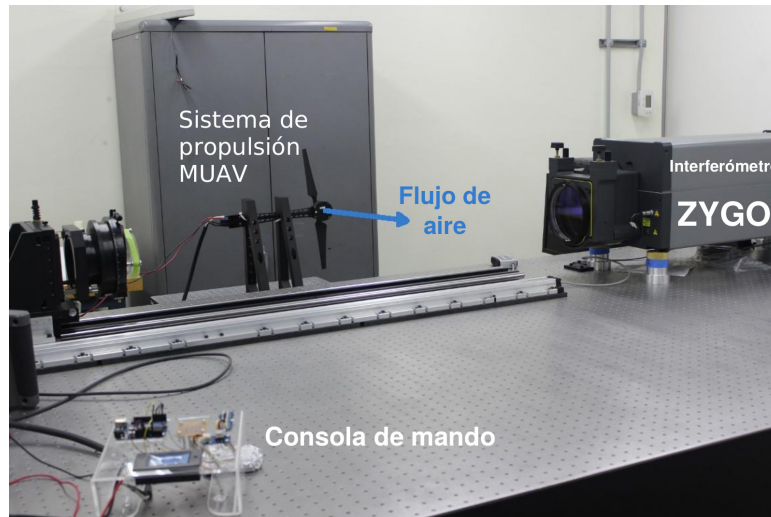


FIGURA 4.8: El sistema de propulsión se colocó de forma aislada a la mesa óptica donde se encuentra instalado el interferómetro. Este sistema era controlado mediante la consola de operación mostrada. La hélice se colocó lateralmente al haz de luz para dirigir el flujo de aire caliente hacia la cavidad de medición.

4.5.2 Análisis con el método de Takeda

El método de Takeda fue la primera prueba realizada en nuestro experimento. Esto dado el hecho de que, dentro de la operación normal de los sistemas de propulsión de los MUAVs se producen vibraciones, las cuales se pueden reducir pero no eliminar. Es ampliamente conocido que el método de Takeda es una prueba que puede realizarse aún en presencia de ligeras vibraciones mecánicas. Esto se debe a que, solo se requiere de una imagen del patrón de franjas de interferencia o interferograma para obtener toda la información del mapa de fase. En esta imagen se congelan las características instantáneas del frente de onda, incluidos los efectos inducidos por la turbulencia, al momento de su adquisición.

De acuerdo con Macy (1983), para conseguir mejores resultados al aplicar el método de Takeda, se debe contar con un número considerable de franjas en el patrón analizado. El desempeño de los algoritmos requeridos es dependiente de la cantidad de franjas procesadas, aunque no existe un número exacto reportado. En el caso de nuestro experimento, este patrón de franjas es el resultado de la interferencia de la luz láser proveniente del plano de transmisión y la superficie del espejo plano de la configuración experimental. Por lo que, el número de franjas obtenidas podía ser modificado mediante pequeños ajustes en la inclinación del espejo plano. La figura 4.9 muestra el ejemplo de uno de los interferogramas adquiridos para el experimento.

Los interferogramas fueron obtenidos por medio del programa Metropro perteneciente al instrumento ZYGO y se desarrollaron rutinas en Matlab para implementar el análisis con el método de Takeda. Estas rutinas procesan la información espacial de las franjas interferométricas para obtener la información de fase (mapas de fase) del instante en que fueron adquiridas. Es importante mencionar que para garantizar los resultados obtenidos con las rutinas desarrolladas fue necesario hacer una calibración de los valores de pico-valle y RMS calculados antes de realizar las mediciones.

La calibración se llevó a cabo mediante la comparación de dos mapas de fase resultantes de las mediciones obtenidas de la superficie del espejo plano. Estas mediciones se realizaron sin la influencia del sistema de propulsión y, como hemos mencionado, en un entorno de temperatura controlada. El primer mapa de fase se consiguió a partir de medición directa (estándar) del interferómetro ZYGO. Cabe mencionar que este instrumento cuenta con una certificación

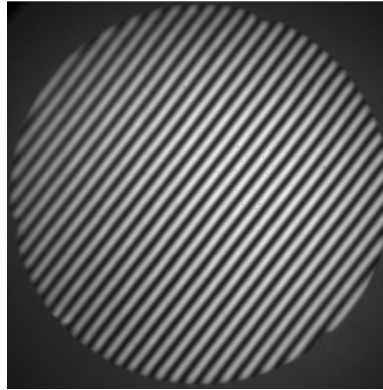


FIGURA 4.9: Ejemplo de interferograma para el análisis con el método de Takeda. El número de franjas mostrado está relacionado con la inclinación del espejo plano de la configuración experimental.

otorgada por el Instituto Nacional de Estándares y Tecnología (NIST; por sus siglas en inglés). El segundo mapa de fase se obtuvo del post-procesamiento del patrón de franjas con la ayuda de las rutinas desarrolladas en Matlab (método Takeda). Los resultados obtenidos de ambas mediciones se compararon para determinar el ajuste requerido.

La figura 4.10 muestra los mapas de fases obtenidos del espejo plano (superficie evaluada) mediante dos métodos interferométricos. En el lado izquierdo, el mapa obtenido de la medición estándar con el interferómetro ZYGO. Y del lado derecho, el mapa procesado del interferograma con el método de Takeda. Aquí podemos observar que los valores de la variación del frente de onda cuantificados después de la calibración son iguales para ambos casos, $0.077 (\lambda)$ para el pico a valle y $0.013 (\lambda)$ para el RMS.

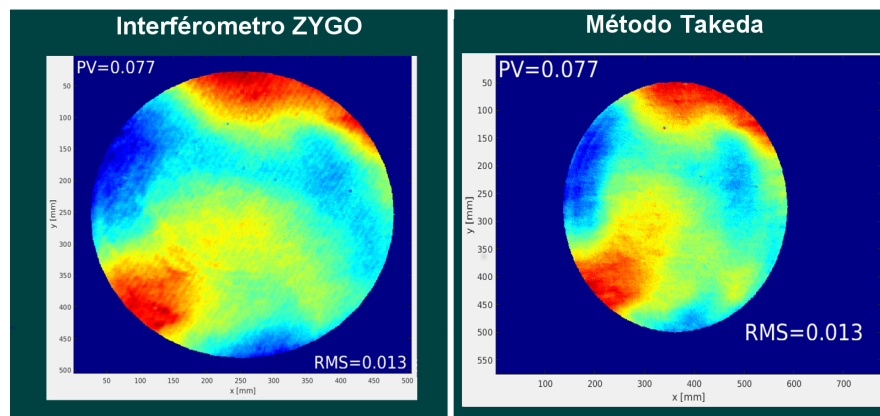


FIGURA 4.10: Comparación de los mapas de fase obtenidos de la superficie del espejo plano. El mapa de fase, a la izquierda, es una medición directa del interferómetro ZYGO, y el mapa de fase de la derecha, se obtuvo del post-procesamiento de un interferograma con valores de RMS y pico-valle ajustados (Método Takeda).

Después de calibración y con el objetivo de caracterizar la prueba, es decir, poder aislar los efectos producidos por la turbulencia óptica en la cavidad. Fue necesario adquirir varios interferogramas (o varias mediciones), sin la influencia nuestro sistema de propulsión. Los mapas de fase obtenidos del post-procesamiento de esas mediciones se promediaron para obtener un

mapa de fase de referencia, el cual corresponde al frente de onda sin perturbaciones de la cavidad de medición. En este mapa de fase referencia se incluyen los errores en las superficies del espejo y del plano de transmisión, por lo que se puede considerar como el error instrumental.

Una vez caracterizada la prueba, se midieron los efectos producidos por el sistema de propulsión. Para lo cual, se implementó el mismo procedimiento, ya mencionado, para operación del motor. En la prueba, se obtuvieron ocho interferogramas en un lapso de cinco minutos para ser post-procesados. A cada uno de los mapas de fase obtenidos (esta vez con la influencia del sistema de propulsión) se les restó el mapa de fase de referencia. Los mapas de fase resultantes de esta operación corresponden a la variación del frente de onda provocada por la influencia del flujo de aire de la hélice atravesando la cavidad.

La figura 4.11 muestra los resultados obtenidos mediante la aplicación del método de Takeda. Los valores mínimo y máximo de RMS obtenidos son de 0,006 y 0,01 λ respectivamente. El pico-valle promedio de todos los eventos es de 0.053 λ ($\lambda/19$) y el valor de RMS promedio es de 0.007 λ equivalente a una razón de Strehl de 0.998.

Estos resultados muestran variaciones aleatorias entre cada uno de los mapas de fase obtenidos. Sin embargo, estas variaciones se encuentran por debajo del error instrumental medido. De manera preliminar, los resultados obtenidos de la prueba, utilizando el método de Takeda, muestran que la turbulencia óptica generada por el sistema de propulsión en funcionamiento es despreciable.

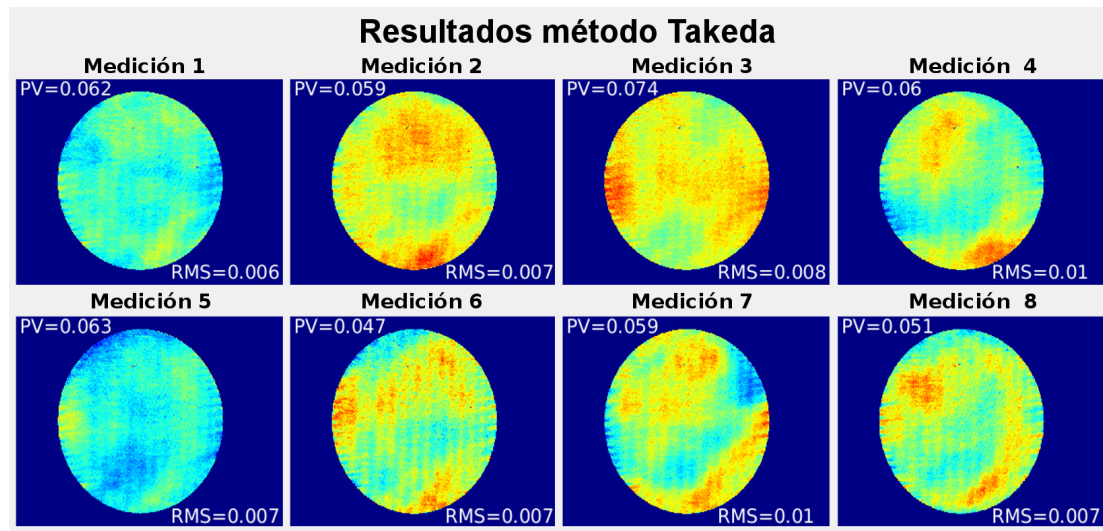


FIGURA 4.11: Mapas de fase obtenidos de la turbulencia generada por el sistema de propulsión de un MUAV utilizando el método de Takeda. El valor pico-valle promedio es de $\lambda/18$ y el valor medio de RMS es de 0.007 λ equivalente a una razón de Strehl de 0.998.

4.5.3 Análisis con el método por corrimiento de fase

Como se mencionó al inicio de esta sección, se utilizaron dos métodos interferométricos diferentes para determinar la turbulencia auto-generada de un MUAV, esto se hizo con el objetivo de verificar de forma cruzada los resultados obtenidos. La prueba interferométrica implementada mediante el análisis por corrimiento de fase, se realizó en condiciones de laboratorio similares y con la configuración experimental propuesta en la prueba anterior. Los mapas de fase resultantes se obtuvieron de mediciones directas a través del software de operación del instrumento ZYGO.

Las primeras mediciones adquiridas, con la influencia del sistema de propulsión, se hicieron utilizando valores estándar para los parámetros del instrumento. Sin embargo, y a pesar de que la mesa óptica estaba aislada, los mapas de fase obtenidos mediante esta técnica presentaron distorsiones características de vibración. Esta vibración era producto del movimiento de la mesa óptica causado por la fuerza del aire desplazado por la hélice. Un ejemplo de mapa de fase obtenido con una medición estándar, se muestra en la figura 4.12. Aquí, las variaciones cuantificadas para el frente de onda son de 0.237λ de pico-valle y 0.032λ RMS. No obstante, no fue posible eliminar los efectos de esta vibración ni siquiera aplicando técnicas de filtrado.

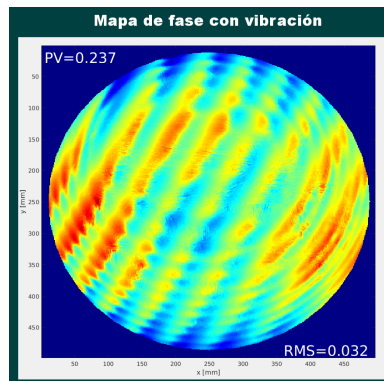


FIGURA 4.12: Mapa de fase del experimento obtenido con una medición estándar del interferómetro ZYGO. Se puede observar los efectos resultantes de las vibraciones inducidas por el sistema de propulsión sobre la mesa óptica.

Los efectos producidos por esta vibración fueron eliminados totalmente al modificar el parámetro de tiempo de adquisición de la cámara instalada en el interferómetro. Para una medición estándar el valor establecido para este tiempo es de $2000 \mu\text{s}$ (valor predeterminado). Para nuestra prueba, se modificó este tiempo con el valor mínimo posible, el cual fue de $5 \mu\text{s}$.

Al igual que se hizo para la prueba de Takeda, aislamos los efectos de la turbulencia en la ciudad restando a cada una de las mediciones el error instrumental. Pero en este caso, ese error se obtuvo a través del promedio de los mapas de fase obtenidos de varias mediciones con el parámetro de tiempo modificado y sin la influencia del sistema de propulsión. Este mapa de fase se almacena y era restando para cada una de las mediciones adquiridas, de manera automática, por el software del instrumento. Se siguió el mismo procedimiento para la operación del motor y se obtuvieron 8 mediciones.

La figura 4.13 muestra los resultados obtenidos con la técnica de corrimiento de fase. En este caso, se tiene un valor pico-valle promedio de 0.046λ ($\lambda/21$) y valores RMS mínimo y máximo de 0.007λ y 0.009λ , respectivamente. El valor RMS promedio de 0.007λ es equivalente a tener una razón de Strehl de 0.998.

Finalmente, en los resultados obtenidos por corrimiento de fase se observan nuevamente, variaciones aleatorias entre las mediciones. Y al igual que en los resultados obtenidos con el método de Takeda, los errores de frente de onda están por debajo del error instrumental. Los valores RMS y pico-valle obtenidos en ambas pruebas son comparables entre sí. Con lo cual se puede confirmar que la turbulencia óptica producida por el sistema de propulsión de un MUAV es despreciable.

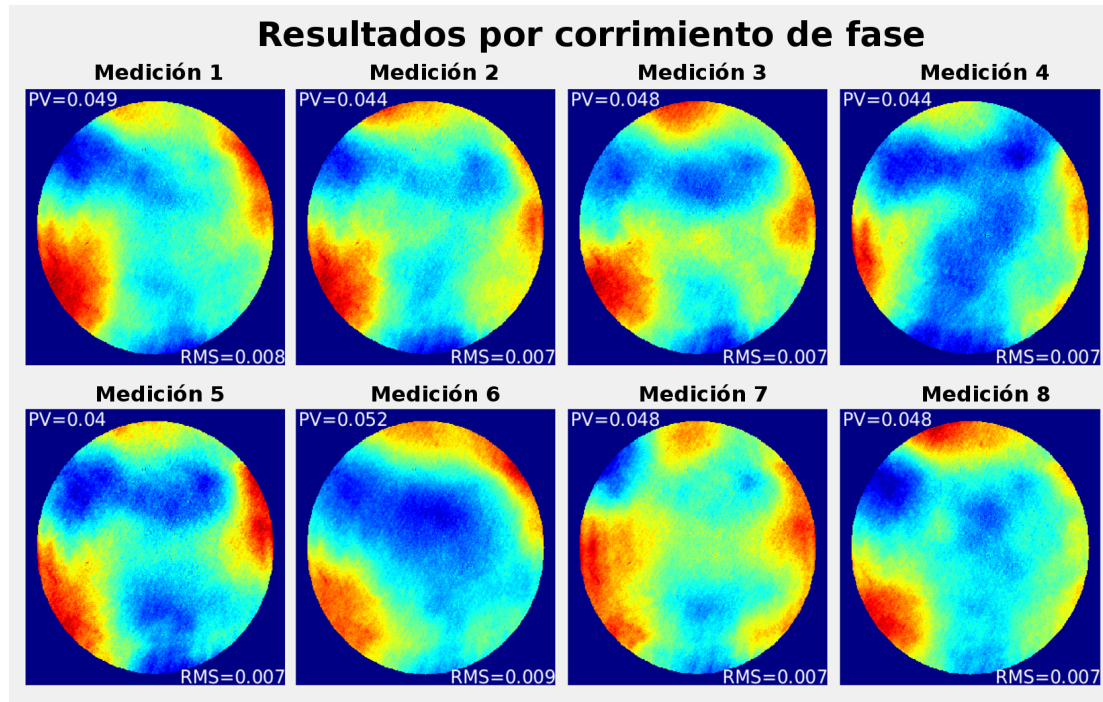


FIGURA 4.13: Mapas de fase obtenidos con la técnica de corrimiento de fase con un tiempo de adquisición de $5 \mu s$. El valor pico-valle promedio es de $\lambda/21$ y el valor medio de RMS es de 0.007λ equivale a una razón de Strehl de 0.998.

4.6 Conclusiones

La turbulencia autogenerada por un MUAV es un factor determinante para la caracterización del desempeño obtenido de estos dispositivos, no solo para su aplicación como fuentes de referencia artificiales de sistemas de óptica adaptativa, sino también en diferentes aplicaciones ópticas como podría ser el caso de los sistemas auxiliares para la alineación de los espejos de telescopios de gran tamaño o de los elementos de un telescopio segmentado. Además, de las posibles aplicaciones futuras donde se requiera utilizar instrumentos ópticos de alta precisión.

La medición obtenida con la cámara térmica del motor funcionando a su máxima velocidad muestra que se tienen una variación de temperatura suficiente para producir turbulencia óptica.

La distribución de esta turbulencia se intentó determinar mediante la prueba de Schlieren. Sin embargo, no fue posible observar ninguna perturbación mientras el motor se encontraba en funcionamiento. Solo se pudieron observar perturbaciones producidas por el motor cuando este era apagado totalmente. Por lo cual en esta prueba, los resultados no fueron concluyentes respecto a la distribución del flujo turbulento autogenerado.

Finalmente, se realizaron dos pruebas interferométricas como parte de un experimento para medir la influencia de la turbulencia autogenerada sobre un frente de onda. El resultado obtenido por ambas pruebas confirma que el sistema de propulsión de un MUAV no produce turbulencias ópticas significativas. Por lo tanto, podemos afirmar que estos dispositivos pueden ser utilizados en aplicaciones ópticas de alta precisión como es el caso de nuestro proyecto de investigación.

Capítulo 5

Propuesta de validación experimental

5.1 Introducción

En los capítulos anteriores se establecieron los requerimientos necesarios para que un MUAV sea portador de una fuente luminosa, la cual será utilizada como fuente de referencia de un sistema de óptica adaptativa. Además, se compararon esos requerimientos con la información obtenida de la literatura científica para determinar las capacidades de estos dispositivos aéreos para ser utilizados con esta finalidad. Asimismo, se estableció que, para compensar el movimiento aparente del cielo, estos dispositivos aéreos podían seguir dos tipos de trayectorias: una trayectoria circular inclinada de radio constante o una trayectoria curva de altura constante. Los resultados obtenidos de este trabajo indican que los MUAV apoyados de un sistema RTK pueden parcialmente alcanzar la estabilidad requerida, por lo cual se propone utilizar un arreglo de LEDs controlado por un telescopio auxiliar para satisfacer todos los requerimientos en su totalidad (véase, capítulo 3).

A su vez, se realizaron pruebas de laboratorio para determinar la influencia de la turbulencia producida por el sistema de propulsión de MUAV profesional sobre el frente un frente de onda. Los resultados obtenidos de estas pruebas muestran que, para condiciones de temperatura constante, como las que podemos encontrar en la capa de Ground Layer, los efectos de la turbulencia son despreciables (véase, capítulo 4).

Tomando en cuenta los resultados obtenidos previamente, el siguiente paso es comprobar de forma experimental las propuestas establecidas para nuestro proyecto. En este punto, es importante mencionar que al inicio de nuestro proyecto no existían MUAV comerciales que pudieran ser operados de forma autónoma, sin embargo, el gran auge existente hasta el día de hoy para el uso de estos dispositivos en diferentes aplicaciones hizo posible que la tecnología desarrollada para MUAV avanzara lo suficiente para alcanzar los objetivos de nuestra investigación.

En este capítulo se presenta nuestra propuesta de validación experimental para el uso de MUAV como referencias artificiales. De manera inicial se presentan los objetivos, seguidos de la descripción de la propuesta y los procedimientos necesarios para realizar diferentes pruebas con el MUAV. También se propone un modelo de MUAV con base en los requerimientos establecidos dentro de nuestra investigación. Se hace una breve descripción de cada uno de los componentes tanto de hardware como de software para implementar nuestra propuesta de validación.

5.2 Objetivos

El objetivo principal de esta propuesta de validación experimental es mostrar la viabilidad del uso de MUAV como fuentes de referencia para un sistema de óptica adaptativa para la corrección de la capa de Ground Layer. Asimismo, son objetivos primarios determinar la estabilidad de la fuente luminosa obtenida mediante la combinación de un sistema RTK y un arreglo matricial de fuentes LEDs tanto para vuelos estáticos como para el seguimiento de trayectorias preestablecidas. Adicionalmente, se reportarán las complicaciones encontradas en la realización de las pruebas en campo abierto dentro del observatorio astronómico.

5.3 Descripción de la propuesta experimental

Para la realización de nuestra propuesta de validación es necesario controlar la posición de una fuente luminosa perteneciente a un arreglo de LEDs instalados en la parte inferior de MUAV. La posición de la fuente luminosa será determinada por una computadora en tierra mediante el procesamiento digital de las imágenes obtenidas con ayuda de un sensor CMOS instalado en el foco primario de un telescopio terrestre auxiliar.

Una computadora a bordo del MUAV estará encargada de controlar tanto la posición de la fuente luminosa del arreglo de LEDs como la posición del MUAV para vuelos estáticos y en seguimiento de trayectorias. Con el objetivo de mantener siempre encendida la fuente luminosa coincidente con el eje óptico del telescopio auxiliar, la computadora a bordo recibirá la información desde tierra sobre la posición de dicha fuente observada a través del telescopio auxiliar.

El telescopio auxiliar deberá estar instalado en una montura ecuatorial suficientemente robusta, de modo que los efectos ocasionados por el viento y las vibraciones del suelo sean mínimos. También esta montura deberá estar automatizada para realizar el movimiento de autoguiado ¹².

Con respecto al desempeño del MUAV se propone realizar tres pruebas, en dos de ellas realizando vuelos estáticos y la otra considerando el seguimiento de una trayectoria. La primera prueba tiene la finalidad de evaluar el desempeño de la configuración montura-telescopio-MUAV-arreglo de LEDs, sin tomar en cuenta el movimiento del cielo. En esta prueba se propone apuntar el telescopio al cenit y realizar un vuelo estático con el MUAV. La segunda prueba busca evaluar la misma configuración, pero tomando como referencia un punto fijo de la bóveda celeste (polo norte celeste), en el cual se colocará al MUAV en vuelo estático mientras se observa la trayectoria de una estrella. Finalmente, la tercera prueba consiste en realizar el seguimiento de una estrella con el telescopio mientras el MUAV sigue una trayectoria preestablecida. En todas las pruebas se busca controlar la posición de la fuente luminosa en el campo de visión del telescopio auxiliar y estimar los errores respecto a un punto de referencia.

5.4 Determinación del Polo Norte Celeste

Como ya se ha mencionado anteriormente, el movimiento aparente de las estrellas se debe a la rotación de la Tierra sobre su eje. Esta condición tiene como resultado que las estrellas sigan trayectorias circulares alrededor de un punto conocido como polo norte celeste (PNC), tal como

¹²Autoguiado hace referencia a la rutina implementada por los telescopios motorizados para mantener un objeto celeste (referencia) en una posición específica dentro de su campo de visión.

puede observarse en la figura 5.1. De hecho, las monturas ecuatoriales aprovechan esta característica para realizar el seguimiento de las estrellas observadas, por lo cual es fundamental la correcta alineación de la montura con este punto en el cielo.



FIGURA 5.1: Imagen de larga exposición del cielo nocturno en el OAN.

En el caso de la prueba de validación del vuelo estático del MUAV teniendo como referencia un punto fijo del cielo, lo ideal sería tener una estrella coincidente con el PNC, desafortunadamente, no existen ninguna estrella para esa posición específica. Normalmente, para las observaciones astronómicas realizadas por aficionados se utiliza a la estrella polar (Polaris) como referencia para localizar el PNC y de ese modo alinear los telescopios. Esta estrella tiene un brillo suficiente para ser observada a simple vista (magnitud aparente menor a 6). Sin embargo, la distancia que existe entre el PNC y esta estrella es de aproximadamente 44 arcmin, es decir, un poco más del tamaño aparente total de la Luna en el cielo (30 arcmin en promedio). Para determinar la posición del PNC con base en la trayectoria descrita por la estrella polar se necesitaría tener un campo de visión de al menos 1.5° .

Ahora bien, dado que para nuestra propuesta experimental utilizaremos un solo telescopio y un detector es necesario localizar el PNC dentro de un campo de visión más acotado. En este caso se propone observar la estrella SAO 3786 que se encuentra a una distancia 0.23° del punto de interés, menos de 14 arcmin del PNC y con una magnitud aparente de 9, que si bien, no es posible observarla a simple vista tiene brillo suficiente para ser observada con cualquier telescopio. Al utilizar esta estrella sería necesario observar solamente un campo de 30 arcmin, tal como puede verse en la figura 5.2.

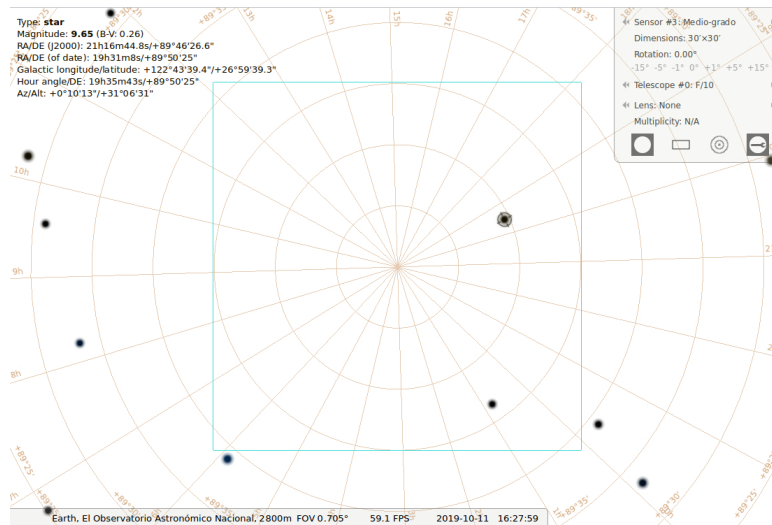


FIGURA 5.2: Estrella SAO 3786 observada dentro de un campo de medio grado.

5.5 Procedimiento para el desarrollo de las pruebas

Primero, se establece la rutina de vuelo que se realizará para la prueba en la computadora transportada por el MUAV o computadora a bordo. En este punto se selecciona si será un vuelo estático (Hover) o se seguirá alguna trayectoria en particular.

De igual modo, se ingresan las coordenadas para la posición inicial en la computadora a bordo. Para los vuelos estáticos estas coordenadas serán determinadas para hacer coincidir la posición del cenit para la ubicación del telescopio auxiliar o con el PNC, previamente determinado. Estas coordenadas dependerán de la posición del telescopio dentro del observatorio astronómico. En el caso del seguimiento de trayectoria, la computadora a bordo tendrá programada la ruta que se deberá seguir para compensar el movimiento del cielo.

Una vez que se haya alcanzado la posicional inicial, la computadora a bordo mandará una señal telemetría a la computadora terrestre o *Ground Station*¹³ y encenderá la fuente luminosa central pertenecientes al arreglo de LEDs.

La computadora terrestre estará encargada de operar la montura del telescopio la cual estará fija para los vuelos estáticos y realizando autoguiado para los vuelos con trayectoria. Una vez que se reciba la señal de la posición inicial del MUAV, esta computadora comenzará a adquirir imágenes del CCD instalado en el telescopio auxiliar y por medio de procesamiento digital de imágenes determinará el fotocentro de imagen la fuente luminosa en el plano del detector. Además, recibirá la posición de MUAV obtenida del sistema RTK, constantemente. Con los parámetros anteriores se calculará la nueva posición de la fuente luminosa con el objetivo de que esta permanezca alineada con el eje óptico del telescopio.

La nueva posición de la fuente luminosa será enviada por telemetría a la computadora a bordo para que encienda el LED correspondiente y apague el anteriormente encendido. Esta operación se repite para las imágenes obtenidas durante el tiempo de autonomía del MUAV. Los datos del reposicionamiento de la fuente y el tiempo requerido para esa operación serán almacenados.

Finalmente, con los datos de reposicionamiento y el tiempo serán procesados para determinar la estabilidad de MUAV para las diferentes pruebas y se determinará la frecuencia a la cual

¹³Ground Station es el nombre que recibe la computadora con el software y hardware requerido para supervisar al M-UAV, con el cual se recibe y envía datos de telemetría (posición, velocidad, estado de la batería, entre otros).

se puede mantener a la fuente luminosa en una posición específica. Es importante mencionar que no existe pruebas del desempeño de los sistema RTK en ninguno de los observatorios astronómicos considerados con un valor de seeing excepcional ($r_0 < 1 \text{ arcsec}$), incluido el OAN en México.

5.5.1 Diagrama de flujo para las pruebas

En la figura 5.3 se muestran el diagrama de flujo del experimento. Aquí se incluyen todos los componentes y sus funciones, así como cada uno de los pasos descritos anteriormente con excepción del post-procesamiento, ya que se planea ejecutarlo en una computadora diferente.

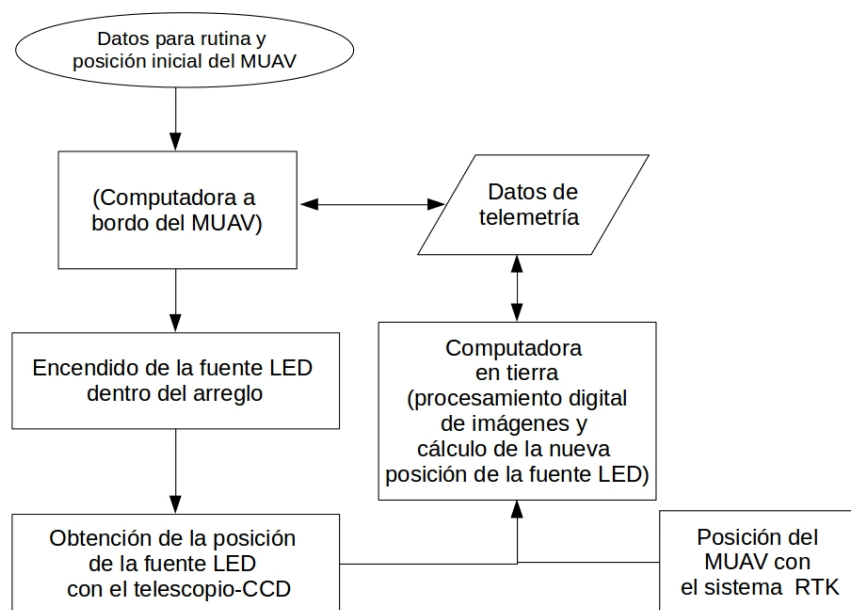


FIGURA 5.3: Diagrama de flujo para las pruebas de validación experimental.

5.6 Consideraciones para las pruebas

Para la implementación de nuestra propuesta de validación experimental es necesario tener en cuenta algunas características particulares tanto del sitio donde se llevarán a cabo las pruebas como del dispositivo MUAV que se utilizará para dichas pruebas. Por lo que se refiere al sitio de experimentación se ha seleccionado al Observatorio Astronómico Nacional en Baja California, México. En el caso del MUAV se ha seleccionado al Matrice 600 PRO de la empresa DJI.

5.6.1 Características atmosféricas del OAN

Con base en las características atmosféricas reportadas del Observatorio Astronómico Nacional se realizará la selección de los componentes ópticos utilizados en las pruebas.

La tabla 5.1 muestra un compendio de los valores medios reportados para el valor de seeing promedio ϵ obtenido en distintas campañas de caracterización del sitio y los valores calculados para el parámetro de Fried r_0 evaluados para una longitud de onda de $\lambda = 500 \text{ nm}$. Se debe recordar que el parámetro de Fried determina la apertura máxima de un telescopio para que los efectos ópticos de la turbulencia sean mínimos.

TABLA 5.1: Seeing atmosféricos y r_0 en el OAN, México.

Estudio de caracterización	ϵ_{total} ["]	r_0 [cm]
OAN Telescopio 1.5 m <i>Avila et al. 1998 (Avila, Vernin, and Cuevas, 1998)</i>	1.19	8.42
OAN Telescopio 2.1 m <i>Avila et al. 1998 (Avila, Vernin, and Cuevas, 1998)</i>	0.78	12.84
Workshop 2003 <i>Avila et al. 2003 (Avila, Cruz-González, and Tapia, 2003)</i>	0.59	16.98
Campaña TMT 2008 <i>Skidmore et al. 2003 (Skidmore et al., 2009)</i>	0.79	12.68
Recalibración SPM 2011 <i>Avila et al. 2011 (Avila et al., 2011)</i>	0.68	14.73

Para el caso de la capa de *Ground Layer* se consideraran los valores promedios reportados para el sitio, los cuales se muestran a continuación en la tabla 5.2.

TABLA 5.2: Seeing y r_0 obtenidos de la capa de *Grond Layer* en el OAN

Longitud de onda	ϵ_{GL} [arcsec]	r_{0GL} [cm]
$\lambda = 500 \text{ nm}$	0.56	17.84

De las tablas anteriores podemos observar que la apertura de observación del telescopio auxiliar no debe ser mayor a los 18 cm, esto con el objetivo de reducir los efectos de la turbulencia. Asimismo, es importante considerar las condiciones del viento reportadas para el primer kilómetro de altura sobre la superficie del observatorio de $v = 2.3 \text{ m/s}$. Es necesario que el MUAV sea capaz de operar bajo estas condiciones.

5.6.2 Multirotor Unamanned Aerial Vehicle

El dispositivo comercial MATRICE 600 PRO es una plataforma *ready-to-fly* y cuenta con las siguientes características:

1. Operación remota (mando de control) y operación autónoma mediante una computadora a bordo.
2. Cuenta con las rutinas automáticas para despegar, alcanzar una posición y altura específica de operación. Además de rutinas para regresar a la posición inicial (Home) y aterrizar de manera autónoma.
3. En combinación de un sistema RTK integrado puede posicionarse dentro del campo de visión del telescopio a una distancia determinada.
4. Se pueden enviar comandos utilizando la telemetría del mando de control.
5. Este dispositivo cuenta con rutinas de seguridad en el caso de la pérdida de alguno de sus motores o de batería baja. Además, se puede integrar un sistema de paracaídas a este dispositivo.

La empresa DJI ofrece en su página de Internet la información de todos sus productos donde podemos encontrar las especificaciones, los manuales y el software necesario para operar los MUAUV (DJI, 2015). Para el MATRICE 600 PRO se presentan las siguientes características:

- Dimensiones: 1668 mm x 1518 mm x 727 mm con las hélices, brazos y el soporte del GPS desplegados (incluyendo el sistema de aterrizaje sin plegar).
- Peso: 9.5 kg (con seis baterías TB47S), 10 kg (con seis baterías TB48S).
- Máximo peso recomendado para despegar: 15.5 kg
- Tipo de operación:
 - Programable (protocolo DJI con computadora a bordo).
 - Manual (mando remoto).
- Datos de telemetría (frecuencia de 200 Hz):
 - Marca Tiempo
 - Marca de tiempo de sincronización
 - Velocidad angular
 - Velocidad lineal
 - Estado del giroscopio (direcciones)
 - Posición global GPS
 - Posición relativa RTK
 - Magnetómetro (orientación)
 - Estado vuelo
 - Estado del Gimbal
 - Estado de batería (autonomía)
- Precisión en posicionamiento con GPS:
 - Vertical: 0.5 m.
 - Horizontal: 1.5 m.
- Precisión en posicionamiento con **D-RTK GNSS**¹⁴:
 - Vertical: 2 cm.
 - Horizontal: 1 cm.
- Máxima velocidad alcanzada:
 - Ascenso: 5 m/s.
 - Descenso: 3 m/s.
 - Movimiento horizontal: 18 m/s modo GPS (Resistencia al viento: 8 m/s).
- Máxima altura alcanzada (Service Ceiling)¹⁵: 4,500 m con hélices DJI 2195 .
- Autonomía¹⁶: 38 minutos (con baterías TB48S).

¹⁴Differential-Real Time Kinematics es una técnica basada en GPS diferencial para aumentar la precisión de posicionamiento de robots móviles.

¹⁵Altura alcanzada sobre el nivel del mar.

¹⁶Tiempo considerado para vuelo estático sin carga.

- Alcance de comunicación: 3.5 km (5 km sin interferencia).



FIGURA 5.4: Dispositivo MATRICE 600 PRO.

5.7 Componentes

En esta sección se hará una breve descripción de cada uno de los componentes, tanto de hardware como de software necesarios para llevar a cabo las pruebas planteadas. Además, se mencionarán algunas de sus características y ventajas para nuestro proyecto.

5.7.1 Herramientas de Hardware

D-RTK GNSS DJI

El módulo D-RTK de DJI es un dispositivo que aumenta la precisión de posicionamiento utilizando GPS hasta un nivel de centímetros (véase, figura 5.5). Adicionalmente, se pueden instalar 2 antenas receptoras, esta configuración también proporciona información sobre la orientación del MUAV. El sistema D-RTK es totalmente compatible con el MATRICE 600 PRO, algunas de sus características son:

- Precisión de posicionamiento relativo.
 - Vertical: 2 cm
 - Horizontal: 1 cm
- Precisión de la orientación: $(0.2/R)^\circ$. Donde R es la distancia de línea base (distancia entre ambas antenas sobre el MUAV) en metros.
- Tasa de envío de datos de posición/velocidad: 20 Hz
- Protocolo DJI (configuración vía DJI assistant 2)
- Consumo de potencia: 5.2 W
- Dimensiones: 112.3 mm X 63 mm X 18.6 mm
- Peso: 139.5 g



FIGURA 5.5: Módulo de posición relativa D-RTK GNSS DJI.

Paracaídas SafeAir

La seguridad es un factor importante para el desarrollo de nuestra propuesta experimental. El MATRICE 600 cuenta con diferentes rutinas de seguridad programadas en caso del fallo de alguno de sus motores, no obstante, un paracaídas es indispensable para un fallo total o pérdida de batería. Actualmente, existe un paracaídas compatible con este MUAV (véase, figura 5.6) y cuenta con las siguientes características.

- Peso total: 1.4 kg
- Altitud requerida para despliegue completo: 7 m
- Velocidad vertical de descenso (con un peso máximo de despegue de 15.5Kg): 4.6 m/s



FIGURA 5.6: Paracaídas SafeAir MATRICE 600.

Baterías TB48S

Con el objetivo de aumentar el tiempo de vuelo es necesario utilizar seis baterías con las siguientes especificaciones.

- Modelo: TB48S
- Capacidad: 5700 mAh
- Voltaje: 22.2 V
- Tipo: LiPo 6S
- Peso: 680 g



FIGURA 5.7: Batería MATRICE 600.

Detector

Para realizar la adquisición de imágenes se cuenta con un sensor monocromático IDS (véase, figura 5.8). Las características completas del sensor CMOS seleccionado se pueden consultar en la página electrónica del fabricante (<https://es.ids-imaging.com/store/products/cameras/u3-3000se.html>). A continuación se presentan algunos puntos relevantes para nuestra aplicación.

- Tipo de sensor: CMOS
- Resolución: 12,29 Mpx.
- Resolución (h X v): 4096 X 3000.
- Tamaño de píxel: 3.45 μm .
- Frecuencia de imagen sensor completo: 32 fps.
- Rango de frecuencia de píxeles: 32 MHz.
- Tiempo de exposición (min-max): 0.032- 2000 ms.
- Montura: tipo C



FIGURA 5.8: Detector U3-3000SE.

Telescopio

El telescopio seleccionado es un MEADE LX90 (véase, figura 5.9) y cuenta con las siguientes características:

- Diámetro elemento principal: 8 pulgadas (20.32 cm).
- Distancia focal: 2 m.
- Numero F: f/10.
- Óptica: Sistema catadióptrico libre de coma.



FIGURA 5.9: Telescopio MEADE LX90.

Montura ecuatorial controlada por computadora

Para realizar el seguimiento del cielo se propone utilizar una montura ecuatorial controlada por computadora de la marca ORION. Esta montura, normalmente, se utiliza para realizar astrofotografía, por lo cual se considera adecuada (véase, figura 5.10). Las características de la montura son:

- Tipo de montura: Ecuatorial.
- Sistema de Autoguiado: Sí.
- Peso: 34 kg.
- Resolución de seguimiento (Traking): 0,14 [arcsec].



FIGURA 5.10: Montura computarizada ORION EQ-Atlas.

5.7.2 Herramientas de cómputo

Computadora a bordo: Jetson TX2i

Para realizar los procesos de cómputo de trayectoria y control autónomo del MUAV se seleccionó la tarjeta Jetson TX2. Este tipo de tarjetas son sistemas embebidos de bajo consumo que operan bajo la plataforma Linux Ubuntu 16.04 (lanzamiento en 2018). Las funciones principales de esta tarjeta son:

- Supervisar el estado del MUAV y sus sensores.
- Comunicarse constantemente a través del sistema de telemetría.
- Ejecutar el programa ROS (Robot Operative System) para control autónomo del MUAV.
- Control del arreglo de LEDs

La tarjeta Jetson TX2i se seleccionó para nuestro proyecto por sus características únicas de procesamiento a través de su GPU, los cuales permiten realizar procesamiento en paralelo. Además, esta tarjeta cuenta con puertos de entrada y salida de propósito general los cuales serán programados para el control del arreglo de LEDs. Actualmente, esta tarjeta es un dispositivo ampliamente usado para el desarrollo de proyectos y cuenta con una gran variedad de foros de soporte en línea para proyectos de automatización incluidos su implementación en dispositivos aéreos DJI. En la figura 5.11 se muestra la tarjeta de desarrollo Jetson TX2i. Es importante mencionar que esta tarjeta está diseñada para su uso industrial, por lo cual puede operar en condiciones desfavorables, por ejemplo, en temperaturas de entre $-40^{\circ}C$ y $85^{\circ}C$ en humedad de 95%, además puede soportar colisiones (140 G) y vibraciones. Su peso es menor a 100 gramos, tiene dimensiones de 5 X 8.7 cm y voltaje de alimentación de 9V-19.6V (corriente directa) con un consumo máximo de potencia de 20 W, lo cual la hace ideal para nuestra aplicación.



FIGURA 5.11: Sistema embebido industrial Jetson TX2i.

La figura 5.12 muestra un diagrama con las características técnicas principales de la tarjeta Jetson TX2i. Aquí podemos destacar su chip Tegra X2i, el cual cuenta con un procesamiento de CPU de 2 núcleos tipo Denver de 64-bits + 4 núcleos tipo ARM A57 y 256 núcleos GPU tipo Pascal para ofrecer una capacidad de cómputo de 1.5 TFLOPs (operaciones de punto flotante por segundo)¹. En el caso de los puertos de entrada/salida podemos resaltar diferentes protocolos de comunicación como son: I2C, UART, SPI, CAN y propósito general. Esto ofrece comunicación segura y estable con el dispositivo MUAV y ofrece la posibilidad de operar el arreglo de LEDs. Sin embargo, para poder hacer uso de las características antes mencionadas es necesario contar con módulos electrónicos adicionales como el que se muestra en la figura 5.13. Estos módulos se adquieren de forma comercial o pueden ser diseñados según las necesidades de cada proyecto.

¹Una computadora con procesador Core i7 de 8va generación tiene una capacidad menor a los 500 GFLOPs.

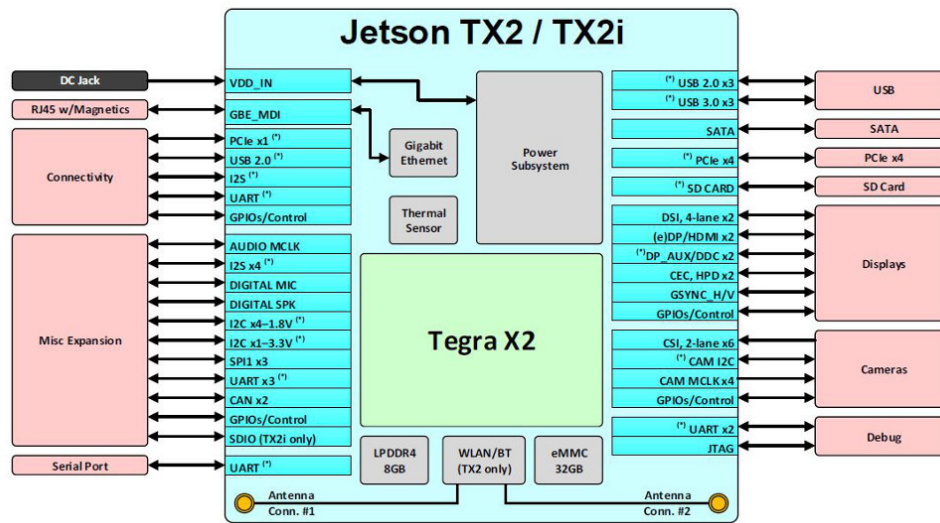


FIGURA 5.12: Características técnicas de la tarjeta Jetson TX2i.

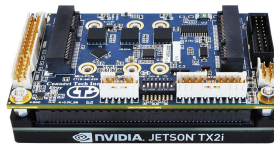


FIGURA 5.13: Módulo electrónico para tarjeta Jetson TX2i.

Computadora en tierra: Jetson AGX XAVIER

El procesamiento digital de imágenes, la comunicación con la montura ecuatorial y el almacenamiento de los datos se realizará mediante una computadora en tierra. La computadora seleccionada es el dispositivo Jetson AGX Xavier mostrado en la figura 5.14. Al igual que la Jetson Tx2i es un sistema embebido que trabaja mediante el sistema operativo Linux, pero en este caso Ubuntu 18.04. Esta tarjeta también cuenta de diferentes puertos de comunicación que van desde la conexión de un monitor y dispositivos USB hasta salidas de propósito general. Algunas características que se puede destacar son:

- CPU: 8 núcleos ARM 64 bits.
- GPU: 512 núcleos NVIDIA tipo Volta GPU con 64 núcleo tipo Tensor.
- Consumo máximo de potencia: 30W.
- Capacidad de computo: 11 TFLOPS (FP16) y 22 TOPS² (INT8).
- Procesador dedicado para visión.
- Aceleradores de redes neuronales (deep learning).

La figura 5.15 muestra el diagrama con las características técnicas del sistema Jetson Xavier.

²Trillion operations per second



FIGURA 5.14: Sistema embebido Jetson Xavier.

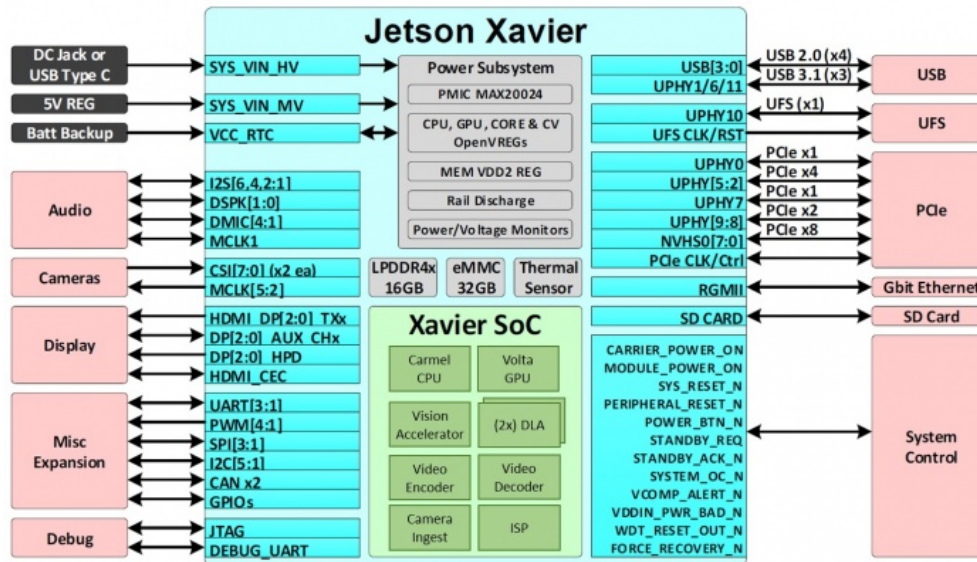


FIGURA 5.15: Características técnicas de la tarjeta Jetson Xavier.

La selección de esta tarjeta se basa en su bajo consumo energético y su capacidad de hacer procesamiento en paralelo con GPUs, lo cual hace más eficientes los algoritmos de procesamiento digital de imágenes, hay que recordar que se pretende usar una cámara 4096 X 3000 píxeles. Adicionalmente, estos sistemas pueden ser utilizados en combinación con software de inteligencia artificial para hacer mas eficiente la detección de nuestra fuente luminosa.

5.7.3 Herramientas de Software

En el caso del software o la paquetería que se utilizara para tanto para controlar al MUAV y la matriz de LEDs como para la captura y análisis de los datos la propuesta se presenta a continuación.

5.7.4 Software Jetson TX2i

Actualmente, algunos MUAV de DJI incluido el MATRICE 600 PRO tienen la posibilidad de ser programados mediante herramientas de software (SDK-DJI; Software Development Kit) diseñadas por esta empresa. Estas herramientas pueden implementarse en distintas plataformas como: Linux, ROS (Robot Operative System) y QT (Programación orientada a objetos).

Algunas funciones disponibles para su implementación mediante el SDK-DJI se muestran en la figura 5.16. Aquí podemos destacar las herramientas de control de vuelo, telemetría y el control de puertos de propósito general.

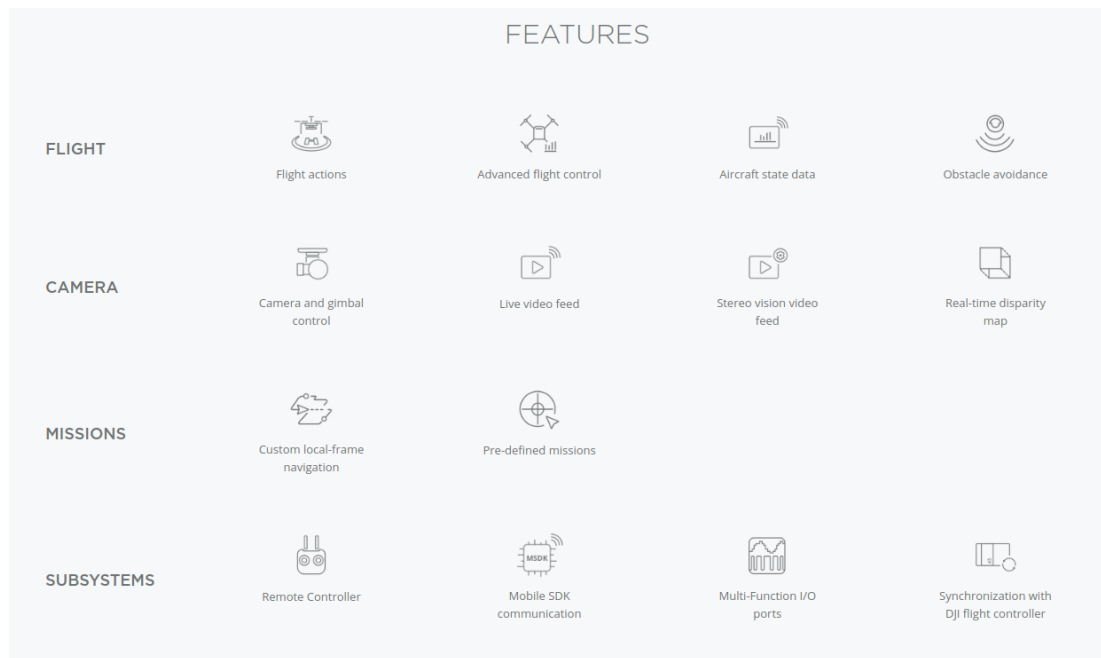


FIGURA 5.16: Funciones disponibles para programación del MUAV mediante el SDK-DJI.

Para el desarrollo de las pruebas de experimentación se propone utilizar la plataforma ROS, ya que mediante interfaz de ambiente 3D no solo podemos operar al MUAV, sino también simular las trayectorias y rutinas antes de llevar a cabo las pruebas en campo. La figura 5.17 muestra un ejemplo de la consola de programación de ROS.



FIGURA 5.17: Ejemplo de la consola de programación de la plataforma ROS.

El fabricante DJI recomienda el control MUAV por medio de una computadora abordo para los siguientes casos:

- Efectuar trayectorias precisas.
- Volar sin un mando remoto (por ejemplo, más allá de la línea de visión).

- Cuando se integren sensores, actuadores y sistemas de comunicación de terceros (no proporcionados por DJI).

Todo lo anterior corresponde a las necesidades propias de nuestra propuesta experimental.

5.7.5 Software Jetson AGX Xavier

En el caso de la computadora terrestre se propone el uso Python y Open CV como herramientas de software. El primero es un lenguaje de programación interpretado compatible con el sistema operativo Linux y el segundo es una biblioteca con códigos enfocados al procesamiento digital de imágenes. Actualmente, Open CV cuenta con rutinas optimizadas para el aprovechamiento de las arquitecturas con GPUs y procesamiento paralelo, además, se cuenta con mucha información en línea y programas de acceso abierto.



FIGURA 5.18: Herramientas de software propuestas para procesamiento digital de imágenes.

En el caso de la cámara IDS propuesta, esta cuenta con las librerías correspondientes para la operación de la cámara la información puede ser obtenida a través de su página de Internet (<https://es.ids-imaging.com/ueye-interface-python.html>). La figura 5.19 muestra un ejemplo de un programa desarrollado en OpenCV para la detección de fuentes de luz.

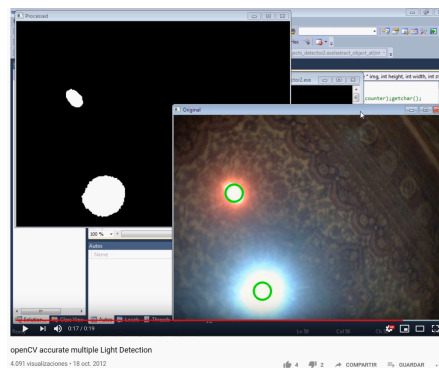


FIGURA 5.19: Programa desarrollado en el software OpenCV para la detección y seguimiento de fuentes luminosas.

Hay que mencionar, además que actualmente existe un gran auge en el desarrollo de herramientas de inteligencia artificial, en particular redes neuronales, para la detección y seguimiento de objetos en tiempo real. Las tarjetas propuestas cuentan con la posibilidad para desarrollar e implementar este tipo de soluciones de cómputo. Para nuestro proyecto no se contempla la implementación de estas herramientas, aunque se deja abierta la posibilidad para desarrollos futuros.

5.8 Esquema del experimento

La figura 5.20 muestra el esquema del experimento propuesto, donde inicialmente se coloca al arreglo LED portado por el MUAV dentro del campo de visión del telescopio y mediante procesamiento digital de imágenes se localiza la posición de la fuente luminosa (LED encendido) y mediante datos la telemetría se envía la información a la computadora a bordo para repositonar a la fuente LED dentro del arreglo (apagar la fuente luminosa fuera de posición y encender la correspondiente al eje óptico).

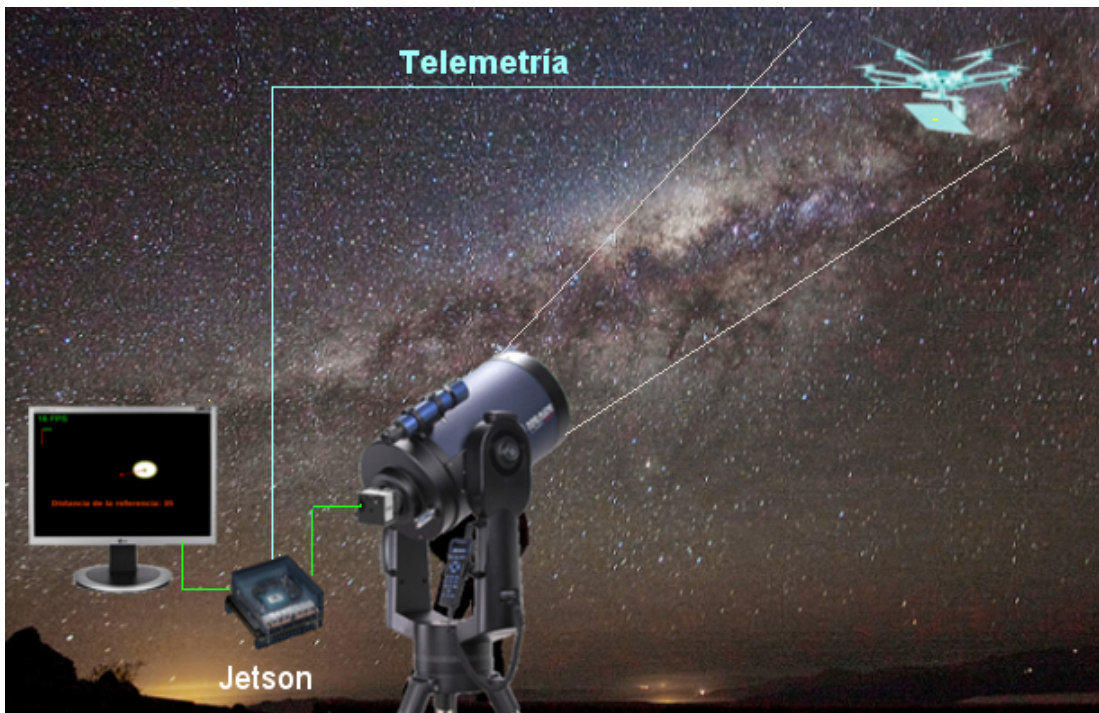


FIGURA 5.20: Formación de una referencia artificial para un sistema de óptica adaptativa tipo GLAO mediante un MUAV y arreglo de LEDs.

Aquí debemos recordar que se realizaran tres pruebas, dos corresponden a vuelos estáticos y una realizando el seguimiento de un objeto celeste. Las coordenadas de vuelo del MUAV dependerán del lugar exacto donde se coloque al telescopio para la prueba.

5.9 Campo de visión

La configuración óptica de nuestra propuesta experimental está determinada por las características tanto del detector utilizado como del telescopio propuesto. En el caso del detector se tiene un arreglo de 4096 X 3000 pixeles con un tamaño de pixel de $5.3 \mu\text{m}$, mientras el telescopio cuenta con una distancia focal de 2 m.

La figura 5.21 muestra el campo de visión obtenido con la configuración propuesta, aquí se resaltan los valores del campo completo, el ángulo isoplanático correspondiente a la capa de Ground Layer y la trayectoria de la estrella SAO 3786.

Una vez que se determine la ubicación del polo norte celeste mediante la trayectoria de la estrella SAO 3879, se enviara al MUAV para colocar el arreglo de LEDs dentro del ángulo

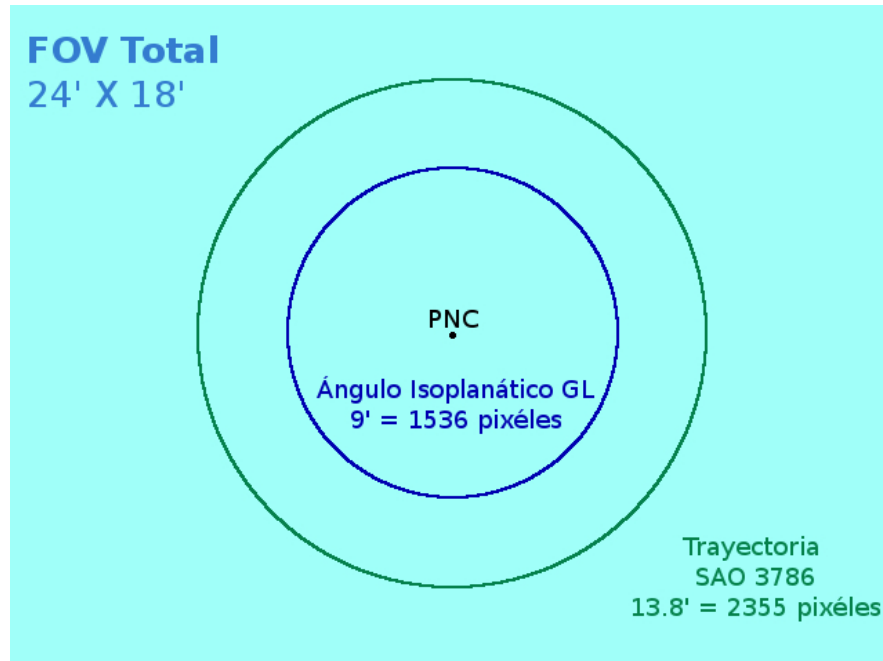


FIGURA 5.21: Campo de visión obtenido de la configuración telescopio-detector.

isoplanático de la capa de Ground Layer. Lo anterior asegura que el movimiento de la fuente luminosa no dependerá de la turbulencia atmosférica.

5.10 Region de Interes (ROI)

Una parte fundamental para la realización de las pruebas, consiste en poder detectar los fotocentros obtenidos tanto de estrellas naturales como de las fuentes LED portada por el MUAV. No obstante, no se requiere analizar la información de todo el detector para cada una de las pruebas propuesta. Una ventaja del detector seleccionado es la posibilidad de trabajar sobre una región de interés específica (ROI; por sus siglas en ingles), al reducir el área observada por el detector también es posible aumentar su velocidad de muestreo. La figura 5.22 muestra un ejemplo de detección dentro de una región de interés, para nuestras pruebas esto representaría observar un campo de menor tamaño.

5.11 Resolución lineal

La resolución lineal del experimento hace referencia al área abarcada por el campo de visión a una cierta distancia. Esta área es perpendicular al eje óptico del telescopio. La figura 5.23 muestra la correspondencia del área observada por un pixel a diferentes alturas.

La resolución calculada para una distancia 800 metros es de 1.4 mm por pixel, si multiplicamos este valor por el tamaño del ángulo isoplanático observado por el telescopio (1536 píxeles) obtenemos un área de 2.15 m. Este último valor nos indica que, a esa distancia, es posible observar al MUAV por completo. No obstante, solo nos interesa observar el arreglo de LEDs transportado, el cual se propone que sea mayor a la estabilidad reportada para los vuelos de MUAV (13 cm).

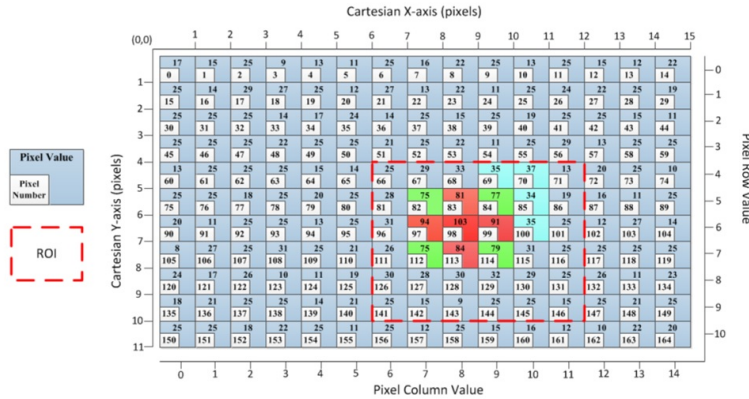


FIGURA 5.22: Detección de pixeles dentro de una región de interés.

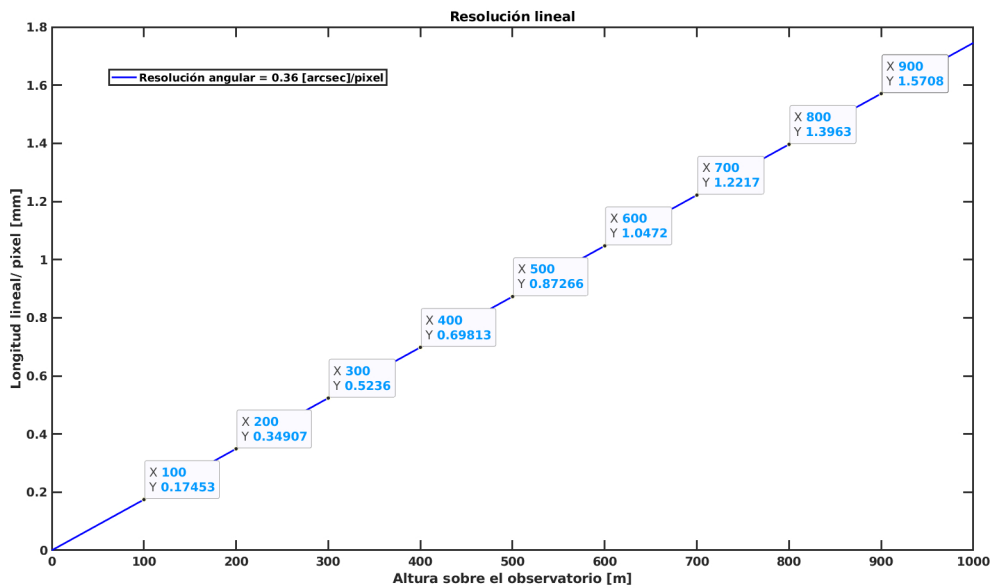


FIGURA 5.23: Resolución lineal a diferentes alturas sobre el observatorio.

5.12 Arreglo de LEDs

En cuanto al arreglo de LEDs, la separación mínima entre cada LED está determinada por el valor de seeing de la capa de Ground Layer de 0.56 arcsec lo cual es equivalente a 2.17 mm. De manera comercial, se encuentra por ejemplo el dispositivo RGB LED Matrix Panel-64x64 de la empresa Sparkfun mostrado en la figura 5.24, el cual cuenta con las siguientes características:

características

- Tamaño: 192 mm X 192 mm.
- Tamaño del pixel: 3 mm (incluye LED y separaciones).
- Resolución: 64 X 64 pixeles (4,096 LEDs).
- Densidad de pixel: 111 pixeles/metro cuadrado.
- Voltaje de operación: 5 V.

- Consumo máximo de potencia: 18W.
- Peso: 0.31 Kg.

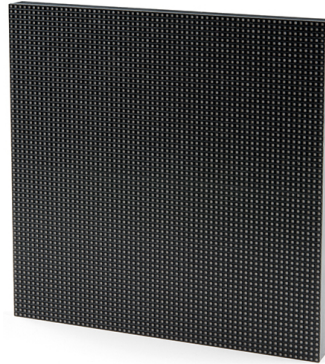


FIGURA 5.24: Matriz de LEDs de 64 x 64.

5.13 Conclusiones

En este capítulo se describe la propuesta de validación experimental para el uso de un MUAV como fuentes de referencia artificial. La aplicación se enfoca a sistemas de óptica adaptativa para la corrección de la capa de Ground Layer, cuyos efectos consideramos se encuentran dentro del primer kilómetro de altura sobre el observatorio astronómico.

Se propone la realización de tres pruebas para caracterizar el desempeño de la referencia artificial, dos de ellas con vuelos estáticos y una realizando una trayectoria para compensar el movimiento aparente del cielo.

Se presentan las características técnicas del MUAV MATRICE 600 PRO. Este dispositivo cuenta con las capacidades requeridas para operar en el Observatorio Astronómico Nacional, ya que puede alcanzar un altura máxima de vuelo de 4500 msnm (la altura promedio del observatorio es de 2800 msnm), tiene una resistencia al viento de 8 m/s (la velocidad del viento promedio es de 2.3 m/s) y tiene una autonomía máxima de 38 minutos de los cuales al menos 7 minutos serían utilizados para ascender y descender una altura de 800 m.

Con respecto a la estabilidad el MUAV propuesto tiene la opción de integrar un sistema RTK para obtener posicionamientos relativos a un nivel centimétrico. De igual forma se propone el uso de sistemas embebidos de bajo consumo eléctrico para la operación autónoma del MUAV, la matriz de LEDs y la detección de la posición de la fuente luminosa. Adicionalmente, se propone que el dispositivo transporte un paracaídas en caso de emergencia.

De la implementación de nuestra propuesta experimental podemos obtener el tiempo de vuelo máximo de la configuración MUAV-Jetson TX2i- Matriz de LEDs.

Los resultados obtenidos pueden ser publicados en dos partes: La primera parte mostrando el desempeño de los sistemas RTK en el observatorio de San Pedro Mártir y la segunda mostrando los resultados obtenidos de la estabilidad de la fuente luminosa portada por el MUAV.

Capítulo 6

UAVs como estrellas artificiales para sistemas de óptica adaptativa

6.1 Introducción

En este capítulo, se discuten las ideas propuestas por Basden et al. (2018) para el uso de UAV (Unmanned Aerial Vehicles), en particular de la categoría denominada multirrotores, como fuentes de referencia artificial para sistemas de óptica adaptativa (OA). Así mismo, se realiza una comparación entre este trabajo y nuestra investigación con el propósito de resaltar nuestras aportaciones para el desarrollo de estos nuevos instrumentos.

En el trabajo realizado por Basden et al. se sugiere el uso futuro de una estrella de referencia artificial (AGS por sus siglas en inglés; Artificial Guide Star). Esta AGS consistiría en el uso de una fuente luminosa portada por un UAV (multirrotores). Las aplicaciones astronómicas propuestas para estas AGS serían principalmente dos: la primera como una herramienta auxiliar de fuentes artificiales tipo láser (LGS; Laser Guide Star) utilizadas, actualmente, por los sistemas de óptica adaptativa convencionales. Los autores proponen el uso de estas AGS como una alternativa a las estrellas naturales (NGS; Natural Guide Star), prescindiendo totalmente de estas para las observaciones. La segunda propuesta consiste en la utilización de las AGS para el estudio de fenómenos solares (óptica adaptativa solar). En este caso, estas AGS serían aprovechadas para mejorar la resolución espacial durante observaciones diurnas, es decir, para corregir los efectos de la turbulencia atmosférica y mejorar el desempeño de los telescopios solares.

En el trabajo realizado por Basden et al. se plantean dos puntos fundamentales para la aplicación de un UAV (multirrotores) como AGS. El primero consiste en mantener una adecuada estabilidad relativa entre el telescopio y el dispositivo aéreo, de modo tal que la fuente luminosa siempre se mantenga dentro del campo de visión de un sensor de frente de onda. El segundo punto se enfoca en la determinación de la posición instantánea (relativa al telescopio astronómico) de esta fuente luminosa con muy alta precisión. Sobre este último punto los autores analizan diversas técnicas (propuestas) para obtener esta información. Estas propuestas se abordarán con mayor detalle posteriormente en este capítulo.

Respecto a la aplicación de las AGS como herramientas auxiliares de los sistemas de referencia láser, Basden et al. proponen su uso para la obtención únicamente de la información de primer orden (TIP-TILT) de la turbulencia atmosférica que se encuentra por debajo de UAV (multirrotores). Para este fin, los autores consideran que el dispositivo deberá volar a una altura mínima de mil metros sobre la superficie del observatorio. Es importante mencionar que la información del TIP-TILT atmosférico para los sistemas LGS es determinado normalmente mediante el uso de estrellas naturales que se encuentran dentro del campo de observación. Pero a diferencia de los valores parciales que se obtendrían utilizando las AGS, el uso de NGS proporciona la contribución de la totalidad de la atmósfera terrestre.

Con el objetivo de obtener un valor útil del TIP-TILT atmosférico (parcial) por medio de las AGS, los autores plantean la necesidad de procesar los valores obtenidos de la posición instantánea de la fuente de referencia con una precisión menor a **1 mm** y la información de TIP-TILT obtenida mediante un sensor de frente de onda al observar esta fuente. Además, se menciona la posibilidad de instalar en el UAV (multirotor) un arreglo de fuentes luminosas controladas por el mismo sistema de óptica adaptativa, esto con la finalidad de asegurar que al menos una de estas fuentes se encuentre dentro del campo del sensor de frente de onda.

En cuanto a la aplicación de las AGS en óptica adaptativa solar, Basden et al. proponen utilizar estas fuentes de referencia para la determinación de los órdenes mayores de la turbulencia atmosférica (astigmatismo, desenfoque, coma, etc.) para las observaciones durante el día. Aquí, adicionalmente se plantea la posibilidad de realizar observaciones solares durante el amanecer y/o el atardecer. Los autores descartan para esta aplicación la obtención de los valores TIP-TILT atmosférico, al mencionar, que actualmente se cuenta con una variedad de técnicas para la determinación de este parámetro en observaciones solares. Adicionalmente, se indica que las AGS deberán contar con un ancho de banda angosto (no se especifica ningún tipo de fuente) y que, además, sería necesario utilizar arreglos de filtros en el telescopio para diferenciar la luz proveniente de la AGS del fondo solar. También se señala la necesidad mantener el UAV (multirotor) a su máxima altura de vuelo para reducir lo más posible los efectos del anisoplanatismo focal.

En Basden et al. también se abordan las limitaciones en cuanto a la tecnología actual de los UAV (multirotor). Se menciona que el tiempo de máximo de vuelo para la mayoría de estos dispositivos no supera los 40 minutos, que la capacidad máxima de carga ronda los 10 kg y que la altura máxima alcanzadas es cercanas a los 5300 metros, la cual puede ser mayor con hélices especiales. Para las afirmaciones anteriores no se reporta ninguna referencia bibliográfica, por lo cual nos es posible corroborar estos datos.

Por lo que se refiera a nuestra investigación, nosotros acotamos el uso de referencias luminosa tipo LED portadas por un Multirotor Unmanned Aerial Vehicle (MUAV) para la corrección de la capa de turbulencia atmosférica, conocida como *Ground Layer*. Lo anterior con base en los perfiles de turbulencia obtenidos mediante instrumentos de última generación, los cuales muestran que los mayores efectos ópticos de esta capa se encuentran por debajo de los 100 m dentro del primer kilómetro de altura.

Para establecer las restricciones de nuestra fuente de referencia se plantea el uso específico de sensores de frente de onda tipo Shack-Hartmann. Los resultados de nuestro análisis muestran que para un telescopio de 6.5 m se requiere que el MUAV vuele a una distancia de 800 y que la fuente de referencia encuentre siempre dentro de un radio de 1.54 cm (criterio de estabilidad) a esa distancia, considerando un campo de visión del sensor de frente de onda de 4 arcsec (véase, sección 3.4).

En nuestro trabajo también se sugiere la posibilidad de aprovechar la tecnología actualmente disponible de MUAVs (limitada en estabilidad y posicionamiento). Este planteamiento surge de establecer como una posible solución al problema de estabilidad (10 cm, según la literatura científica para dispositivos con sistema RTK) el control de un arreglo de LEDs, cuya dimensión es superiores a este valor. La posición de la fuente de referencia se mantiene fija en el campo de un telescopio auxiliar mientras el MUAV sigue una trayectoria específica. Esta propuesta al no tener contribuciones inerciales no afectaría el desempeño reportado para los dispositivos evaluados.

Además, si bien es cierto que nuestra investigación solamente analiza el uso de MUAV como fuentes de referencia artificiales para sistemas tipo GLAO, estamos de acuerdo con las propuestas de Basden et al. sobre su uso como herramientas auxiliares para LGS, así como para su uso para óptica adaptativa solar. Aunque es necesario precisar que los sistemas de óptica adaptativa actuales se vuelven ineficientes (los valores de los parámetros atmosféricos son más restrictivos) conforme se aumenta la distancia angular respecto al cenit, como sería el caso de

las observaciones solares en posiciones cercanas al amanecer o al atardecer. Por esta razón consideramos que no es posible utilizar AGS en esas direcciones particularmente.

De forma general, en ambos trabajos se establece la posibilidad de utilizar este nuevo tipo de fuente de referencia para el análisis parcial de la turbulencia atmosférica. Esta limitación es consecuencia de la máxima altura de vuelo que se puede alcanzar con estos dispositivos. No obstante, en nuestra investigación acotamos el uso de estas fuentes referencias hacia la corrección de la capa de *Ground Layer* (la capa con mayor contribución de turbulencia), la cual consideramos se encuentra dentro de los primeros 1000 m sobre los observatorios astronómicos. A continuación, se abordan los detalles de cada una de las propuestas presentadas.

6.2 UAV como estrella de referencia artificial (AGS)

Como se mencionó anteriormente, la estrella de referencia artificial (AGS) propuesta consiste en utilizar una fuente luminosa portada UAV (multirotor). Basden et al. establecen que los requerimientos fundamentales para que UAV (multirotor) funcione como una AGS son:

1. La AGS debe mantener la posición (relativa) entre el telescopio y el dispositivo durante el tiempo que se realice la observación.
2. Se debe determinar la posición lateral de la AGS con alta precisión (aproximadamente 1 mm).
3. La AGS debe tener la capacidad para realizar el seguimiento de una trayectoria específica con ligeros ajustes proporcionados por el sistema de OA.
4. Se debe establecer una comunicación inalámbrica a velocidades mayores que el tiempo de coherencia atmosférico entre el dispositivo y una estación terrestre.

Para el primer punto también se considera el tiempo limitado de vuelo de la AGS y se propone poder realizar pausas durante la observación científica para reemplazar los UAV (multirotor) las veces que se requieran.

En relación a la determinación de la posición del dispositivo, se hace un énfasis particular a la posición lateral (horizontal). Los autores consideran que la posición vertical o altura es menos restrictiva por lo que mencionan que esta podría ser obtenida mediante técnicas convencionales (sistemas de posicionamiento global).

En el tercer punto se hace referencia al seguimiento de trayectorias, sin embargo, no se especifica ninguna en particular y tampoco se habla de requerimientos o restricciones para estas trayectorias.

El cuarto punto establece los tiempos de comunicación entre el dispositivo y la estación terrestre, se menciona que debe realizarse a velocidades mayores a 1 ms. Esto nos indica que los autores consideran sus restricciones en función de los parámetros atmosféricos calculados para la totalidad de la atmósfera, ya que el valor típico para el tiempo de coherencia en un observatorio astronómico es de alrededor de 3 ms.

A su vez, para nuestra investigación se utilizan las características de la capa turbulenta de *Ground Layer* y se establecen los siguientes requerimientos para nuestro sistema referencia artificial:

1. El dispositivo (MUAV) debe volar a una altura de operación de 800 m sobre la superficie del observatorio.
2. La posición inicial del MUAV debe permitir que el arreglo de LEDs se encuentre dentro del campo de visión de un telescopio auxiliar.
3. EL MUAV debe seguir una trayectoria preestablecida.

4. Se debe de controlar el arreglo de LEDs de forma que la fuente luminosa permanezca en el centro del campo del telescopio auxiliar, el cual corresponde también con eje óptico del telescopio científico.

En ambos trabajos se establece el requerimiento de mantener fija la posición relativa entre el telescopio y el dispositivo aéreo durante el tiempo que dure una observación científica, tomando en cuenta las limitaciones de autonomía (tiempo de vuelo) de estos dispositivos aéreos.

Ahora bien, en el caso del posicionamiento vertical y horizontal del MUAV nosotros consideramos que bastaría con la precisión alcanzada mediante el uso de un sistema RTK para alcanzar la posición inicial planteada.

En el caso de las trayectorias, dentro de nuestro trabajo se proponen dos posibles soluciones para mantener fija la posición relativa entre el telescopio en operación y la fuente de referencia. La primera consiste en seguir trayectorias circulares inclinadas de radio constante y la segunda consiste en seguir trayectorias curvas a una altura constante. Las características geométricas particulares de estas trayectoria se establecen en función de la posición del observatorio y la región del cielo observada.

En el último punto, es importante mencionar que se encuentra una diferencia fundamental entre ambos trabajos. Mientras que Basden et al. se enfocan en determinar la posición de fuente luminosa con alta precisión, nosotros proponemos mantenerla en el centro del campo de un telescopio auxiliar¹. Por otra parte, consideramos que los requerimientos para la determinación de la posición de la AGS deben ser evaluados tanto en la posición vertical como para la horizontal. Ya que para las trayectorias circulares de radio constante es necesario compensar el movimiento de los objetos celestes tanto en el plano horizontal como en el plano vertical para las direcciones del telescopio diferentes al cenit (véase, sección 3.5.3).

Respecto al tiempo de comunicación planteado por Basden et al., en Kagawa et al., 2018 podemos encontrar que el tiempo de respuesta estándar para UAV es al menos 60 ms para establecer comunicación dentro de un rango de operación de 2 km. Esto implicaría que, para alcanzar el tiempo de respuesta propuesto para la comunicación, sería necesaria la instalación de sistemas de comunicación adicionales a los encontrados hoy en día para estos dispositivos aéreos. En nuestro caso, este parámetro temporal no representa ninguna dificultad para la propuesta, ya que el tiempo de coherencia calculado de la capa de *Ground Layer* es de 70 ms ($\lambda = 1500 \text{ nm}$), lo cual permite utilizar sistemas de comunicación estándar (véase, tabla 3.2).

6.3 Propuestas para el uso de AGS

En el trabajo presentado por Basden et al. se abordan varias propuestas enfocadas en mejorar el desempeño obtenido al utilizar las AGS como fuentes para sistemas de óptica adaptativa astronómicos. A continuación, se discuten cada uno de los puntos abordados.

6.3.1 Determinación de la posición

Como se mencionó anteriormente en la introducción de este capítulo, un requerimiento fundamental para la propuesta de Basden et al. consiste en determinar la posición lateral del UAV (multirrotor) con una gran precisión. Para este punto los autores analizan diferentes alternativas, las cuales se mencionan pueden ser utilizadas de forma independiente o en conjunto.

¹Nuestro trabajo propone el uso de telescopios auxiliares con espejos de diámetro menores al parámetro de Fried obtenido para la capa de *Ground Layer*. Lo anterior, con el objetivo de monitorizar y mantener fija la posición de la fuente luminosa perteneciente al arreglo de LEDs.

En primer lugar, se aborda la posibilidad de utilizar la información obtenida mediante la medición diferencial de las señales de GPS o como se le conoce de manera más común la técnica Real Time Kinematics (RTK). Los autores mencionan que con esta técnica se puede alcanzar precisiones para la posición de hasta 1 cm con un error que aumenta por cada kilómetro de distancia que exista entre el UAV (multirrotor) y una referencia fija. Esta primera propuesta es descartada, ya que el valor requerido para el posicionamiento del dispositivo aéreo es un orden de magnitud menor (1 mm).

Para nuestra investigación, la tecnología RTK y sus aplicaciones en sistemas comerciales como es el caso de DJI (en sus modelos cuad-, hexa-, y optacopteros) es un avance primordial. Mediante la aplicación de los sistemas RTK se propone alcanzar una posición inicial requerida y posteriormente, realizar el seguimiento de trayectoria con errores dentro del orden de centímetros.

La siguiente opción (propuesta) consiste en obtener la variación de la posición directamente de los datos proporcionados por los acelerómetros y los giróscopos electrónicos de 3 ejes instalados en el UAV (multirrotor). Para esta alternativa los autores mencionan que debido a la existencia del ruido electrónico inherente a este tipo de sensores (MEMS; Microelectromechanical Systems), los errores en la estimación de la posición aumentan rápidamente en función del tiempo. Por lo cual, se analiza la posibilidad de obtener una posición relativa (con valores milimétricos) a partir de una posición inicial, consideran como absoluta, por medio de un sistema RTK y estimar las pequeñas variaciones de posición dentro de periodos cortos de tiempo utilizando a los sensores antes mencionados. De manera adicional, se plantea la posibilidad de utilizar filtros Kalman para mejorar precisión del valor obtenido para la posición relativa. Esta alternativa es evaluada mediante simulaciones, cuyos resultados se abordarán más adelante.

Para este punto en particular, es conveniente mencionar que la mayoría de las controladoras de vuelo disponibles actualmente, tanto comerciales como no comerciales, operan mediante el uso de unidades de medición inercial multisensor (IMU; por sus siglas en inglés). Estos sensores cuentan con: acelerómetros, giroscopios y magnetómetros para 3 ejes perpendiculares. Algunas unidades incluyen sensores de presión atmosférica y comunicación con sistema GPS (o RTK) y se les denomina sistemas de referencia de orientación y rumbo (AHRS; por sus siglas en inglés). La información final (posición, altura y orientación) proporcionada por estas unidades es pre-procesada principalmente por Filtros Kalman (lineales y no lineales) y las mejoraras en el desempeño de estas unidades aún son campos de investigación abiertos (Hausman et al., 2016).

Habría que comentar también que la información proporcionada por los acelerómetros normalmente es utilizada como referencia para obtener valores de inclinación (respecto a la gravedad terrestre, valores Pitch y Roll), los giróscopos se utilizan para determinar variaciones angulares y los magnetómetros son utilizados como referencia del rumbo (funciona como una brújula digital, valor del parámetro Yaw). Sin embargo, para este último es necesario realizar constantes calibraciones, las cuales son susceptibles a errores cuando se realizan cerca de estructuras metálicas. Por su parte, los medidores de presión (barómetros) se utilizan para determinar la altura en función de la presión atmosférica, los valores de altura obtenidos por medio de estos sensores tienden a variar entre una medición y otra, por lo cual estos valores se consideran estimaciones.

A su vez, la información obtenida de los sistemas de GPS o los sistemas RTK es fundamental para conocer la posición tridimensional de los MUAV en ambientes exteriores, aunque existen también una gran variedad de propuestas para obtener la información de la posición en entornos cerrados y lugares sin señales de posicionamiento global (Yang et al., 2017). Es importante recordar que el error de posicionamiento de los sistemas GPS se encuentra en rango de los metros, mientras que el posicionamiento relativo con los sistemas RTK en el rango de los centímetros. Más aún, mediante la combinación de dos o más antenas móviles de un sistema RTK (portadas por el MUAV) se puede obtener información adicional sobre orientación del

MUAV, la cual no dependiente del campo magnético terrestre y puede ser implementado para mejorar el desempeño en el seguimiento de trayectorias.

Dicho lo anterior no queda muy claro por qué los autores consideran los valores de posición del sistema RTK como absolutos, y si será posible obtener los valores posición instantánea milimétrica (relativa) tomado en cuenta los sesgos (bias drift) propios de los sistemas MEMS (Gulmammadov, 2009).

Otra de las propuestas para obtener la posición instantánea del UAV (multirotor) consiste en la instalación de un arreglo circular antenas de microondas con un diámetro del orden de los kilómetros. Esto con el objetivo de determinar el valor de la posición mediante la triangulación de una señal emitida por el dispositivo aéreo. En este caso se menciona que es necesario calibrar la posición de cada una de las estaciones receptoras respecto al telescopio, además de requerir la instalación de varias antenas de modo que los efectos de incertidumbre causados por la humedad ambiental sean mínimos.

Los autores especifican que mediante el generador Rapid Automatic Cascode Exchange (RACE) se podrían generar pulsos bien definidos en un rango temporal de femto-segundos, con los cuales sería posible obtener un posicionamiento a nivel milimétrico. Sin embargo, ellos mismos consideran podría resultar muy alto el costo de esta alternativa y por lo tanto la descartan.

La solución utilizando antenas de microondas terrestre es novedosa, pero sería necesario considerar adicionalmente la sincronización de las señales y las dificultades técnicas para instalar este tipo de infraestructura en los diferentes sitios astronómicos, lo cual de primera instancia parece inviable.

Finalmente, dentro de las propuestas para la determinación de la posición, los autores abordan la solución óptica. Aquí se argumenta que debido a los efectos producidos por la turbulencia atmosférica no es posible realizar mediciones directas de la fuente luminosa para determinar su posición y por lo tanto la del UAV (multirotor) con precisión requerida. Los autores también descartan la posibilidad de procesar imágenes del suelo obtenidas mediante una cámara portada por el dispositivo (técnica utilizada en situaciones sin señales de GPS). Aunque, se menciona la posibilidad obtener información adicional de rumbo y orientación (Yaw, Pitch y Roll) mediante el procesamiento de las imágenes obtenidas de las estrellas en el cielo nocturno.

Como ya se ha mencionado anteriormente, la solución óptica para nuestro trabajo es uno de sus puntos clave. Nuestro enfoque no consiste en determinar su posición sino mantenerla su posición fija en el centro del campo de un telescopio auxiliar (utilizando procesamiento digital de imágenes), el cual, a su vez, coincide con el eje óptico del telescopio científico. Por otro lado, si bien es cierto que la luz de la fuente de referencia está afectada (distorsionada) por las capas turbulentas que se encuentran debajo de MUAV, es posible minimizar sus efectos al utilizar un telescopio (auxiliar), cuyo espejo primario sea menor al parámetro de coherencia calculado para esta capa turbulenta (la capa de *Ground Layer* en nuestro caso).

En lo referente a la obtención de orientación y rumbo mediante las imágenes de las estrellas, esta es una técnica conocida como startracker y hoy en día es posible implementarla utilizando sistemas embebidos y algoritmos códigos abiertos, por ejemplo utilizando las tarjetas Jetson de NVIDIA (Dikmen, 2016). Consideramos que la aplicación de esta técnica podría mejorar también el desempeño de los MUAV ya que se pueden obtener valores angulares dentro del rango de los arcominutos, pero su aplicación va más allá de nuestra investigación.

Los autores concluyen que mediante la combinación de todas las propuestas abordadas anteriormente (con excepción de la medición óptica directa) se podrían alcanzar los valores de posicionamiento requeridos. Aunque, se menciona que por simplicidad solo se analiza la alternativa de uso de acelerómetros.

6.3.2 Múltiples AGS para determinación de TIP-TILT

Otro punto abordado en este artículo es el uso de varias AGS para un mejor análisis de la turbulencia atmosférica. La combinación de la información obtenida por medio de varias fuentes de referencia es conocida como la técnica tomografía, y actualmente se puede ser realizada utilizando fuentes naturales y/o láser. El uso de esta técnica mejora el desempeño de los sistemas de óptica, donde una de sus ventajas es ampliar campo de observación corregido (Assémat, Gendron, and Hammer, 2007).

Los autores sugieren la posibilidad de emplear esta técnica utilizando varias AGS. Esto con el objetivo de minimizar el efecto cono (submuestreo de la turbulencia atmosférica) producido por el límite de vuelo (top ceiling) alcanzado por los UAV (multirotor), lo cual hace que la fuente de referencia se encuentre siempre a una distancia finita (véase, **ref efecto cono**). Mediante la aplicación de esta técnica los autores también mencionan, el beneficio de tener un mayor campo corregido y una mayor precisión en la obtención de las aberraciones ópticas producidas por la turbulencia, TIP-TILT para el caso de sistema auxiliares de LGS o de las de alto orden para óptica adaptativa solar.

Dentro de nuestra investigación, se propone la implementación de un solo MUAV como fuente de referencia artificial. Sin embargo, no descartamos la posibilidad de utilizar múltiples dispositivos aéreos para mejorar el desempeño de estos nuevos instrumentos en aplicaciones para óptica adaptativa astronómica.

6.3.3 Turbulencia sobre UAV (multirotor)

En el artículo también se indica que siempre existirá turbulencia atmosférica sin detectar por encima de las AGS. Esto nuevamente se debe las limitaciones físicas propias de los UAV (multirotor), lo cual hace imposible alcanzar alturas de forma arbitraria, es decir, estos dispositivos aéreos se encuentran siempre dentro de la atmósfera terrestre.

Teniendo en cuenta lo anterior, los autores hacen referencia a las características de la turbulencia atmosférica perteneciente algunos sitios astronómicos como: la Palma, el observatorio Teide (ambos en las Islas Canarias), Cerro Paranal (en Chile) y Maunakea (en Hawai). Ellos mencionan que para estos sitios se sabe que la mayor contribución de turbulencia atmosférica se encuentra debajo del primer kilómetro de altura, alcanzando incluso hasta un 95 % del total durante observaciones diurnas. Además, se resalta la utilidad de las AGS para obtener la información de TIP-TILT (para OA convencional) y los valores de las aberraciones de alto orden (para OA solar) de la capa de *Ground Layer*, enfatizando que las capas atmosféricas superiores (o por encima del dispositivo) permanecerían sin corrección.

En este punto encontramos una convergencia entre ambos trabajos. Aunque, nuestra investigación se enfoca en utilizar estas fuentes de referencia artificial para la corrección de las aberraciones de alto orden en sistemas de OA convencional y seguir obteniendo la información de TIP-TILT atmosférico mediante el uso referencias naturales.

6.3.4 Influencia de la turbulencia cercana al UAV(multirotor)

Otro punto abordado es cuando el UAV (multirotor) se encuentra muy cerca de una capa turbulenta (por encima). En este caso, como ya se mencionó, se obtendría un submuestreo de esa capa turbulenta, lo cual produciría como resultado una disminución en el desempeño de la corrección del sistema de OA. Aquí, los autores indican la necesidad de alejar al dispositivo lo más posible de las capas turbulentas con mayor influencia o nuevamente volar al dispositivo a la máxima altura. Así mismo, se plantea la posibilidad de utilizar la técnica tomográfica, pero

con la información de los LGS para determinar la contribución del TIP-TILT de estas capas cercanas al dispositivo y de este modo corregir los errores obtenidos al usar las AGS.

Ahora bien, es verdad que los efectos ópticos de la turbulencia atmosférica no se reducen solamente a los producidos por dos capas turbulentas (*Free Atmosphere* y *Ground Layer*). No obstante, los estudios realizados recientemente, con nuevos instrumentos para la caracterización de la turbulencia de *Ground Layer* como el instrumento LOLAS-2 (Sánchez et al., 2015), nos muestran que en algunos observatorios astronómicos los mayores efectos ópticos se encuentran muy cerca de la superficie. Los resultados de los perfiles de turbulencia muestran que dentro del primer kilómetro de altura la mayor deformación del frente de onda se produce por debajo de 100 m. Es decir, los efectos ópticos producidos por 900 m de atmósfera son despreciables, lo cual implica que no se tendría ninguna capa turbulenta cercana al MUAV. Y es por esta razón que nuestro trabajo se acota a la detección de los efectos causados por esta capa turbulenta.

6.3.5 Efectos ópticos

Adicionalmente, en este artículo se analizan algunas consideraciones ópticas en el uso de UAV (multirrotor) como AGS. En primer lugar, se plantea la posibilidad de generar una obstrucción de la luz proveniente de los objetos científicos y por lo tanto una posible modificación de la PSF (Point Spread Function) en las imágenes obtenidas. Esto es importante ya que muchas mediciones en astronomía se basan en las características de este parámetro. Luego, se hace mención de los efectos de turbulencia autogenerada para dos casos. Ya sea por el desplazamiento de las capas turbulentas cercanas o la turbulencia producida por el mismo dispositivo. Y finalmente, se considera la luz parásita producida por el efecto Rayleigh de la fuente luminosa.

Las soluciones señaladas para el primer caso son: posicionar a la AGS detrás del espejo secundario del telescopio de modo que luz que atravesase al dispositivo quede bloqueada por este elemento (esta solución es similar a nuestra propuesta). La otra alternativa consiste en utilizar varios dispositivos para realizar la técnica de tomografía, asegurándose de que ninguno de las AGS se encuentre dentro del campo observado por el telescopio científico. Para ambas opciones, los autores proponen contar con mecanismos (rutinas) para la desactivación de la fuente luminosa en caso de que el UAV (multirrotor) sufra una desviación en su trayectoria que comprometa (contamine) las observaciones realizadas.

En cuanto a la turbulencia autogenerada, se comenta que la turbulencia producida por los UAV (multirrotor) es un campo que aún se encuentra aún en investigación. No obstante, se propone operar a estos dispositivos aéreos en regiones isotérmicas de la atmósfera, con lo cual se evitaría modificar la turbulencia óptica existente. Dado que esta turbulencia depende de la variación de temperatura en el aire y el movimiento del mismo.

Para disminuir el efecto Rayleigh, se propone el uso de filtros con un ancho de banda angosto. Esta solución se disminuiría la intensidad de la fuente de referencia, aunque, los autores argumentan que es posible obtener la información de la aberraciones producidas por la turbulencia usando referencias con valores de magnitud aparente de entre 15-16. Por consiguiente, esto resultaría en una disminución de la luz dispersada por las partículas de la atmósfera.

La turbulencia autogenerada es otro de los puntos clave para determinar la eficacia de este nuevo tipo de referencias. Es por esto que parte de nuestra investigación se concentró en determinar los efectos ópticos producidos por un MUAV. Con base en los experimentos realizados en condiciones isotérmicas², sabemos que la turbulencia autogenerada por un MUAV es despreciable y por lo tanto es posible usarlos como referencia artificial (véase, capítulo 4).

²Por medio de los perfiles de turbulencia obtenidos para el primer kilómetro de altura sobre los observatorios podemos inferir que se tiene regiones amplias de la atmósfera con temperatura constante.

Respecto al efecto Rayleigh, dentro de nuestra propuesta se establece el uso de fuentes reguladas (tipo LED). La idea es controlar el brillo de la fuente luminosa y por medio de experimentos encontrar el brillo óptimo para las condiciones de los diferentes sitios astronómicos. Aunque, también estamos de acuerdo con el uso de filtros. De hecho, actualmente, se estudian la interacción para de diferentes configuraciones de filtros y fuentes LED en el desarrollo de comunicación con luz visible (VLC; por sus siglas en inglés) (Matheus et al., 2019).

De manera adicional, sería importante investigar a fondo los efectos de difracción producidos por los MUAV en los telescopios. Esto es aún un punto no determinado y una posibilidad de investigación futura.

6.3.6 Limitaciones en el tiempo de vuelo

Otra consideración abordada en el artículo es la autonomía de los UAV (multirotor). Los autores afirman que en la actualidad las baterías utilizadas en estos dispositivos aéreos tienen una duración menor a una hora. Aunque, mencionan la posibilidad de extender este tiempo a más del doble instalando tecnología de celdas de combustible de hidrógeno (hydrogen fuel cell). Sin embargo, se establece que el tiempo requerido para una noche de observación es mucho mayor, por lo cual se proponen dos soluciones: realizar intercambios entre las AGS lo largo del tiempo del tiempo de observación y/o recargar a los dispositivos en el aire.

Para la primera solución se sugiere tener sincronización con el sistema de OA para realizar los replazos de forma automática entre las distintas tomas (con un tiempo de integración de 30 min máximo) realizadas durante la observación. Para la segunda, se propone instalar antenas de microondas transmisoras, las cuales brindaran energía a los dispositivos de forma remota y de ese modo extender el tiempo de vuelo.

Esta limitación de los MUAV también es considerada en nuestro trabajo. Nuestra propuesta de solución consiste también en el remplazo de los dispositivos aéreos con poca batería entre una toma y otra. Aunque, para reducir el tiempo necesario para esta rutina, se plantea colocar a los MUAV recargados a una distancia ligeramente mayor (relativa al telescopio) siguiendo la trayectoria correspondiente a esa distancia, de modo que cuando se apague la fuente luminosa y se retire al dispositivo con poca batería, el otro ya se encuentre en posición para activar la fuente luminosa.

6.3.7 Operación automática

Los autores también proponen que el UAV (multirotor) tenga la capacidad de operar de forma autónoma. Ya que, de este modo se evitarían accidentes ocasionados por los operadores (error humano). Dentro de las rutinas mencionadas esta: el despegue, el posicionamiento inicial, la compensación en posición por el movimiento del telescopio, el aterrizaje y la recarga de batería. Además, se menciona que el sistema de OA puede enviar pequeñas compensaciones de la posición como un sistema guiado externo para el dispositivo aéreo.

Para este requerimiento en particular, nuestro trabajo propone el uso de plataformas programables con sistemas RTK incluidos de la compañía DJI. En este caso las rutinas básicas de despegue, posicionamiento, seguimiento de trayectorias y aterrizaje pueden ser automatizadas en estos dispositivos (véase, capítulo 5). Sin embargo, el remplazo de baterías sigue siendo una operación manual.

6.3.8 Seguridad en los vuelos

Otro tema fundamental para el uso de MUAV, es la seguridad. Sobre esto se mencionan dos puntos particulares en el artículo. El primero corresponde al fallo de algún componente del UAV (multirotor) y el segundo corresponde al riesgo de colisión. Para estos casos se descarta el error humano (falla principal en estos dispositivos) bajo la premisa de la automatización antes mencionada.

En relación al fallo de componentes, se mencionan como posibles inconvenientes: la pérdida de uno o más motores, la pérdida de comunicación con el dispositivo aéreo y un daño en la batería. La solución propuesta en caso del fallo de motores es utilizar hexa/octa-copteros, los cuales son capaces de mantenerse en vuelo y aterrizar, aún con la falta de algunos de sus motores. Por su parte, en caso de tener problemas con la comunicación se propone el uso de rutinas automáticas para el regreso del dispositivo a su punto de partida, cabe mencionar que la mayoría de MUAV comerciales ya cuentan con esta rutina de emergencia. Y para el caso que la batería falle se propone transportar una batería de respaldo que se active al presentarse esta situación.

En cuanto al riesgo de colisión, ya sea contra el telescopio, aves, aviones tripulados o entre ellos mismos, los autores proponen implementar rutinas de emergencia para cada caso, así como la instalación de sensores de proximidad, transpondedores y paracaídas.

Las propuestas anteriores se pueden complementar con algunas otras opciones como: la implementación de MUAV de emergencia, cuya función específica sea recuperar a los dispositivos averiados antes de que caigan por completo y/o el uso de redes de cerca del telescopio.

6.4 Análisis de simulaciones y aportaciones

Como se mencionó anteriormente, los autores buscan validar su propuesta de obtener la posición de la AGS utilizando los sensores UAV (multirotor). Con este fin, se realiza un análisis del modelado simplificado³ de un acelerómetro, del cual se obtendrían las mediciones de posición relativa a partir de un valor absoluto proporcionado por el sistema de RTK y un filtro Kalman.

El objetivo de este análisis es determinar la tasa de muestreo y la incertidumbre requeridas para las mediciones con el acelerómetro. Es necesario recordar que el valor de precisión buscado para la posición es de 1 mm o menor. Los autores muestran resultados para tres situaciones: la primera es cuando el sensor se encuentra en reposo, la segunda cuando se tiene una aceleración constante y la tercera cuando se presenta una perturbación sinusoidal. En este análisis se considera un ruido de 0.0001 m/s^2 y una tasa de muestreo mínima de 300 Hz como referencia de componentes comerciales.

Para los casos cuando el acelerómetro está en reposo o con aceleración constante, se obtiene su desempeño en el tiempo para diferentes frecuencias de muestreo y con diferentes valores de cuantificación (conversión analógica-digital). Los resultados muestran una menor variación del error obtenido en el tiempo para frecuencias de muestreo mayores y una poca influencia del nivel de cuantificación para estos estados. Adicionalmente, los autores mencionan que estos resultados son un simple ejercicio académico, ya que en realidad esperan tener variaciones de aceleración.

En lo referente a una perturbación sinusoidal, se considera este movimiento como una posible interacción del UAV (multirotor) y el viento. Los parámetros establecidos para este análisis son una perturbación con amplitud de 10 cm y periodos de 7 segundos, una tasa de muestreo de 100 Hz y un ruido de 0.0001 m/s^2 . Los resultados reportados muestran que se puede obtener

³Se estudia la respuesta del sensor para una sola dirección en lugar de los tres ejes como se tendría en realidad.

lecturas con errores menores a 1 mm en intervalos de 40 segundos, lo cual argumenta es suficiente para su aplicación.

Posteriormente, se realizan simulaciones para evaluar el desempeño del sistema óptica adaptativa utilizando AGS como alternativas de las estrellas naturales. Para esto se utiliza un simulador Monte-Carlo desarrollado por el grupo de instrumentación de Durham, el cual ha sido utilizado desde el 2007 para diferentes proyectos e incluye modelos de la atmósfera, el telescopio y el sistema de OA.

Para la simulación se consideraron los siguientes parámetros: telescopio con 8 m de apertura con un sensor de frente de onda 16x16 sub-aperturas, con configuración para tomografía láser (LTAO; por sus siglas en inglés) con 4 LGS tipo sodio (capa de sodio a 90 km de altura y 10km de espesor) y sin referencias naturales (NGS). El espejo deformable conectado a la información obtenida de los LGS (con TIP-TILT invalido) y un espejo TIP-TILT sincronizado con la información de la AGS. Se considero un parámetro de Fried de 15.7 cm , una escala externa de 30 m, longitud de onda observada de 1650 nm, con ciclos de 250 Hz y un tiempo de integración de 20 segundos.

La AGS se modelo como una fuente puntual y se evaluaron incertidumbres Gaussianas de posición de 0.5, 1 y 2 mm. El error de posición se evaluó como un valor angular adicional (con respecto a la altura de la AGS) al valor obtenido TIP-TILT mediante esta referencia.

Los resultados obtenidos muestran que el desempeño obtenido al utilizar AGS es mejor al que se obtendría de usar solo referencia láser, pero con menor al que se obtendría de usar una combinación de referencias láser y referencias naturales. Adicionalmente, se reporta una mejora en el desempeño de configuración propuesta a mayor altura de la AGS, pero se indica que existen beneficios desde el primer kilómetro de altura.

Los autores comentan que la incertidumbre en la posición de la AGS tiene un impacto significativo en el desempeño del sistema evaluado, sin embargo, sus efectos disminuyen cuando se tiene una mayor altura. También se señala que al reducir el error de posición se obtendrían beneficios incluso desde una altura superior a los 500 m y con un solo dispositivo aéreo. Aunque, advierten que estos resultados son dependientes de las características de la turbulencia atmosférica de cada observatorio astronómico.

De manera adicional, los autores evalúan la influencia de la escala externa de la atmósfera y con los modelos de propagación del frente de onda Fresnel y Fourier para diferentes valores de escala externa. Los resultados obtenidos muestran mejoras en el desempeño del sistema desde el primer kilómetro de altura.

Finalmente, se propone como trabajo a futuro la evaluación en laboratorio del desempeño de los sistemas RTK + acelerómetro en la determinación de la posición, la caracterización de estabilidad de los UAV (multirotor), la investigación de los efectos producidos por la turbulencia autogenerada y el desempeño de las AGS para diferentes tamaños de telescopios.

Los autores concluyen que el uso de AGS mejora el desempeño de los sistemas de óptica adaptativa, incluso desde el primer kilómetro de altura, y alcanza un desempeño casi óptimo por encima de los 10 km.

El análisis obtenido mediante simulaciones muestra la efectividad de las AGS para determinar los valores de TIP-TILT atmosférico. Falta aún determinar su efectividad para la obtención de las aberraciones de alto orden. No obstante, este trabajo muestra la posibilidad de obtener mejoras utilizando un solo MUAV y con alturas superiores a los 500 m. Es importante mencionar que el análisis descrito considera la totalidad de la atmósfera, el desempeño para corregir la capa de *Ground Layer* podría ser mejor.

6.5 Conclusiones

El trabajo de Basden et al., 2018 presentado en este capítulo refuerza los argumentos desarrollados en nuestro trabajo de investigación. Si bien es cierto que en ambos trabajos existen consideraciones similares, los enfoques son totalmente distintos y por tanto, también las soluciones propuestas para implementar este nuevo tipo de referencias artificiales. Por nuestra parte buscamos utilizar estas referencias para corregir específicamente la capa de *Ground Layer* (la capa de mayor contribución en la deformación del frente de onda), mientras Basden et al. buscan aplicar esta tecnología en forma de herramientas auxiliares de los sistemas LGS, aunque no descartan su aplicación para hacer correcciones de la atmósfera en óptica adaptativa solar.

La manera de validar si los MAUV pueden ser utilizados como fuentes de referencia artificial es distinto. El grupo de Durham (al que pertenecen los autores) utilizó las herramientas (software de simulación) desarrolladas para el análisis de sistemas de óptica adaptativa. En cambio, nuestro enfoque fue más sencillo, restringimos el problema una sola capa y evaluamos las características requeridas por el dispositivo aéreo, las cuales comparamos con los avances más recientes para dispositivos comerciales y no comerciales. Es importante mencionar que al inicio de nuestra investigación también se evaluó la posibilidad de obtener la posición del MUAV, sin embargo, los valores requeridos eran sumamente restrictivos (similar a los planteados por los autores del artículo) por lo cual se optó por proponer una solución más sencilla. Si se mantiene estática la fuente de referencia es posible determinar los valores de aberraciones buscados.

Adicionalmente, dentro de nuestra investigación se determinan los valores de estabilidad, las trayectorias y los efectos de la turbulencia autogenerada. Así mismo, una propuesta sencilla para la evaluación preliminar de estas referencias.

Finalmente, en ambos trabajos, se concluye que los MUAV pueden ser utilizados como fuentes de referencia artificiales de sistemas de óptica adaptativa astronómica.

Capítulo 7

Conclusiones generales

Las fuentes referencia artificiales implementadas en los sistemas de óptica adaptativa, son herramientas fundamentales para obtener su máximo desempeño en la búsqueda por eliminar los efectos ópticos adversos ocasionados por la atmósfera terrestre sobre las observaciones astronómicas.

En este trabajo de investigación se presentó la propuesta de una nueva técnica para la generación de una fuente de referencia artificial, la cual aprovecha la tecnología de los dispositivos aéreos a control remoto, en particular los de ala rotativa (Multirotor-Unmanned Aerial Vehicle).

La caracterización del comportamiento de la turbulencia atmosférica se puede analizar a partir de los perfiles de turbulencia obtenidos en los diferentes observatorios astronómicos alrededor del mundo. Estos estudios muestran que la totalidad de los efectos ópticos ocasionados por la atmósfera terrestre se producen en los últimos veinte kilómetros del recorrido de la luz antes de llegar a los telescopios. Mas aun, la mayoría de estos efectos se producen en dos capas: la capa de Free Atmosphere que se encuentra a una altura aproximada de 12 km sobre el nivel del mar y la capa de Ground Layer, cuyos efectos se consideran en el primer kilómetro de altura de la superficie de los observatorios. Es importante mencionar que en esta última capa se producen más del 60% de los efectos de dicha turbulencia.

El desempeño un MUAV al igual que el de otros dispositivos aéreos se encuentra limitado a su operación dentro de la atmósfera terrestre, por lo cual, es difícil considerar tener una fuente de referencia instalada en estos dispositivos aéreos para la corrección total de la turbulencia. Sin embargo, dentro de nuestra investigación se acotó su validación para el análisis de la capa de Ground Layer.

Se obtuvieron los requerimientos necesarios para generar una fuente de referencia artificial en el Observatorio Astronómico Nacional en San Pedro Mártir, México, donde se considera un telescopio de 6.5 m de diámetro para su espejo principal. La tabla 7.1 muestra los valores obtenidos, donde se resalta la estabilidad ya que este valor el más restrictivo para la aplicación propuesta.

TABLA 7.1: Requerimientos para la fuente luminosa.

Altura de operación [m]	Tamaño [mm]	Brillo [mv]	Velocidad de movimiento [cm/s]	Estabilidad requerida [cm]
800	2.3	-1	5.83	1.54

Con el objetivo de determinar la capacidad de los MUAV para cumplir el criterio de estabilidad se establecieron dos tipos de trayectorias: una trayectoria circular inclinada de radio constante y una trayectoria curvilínea de altura constante. En esta última se reportan valores experimentales de estabilidad de entre 1 y 10 centímetros.

En el caso de nuestra aplicación se plantea el uso de un MUAV con un sistema RTK instalado en conjunto con un arreglo de LEDs, el cual será controlado con ayuda de un telescopio auxiliar. Esta configuración tiene la finalidad de mantener a la fuente luminosa dentro de campo de visión de un sensor de frente de onda tipo Shack-Hartmann. Cabe mencionar que mediante el arreglo de LEDs se puede cambiar la posición de la fuente luminosa sin tener efectos inerciales, por lo cual no se modifica la dinámica de vuelo del dispositivo aéreo.

En este trabajo también se estudió la turbulencia autogenerada por un MUAV en condiciones isotérmicas, similares a la que se tendrían a 800 m de altura sobre el observatorio. Se analizaron los efectos producidos por un elemento del sistema de propulsión de un MUAV profesional. Los resultados obtenidos muestran que los efectos ópticos producidos por el calor y el fulgo de aire del sistema de propulsión son insignificantes.

Para validar el desempeño real de nuestra fuente de referencia se propuso el desarrollo de un experimento utilizando componentes comerciales. Esta propuesta busca validar a la fuente de referencia tanto de manera estática como durante el seguimiento de una trayectoria específica.

En el trabajo Basden et al., 2018 se muestra por medio de simulaciones el desempeño de los MUAV como estrellas artificiales de referencia (AGS; por sus siglas en inglés), donde se también se confirma nuestra idea de utilizar a estos dispositivos aéreos como herramientas de sistemas de óptica adaptativa.

Por todo lo anterior, podemos afirmar que los MUAV tiene la capacidad para ser empleados como fuentes de referencia para sistemas de óptica adaptativa enfocados en la corrección de la capa de turbulencia atmosférica de Ground Layer.

7.1 Trabajo a futuro

Para que algún día se implementen los MUAV como fuentes de referencia es necesario pasar a la etapa de validación experimental tanto en laboratorio como en campo.

En primer lugar y antes de volar un MUAV, se requiere validar el desempeño de los sistemas RTK dentro del observatorio astronómico nacional. Se debe recordar que estos sistemas dependen de las señales recibidas por las constelaciones de satélites de posicionamiento global, por lo cual la precisión obtenida en sus mediciones varía de un lugar a otro.

Posteriormente, es necesario realizar nuevos experimentos de laboratorio para determinar los efectos ópticos producidos por la interacción de los MUAV con capas de turbulencia, ya existentes, cercanas al dispositivo.

De igual modo queda pendiente la integración y puesta en marcha de nuestra propuesta experimental. Así como el análisis de los datos de obtenidos en la misma para establecer la factibilidad de estas nuevas referencias. En esta parte se requiere hacer campañas de experimentación para conocer el desempeño de la fuente de referencia al cambio de las condiciones climatológicas del observatorio.

Finalmente, alcanzar la integración de una o más de estas fuentes de referencia artificial a un sistema GLAO para la realización de observaciones científicas.

Apéndice A

Primera publicación

Resumen

Proponemos un método alternativo para generar una fuente de referencia artificial para un sistema de óptica adaptativa tipo Ground Layer mediante el uso de un Multirrotor Unmanned Aerial Vehicle (MUAV). Nosotros analizamos los perfiles de turbulencia de la capa de Ground Layer del Observatorio Astronómico Nacional en San Pedro Mártir. Esto con el objetivo de establecer los requisitos de luminosidad, altitud y estabilidad de vuelo de la fuente artificial. Determinamos que la fuente debe estar al menos a 800 m sobre la superficie del observatorio y seguir una trayectoria fija para emular el movimiento aparente de las estrellas con una estabilidad de 1,54 cm en intervalos de tiempo menores a 18 ms. Además, se establece que algunos dispositivos aéreos tanto comerciales como de diseño personalizados cumplen casi con la totalidad de los requerimientos para desempeñar esta función.

Palabras clave: Óptica Adaptativa, GLAO, Fuente de Referencia Artificial, UAV.

IMPLEMENTATION OF MUAV AS REFERENCE SOURCE FOR GLAO SYSTEMS

RAÚL RODRÍGUEZ GARCÍA^{1,2} AND SALVADOR CUEVAS¹

Instituto de Astronomía
Universidad Nacional Autónoma de México, Apdo. Postal 70-264, 04510
Ciudad de México, México

¹Instrumentation Department IA-UNAM

²rrodriguez@astro.unam.mx

ABSTRACT

We propose an alternative method to generate an artificial reference source for a Ground Layer Adaptive Optics system airborne on a Multirotor Unmanned Aerial Vehicle. Turbulence profiles from the Ground Layer at the National Astronomical Observatory in San Pedro Martir were analyzed to establish the requirements in luminosity, altitude, and flight stability of an artificial source. We found the source must be at least 800 m above the observatory's surface and follow a fixed trajectory to emulate the apparent movement of the stars with a stability of 1.54 cm in time intervals smaller than 18 ms. We establish some commercial and customized MUAVs can nearly accomplish this task.

Keywords: Adaptive Optics, GLAO, Artificial Reference Source, MUAV, UAV.

1. INTRODUCTION

Modern astronomical instrumentation has focused big efforts on the development and construction of instruments for the new generations of terrestrial mega telescopes. Most will have to use Adaptive Optics (AO) systems, to correct the negative effects produced by the terrestrial atmosphere on the incident light, and thus obtaining its maximum performance. This technique has more than 60 years of development since it was proposed by Babcock (1953). However, to apply it, we need luminous references to measure, in real time, the distortions of the wave-fronts coming from astronomical objects that reach the Earth (Hardy 1998).

The AO systems work with two types of reference sources: one uses natural guide stars (NGS). Nevertheless, these are insufficient to cover the entire observable sky. The other type emerges as a solution to the problem presented by the NGS and consists of implementing laser techniques (Laser Guide Star, LGS) (Foy and Labeyrie 1985).

Two methods are normally used: the LGS Sodium and the LGS Rayleigh. The first method takes advantage of the resonance of the atmospheric sodium layer produced by a laser (589.6 nm wavelength), which is emitted from the Earth's surface to a height of 90 km (average height of the sodium layer) to form a luminous spot, whose backscattering light returns through all the atmospheric layers until it reaches the telescope's optics. The second method uses the Rayleigh scattering produced by the air molecules in the atmosphere. However, since the air den-

sity decreases with height, this type of lasers only have a good performance to produce a bright spot in heights less than 20 km.

It should be noted that even though the LGS allows to have luminous references in the whole observable field by terrestrial telescopes, its implementation is not so simple, and it needs specific special facilities and expertise, no to mention the cost (Wizinowich 2012).

According to the atmospheric turbulence characteristics, it is well known that the greatest distortion of the wave-front is mainly produced in two layers known as the Free Atmosphere, and the Ground Layer (Skidmore et al. 2009). The latter is where usually the greatest distortion of the wave-front occurs (Tokovinin et al. 2003; Egner and Masciadri 2007; Osborn et al. 2010). Therefore, specialized AO systems have been developed to correct the effects of this layer; they are known as Ground Layer Adaptive Optics (GLAO) (Tokovinin et al. 2010b).

Nowadays, there are new greater vertical resolution instruments that have come to improve the characterization of the Ground Layer, and now, we know that the greatest influence over incident wave-fronts is inside the first 100 m above the surface of some observatories (Oya 2015; Hickson et al. 2010; Tokovinin et al. 2010a). In Mexico, at National Astronomical Observatory (OAN) some measurements with one of these instruments were performed, which we can notice a similar Ground Layer behavior (Sánchez et al. 2015). However, it is necessary to conduct a long term characterization campaign for confirming this scenario.

Additionally, the development and application of Unmanned Aerial Vehicles (UAV) have been an international boom in different fields of science, including in astronomical instrumentation for optical telescopes such as is found in [Biondi et al. \(2016\)](#).

In [Basden et al. \(2018\)](#) a general and extensive analysis of using rotary unmanned aerial vehicles as an artificial guide star can be found. Here, it was proposed and analyzed the idea of a future UAV application, where the devices are used as an auxiliary reference source for OA systems. In this article, the device performance is simulated working together with laser references for the correction of several layers of atmospheric turbulence. Their results show the necessity to reach a height of 10 km, which is not at present possible.

A key point for use MUAV in astronomical instrumentation applications is to determine the optical effects generated by these devices when flying. [Rodríguez García et al. \(2019\)](#) measured these effects and determined that in isothermal conditions, the optical turbulence produced by these devices is negligible ([Rodríguez García et al. 2019](#)).

In this article, we analyze the possibility of the current implementation of an artificial reference source, when we restrict the turbulence correction to the Ground Layer. We compared the advances achieved by the technology with Multirotor Unmanned Aerial Vehicle (MUAV) and the atmospheric conditions found in the observatory of San Pedro Martir in Mexico as an example for its application.

We study the feasibility of using a MUAV (including programmable-ready to fly devices), as a carrier of a LED light source to generate an artificial reference source for AO. This reference source will use to determine the distortion on the wave-fronts produced by the Ground Layer turbulence, and thus implement it for terrestrial telescopes with GLAO systems. In Section 2, we specify the general conditions for reference sources of an adaptive optics system, and the characteristics required by a UAV. In section 3, we establish the restrictions for this source based on the characteristics of the local turbulence of the Ground Layer at San Pedro Martir observatory. Finally, in Section 4 we introduce the features for the selection of a MUAV, and we analyze their performance, both for commercial and for custom design devices. This analysis seeks to determine if these devices can fully comply with the before established restrictions.

2. GENERAL CONDITIONS

2.1. Reference Source of an AO System

In general, any reference source used for adaptive optics systems must fulfill the following conditions:

- The light source will be punctual and bright enough to be detected by the wave-front sensor of the adaptive optics system.
- The reference source will remain within the isoplanatic angle of the observed field during the time required for observations ([Fried 1982](#))
- The source will remain spatially stable inside the AO wave-front sensor.
- This reference source will be located at a certain distance from the telescope along to the optical axis, in which the error caused by the cone effect is the minimum ([Fried and Belsher 1994](#)).

It is important to point out that LGS need to be stabilized with some NGS in the field of view (FoV) of telescope ([Tokovinin et al. 2016](#)).

2.2. Unmanned Aerial Vehicles (UAV)

To have a functional system that can be optimally implemented in astronomical observatories, concerning UAVs in general, it is necessary to establish the following operating conditions:

1. The device will have the capability to transport and supply the energy for the reference source.
2. It will operate semi-automatically and remotely from a Ground Station.
3. It will perform the following functions: take off; reach a specific operation position and height correspondent to the pointing position of the telescope; return and land at the initial take-off position (Home).
4. It will be stabilized within the field of the isoplanatic angle of the telescope.
5. The device will have the possibility to receive and perform commands to change their position constantly, and follow a specific trajectory as well, corresponding to the telescope tracking.
6. It will have adequate security systems to avoid accidents that could put people at risk, either at the infrastructure of the observatory or for the device itself [Basden et al. \(2018\)](#).

3. RESTRICTIONS FOR THE REFERENCE SOURCE

In this section, we establish the restrictions for the reference source (minimum height, size of the light source, brightness, and speed of movement) from the Ground

Table 1. OAN's Ground Layer atmospheric parameters.

Parameter	Seeing ϵ_{GL} (arcsec)	Fried parameter r_{0GL} (cm)	Isoplanatic angle θ_{0GL} (arcmin)	Coherence time τ_{0GL} (ms)
Mean	0.56 [0.45]	17.8 [66.6]	3.22 [12.0]	24.4 [91.2]
LOLAS-2	0.73 [0.59]	13.7 [51.3]	2.57 [9.60]	18.7 [70.1]

Values in brackets calculated for $\lambda = 1500 \text{ nm}$.

Layer atmospheric parameters (seeing ϵ_{0GL} , Fried parameter r_{0GL} , isoplanatic angle θ_{0GL} , and coherence time τ_{0GL}) for the OAN in Mexico.

To establish the restrictions of the reference source, need to know the characteristics of the Ground Layer of the site where we are trying to correct by AO. This latter is achieved by calculating the atmospheric parameters from the profile of turbulence (C_n^2 profile data), obtained experimentally at each astronomical site.

We determined the atmospheric parameters by two procedures: in the first, we employed the average value of atmospheric seeing $\epsilon_{0GL} = 0.56$ [arcsec] reported by [Skidmore et al. \(2009\)](#) and [Avila et al. \(2011\)](#) for the Ground Layer of the OAN with the equations of the atmospheric parameters ([Tyson 1998](#)). The results for two wavelengths, $\lambda = 500 \text{ nm}$ and $\lambda = 1500 \text{ nm}$ (in brackets), are in table 1 as *mean*.

The second was done using the data of OAN acquired with the latest generation Low-Layer Scidar (LOLAS-2) instrument ([Avila et al. 2016](#)), the same equations of atmospheric parameters were used and are in table 1 as *LOLAS-2*. For both analysis were considered a maximum height of the turbulent layer of $h = 60 \text{ m}$, and an average wind speed for the first kilometer of height above the surface of the observatory of $v = 2.3 \text{ m/s}$, reported by [Cruz-Gonzales et al. \(2004\)](#).

In addition to the atmospheric parameters calculated above, there is another fundamental parameter for our analysis. This parameter is known as focal anisoplanatism or *cone effect*, in which are related the diameter of the telescope (d_0), the height of the reference source (H_{ref}) and features of the turbulence layer (Ground Layer) evaluated as isoplanatic angle (θ_{0GL}), as shown in the following relation [Tyler \(1994\)](#).

$$d_0 = 2.88 H_{ref} \theta_{0GL} \quad (1)$$

We used the data from LOLAS-2 to determine the restrictions for the proposed reference source since we considered these data as the worst condition values for the characteristics of the analyzed turbulence.

Table 2 shows the required height for our reference source, for two wavelengths, considering the cone effect for a telescope of 2.1 m and 6.5 m, current and future

Table 2. Height of reference source.

Telescope Aperture	$\lambda=500 \text{ nm}$	$\lambda=1500 \text{ nm}$
2.1 m	967	259
6.5 m	2992	800

NOTE. - Height in meters above the observatory surface.

infrastructures of the OAN respectively. It is important to note that as the turbulent layer is very close to the surface of the observatory, the values of the isoplanatic angle obtained are in order of arc minutes. This latter allows us when we evaluate only the cone effect of the Ground Layer, to have telescope's apertures of considerable diameter with reference sources at low height, compared to the laser techniques LGS of conventional adaptive optics.

The maximum angular size of a reference source for an adaptive optics system can be calculated using the Fried parameter r_{0GL} shown in equation 2. With this value, we can obtain the linear dimension of our source by using the distance from the telescope to the source (800 m) to get **2.3 mm**.

$$\alpha_{max} = \frac{\lambda}{r_{0GL}} \quad (2)$$

Furthermore, by the photometric data of a standard LED, with 2000 mcd of luminous intensity, 30° of viewing angle and a distance of 800 m (height of reference source) we obtain an illuminance (E) of $3.125 \times 10^{-6} \text{ lx}$. To obtain the apparent magnitude (m_v), we use the next equation, with a value of 2.54×10^{-6} corresponding to the illuminance of a star with $m_v = 0$ ([Allen 1973](#)).

$$m_v = -2.5 \log_{10} \frac{E}{2.54 \times 10^{-6}} \quad (3)$$

The result is a reference source of $m_v = -0.23$ of apparent magnitude. It is important to mention that, because it is an LED source, it is possible to regulate its intensity through electronic devices, which could have sources of lesser magnitude.

Besides, it is necessary to counteract the apparent motion of the sky. This motion is due to the Earth rotation, and it is possible to prove that the maximum velocity of our reference source will be at the Zenith. In this way, we use the angular velocity of the Earth (15 arcsec/s) and the distance from the telescope to the MUAV (800 m) to get a velocity of **5.83 cm/s**.

Another quite important parameter to know is the stability of our reference source. The stability can be obtained by the relation between the field of view of the wavefront sensor (typically 4 arcsec), and the distance of the reference source from the telescope. For this parameter, we obtained a result of **1.54 cm**.

Table 3 shows a summary of the results mentioned above for each restriction.

Table 3. Reference source’s requirements.

Minimum high (m)	Linear dimension (mm)	Apparent brightness (m_v)	Maximum speed (cm/s)	Required stability (cm)
800	2.3	-0.23*	5.83	1.54

* Value computed for standard LED.

From the previous table the value of the stability of the UAV is highlighted, since this is considered the most restrictive parameter of the analysis, because in a theoretical case, the aerial device should keep the light source within a diameter of 1.54 cm (wavefront sensor FoV) at 800 m in height in a time interval of at least 18 ms (value of time, see table 1. In another way, due to the AO systems’ performance is always better than the design features (obtained from the atmospheric parameters), an instrumental view could be to use the LGS fast steering mirror for the reference source image correction. Therefore, the requirement with allowing a little drift in the WFS FoV (1%), and measuring at 1 kHz or each 1 ms, would result in 1.54/100 cm per ms or 15.4 cm per second.

4. MULTIROTOR UNMANNED AERIAL VEHICLES

For this project, we based the use of MUAV on the following features:

- Vertical take-off and landing (VTOL).
- Flight static (hover) and trajectory tracking (lift at low horizontal and vertical speed).
- Stability and resistance to disturbances (wind gusts).
- Ease to change direction (maneuverability).
- Ability to transport payload.
- Currently, existing fully programmable options ready to fly.

4.1. MUAV Performance

The performance of a MUAV relates to the configuration of each device, which determines characteristics such as maximum flight height, top speed, time of autonomy, maximum capacity payload, stability, maneuverability, among others. Within these configurations, we can find elements as the number and type of motors and propellers, which sets up the maximum thrust of the propulsion systems; the flight controller that includes sensors, electronics, and control algorithms; the frame, which gives mechanical support for all systems,

Table 4. MUAV maximum performance.

Altitude (AMSL) ¹	Speed (m/s)	Wind resistance (m/s)	Payload (kg)	Autonomy (min)
5000-6000	H: 20 V: 5	12	1 - 6	20 - 40

¹ Above Mean Sea Level; H:Horizontal; V:Vertical.

and one critical factor is the battery used, which establishes the autonomy time of the devices (Shi et al. 2017).

There are a wide variety of applications and developments for MUAVs. Both for those of a commercial nature those of custom design as well. However, these last ones do not normally report complete data on the characteristics of their capabilities, beyond those needed for their use. Unlike the custom devices, commercial MUAVs such as those distributed by the company DJI provide the specifications and characteristics of most of its models on its website (www.dji.com).

Table 4 reports the values of the maximum operating capabilities of MUAVs, obtained through the comparison of the information collected, both in the scientific literature and in that found on the DJI’s website for each restriction mentioned above. In this table, we can see that MUAV are capable to reach a height of at least 2000 m above the OAN surface (2800 AMSL). The vertical and horizontal speeds are enough for the displacement of MUAV because they are several orders of magnitude above the requirement of maximum speed (see, Table 3). Furthermore, with the vertical velocity of 5 m/s, the MUAV takes **5.33 min** to ascend and descend to the operational height (800 m). Taking a maximum time of autonomy of 40 min, a positioning time of 1-5 min (to place the reference source in the FOV of the WFS and close the control loop), and a margin for the safety of 5 min, it would have around *24 min* to operate as a reference source (the performance also depends on the type of battery and the environmental conditions). The effective observation time could be increased by in-flight synchronized swapping of MUAVs with a fresh battery [Badsen et al. \(2018\)](#).

It is necessary to keep in mind that the maximum wind speed for the operation of the telescopes, at the OAN and other sites, ranges from $v_{max} = 15 - 20$ m/s.

4.2. Positioning, Trajectory Tracking and Stability

In this subsection, we determined if a MUAV can remain fixed, to the apparent movement of the astronomical objects during the observation time. For this condition, it is important to understand that this motion is due to the terrestrial rotation. In other words, there is a point aligned with the rotation axis of the Earth that

remains in a stationary position (near to Polaris Star), while objects close to this point appear to have a smaller movement compared to the rest of the sky. Conversely, objects that are 90° from this point move with greater velocity and therefore, the MUAV will have to reach the maximum calculated travel speed (see, Table 3).

We considered positioning as the ability of the device to fly to a point in a three-dimensional space and stay in static flight with a specific orientation (hover). Also, we evaluated the potential of the device to follow a pre-established trajectory at a specific time. For this work, this trajectory corresponds to curved lines on planes with specific orientations, which will compute according to the position of the astronomical observatory on the Earth. Figure 1 shows examples of the trajectories for the MUAV, the blue line represents the path on a sphere of constant radius, and the red line represents the path in a horizontal plane with constant height. Both paths match with the tracking of the same astronomical object. The typical operating range of astronomical telescopes, corresponding to a maximum angle range of 60° from the zenith (surface marked in green), and the limitations inherent in the operating radius of the device (purple surface) must consider.

We consider the stability of the MUAV as the characteristic of the device to stay in a specific position or follow a given trajectory, with or without the presence of external disturbances (wind gusts). The RMS errors obtained when performing these maneuvers are considered as a quantification of the instability of the device. The latter is closely related to the implemented control techniques, the ability to obtain its position and orientation (POSE) within a time interval and the adequate response of its motors. The latest developments suggest that the improvements obtained in the flight and operational capabilities of the MUAVs depend on the sensors and devices that increase their capability to perceive the environment where they are located (Kanellakis and Nikolakopoulos 2017).

4.3. MUAV Flight Performance

The flight operating requirements needed for the MUAV are: reach an initial position and perform a specific trajectory in a given time. This trajectory could be curvilinear one on a horizontal plane with a fixed height. Another possibility is a circular trajectory of a constant radius on a secant plane of the imaginary sphere (see, Figure 1). In addition, it is necessary to consider the presence of wind.

The first requirement is reported in Tran et al. (2015). They tested a positioning control of a quadcopter and evaluated its stability while interacting with a wind of 5 m/s. The stability results were **0.41**, **0.19**, and **0.82 cm** for global coordinate axes X, Y, and Z, respectively.

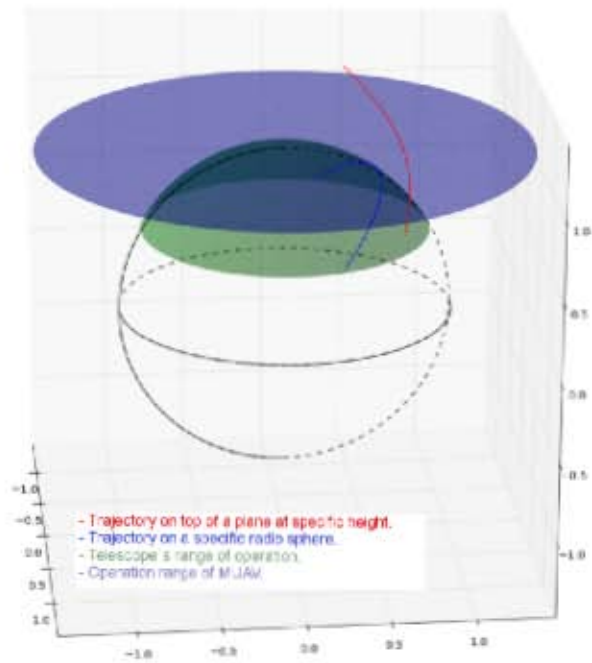


Figure 1. Examples of trajectories for the MUAV.

For the trajectories in a horizontal plane, Razinkova et al. (2014) reports the stability of a quadcopter, which follows a path at a fixed height with the presence of constant and variable perturbations applied in different directions, resulting in stability of **14.77 cm** for **straight trajectories** and **3.29 cm** for the **circular ones**.

For tilted trajectories with a constant radius, their inclination angle will depend on the apparent position of the astronomical object of interest. Jang et al. (2015) proved the capability of the quadcopters to follow this type of trajectories in specific times or specific speeds. They reported maximum experimental errors of **13 cm** for a horizontal circular trajectory. However, their investigation does not include the performance of the device with external disturbances.

The above information offers us a theoretical overview (numerical simulations) of the MUAV capability to perform the required trajectories. However, since these devices are sub-acted systems¹, there always will be an error in the performing of these tasks. It is therefore that the implemented control techniques in the MUAVs play a fundamental role.

Moreover, it is important to consider the errors produced by the resolution of the sensing techniques. An example of this is the positioning error of the MUAV when using global positioning systems (GPS, GLONASS, GALILEO, etc.). For these techniques, the uncertainty values are in the range of meters. However, in the last few years, techniques known as DGPS (Differential GPS)

¹ There are 4 inputs or controls (Pitch, Yaw, Roll, Thrust) for 6 responses or degrees of freedom.

or RTK (Real Time Kinematics) have been developed, where the position determination for these devices in open environments (outdoor) is significantly improved, obtaining values below 5 cm (Bing et al. 2015).

In the scientific literature, we can find experimental investigations where the techniques mentioned above are implemented, as in Joubert et al. (2016), where trajectory tracking routines are programmed in a commercial quadcopter with an RTK system and whose results report errors of **1.1 cm** for external environments. Another example can be found in de Lera Acedo et al. (2018), in which differential systems are installed in a customized MUAV for the calibration of radio astronomical antennas, here the position of the device that carries a transmitting antenna is fundamental. The results obtained, experimentally, in the determination of the horizontal position show an average error values of **1 cm**.

Commercial MUAVs that use an RTK system have greater accuracy in their positioning, the specifications with these devices are **1 cm** for the **horizontal** position and **2 cm** for the **vertical** one within a one-kilometer radius (www.dji.com/d-rtk/info).

There is another research on the outdoor performance of a commercial MUAV without RTK system, where the **three-dimensional stability** of *Matrice 100* in the presence of wind (3.6 -7.4 m/s) is reported for three specific routines: hover (**4.5 cm RMS**), step response (**26 cm RMS**) and path tracking (**10 cm RMS**) (Sa et al. 2017), which correspond to the routines of interest of this work.

Table 5. MUAV flight stability performance.

Data type	Positioning	Hover	Horizontal plane	Tilted plane
Simulated	X=0.41 Y=0.10 Z= 0.82		S:14.7 C:3.29	C:13
Experimental	V: 1* H: 2*	4.5	C:1.1*	S:10

*Using RTK system.

NOTE—**The values are in centimeters.** V: Vertical; H: Horizontal; C: Curved path; S: Straight path.

Table 5 shows a summary of the stability results. In this table, we can see that a MUAV can perform the required trajectories. Besides, for the trajectories that are on a plane with constant height, can be done in the presence of wind. Similarly, we expected the total stability achieved by these devices is within the range of **centimeters** both for its positioning and for its displacement. We are sure that soon there will be commercial MUAVs with the capabilities to fulfill all the requirements to be a reference source for the GLAO system.

In the meantime, we propose to stabilize the light source on the MUAV switching between different LEDs in an array. The right position of light can be controlled by a quick camera mounted on an auxiliary telescope ($d < r_0$). This technique is like the used for the laser launch telescopes in AO systems.

5. CONCLUSIONS

In this work, we present the requirements to generate an artificial reference source for a GLAO system. Also, we mentioned the features of a Multirotor Unmanned Aerial Vehicle, which will carry this source.

Likewise, the restrictions for the reference source are established based on the characteristics of the atmospheric turbulence of the Ground Layer for a 6.5 m telescope at San Pedro Martir astronomical observatory in Mexico. It is also stipulated that the light provided by a standard 3 mm LED at 800 meters above the observatory, is enough to generate a light source with a controllable apparent magnitude lesser than $m_v = -0.23$.

The performance of MUAV from scientific literature and of the commercial devices as well, show that these devices can perform the required trajectories in the presence of wind. The total stability achieved is in the range of centimeters both for its positioning and for its displacement. Nevertheless, it is necessary to use auxiliary systems to fully comply with the requirement that the MUAV keeps the light source within the field view of a wavefront sensor.

REFERENCES

- Allen, C. W. (1973). *Astrophysical quantities*.
- Avila, R., Sánchez, L., Cruz-González, I., Castaño, V. M., and Carrasco, E. (2011). Recalibrated turbulence profiles at San Pedro Mártir. *Rev. Mexicana Astron. Astrofis.*, 47:75–82.
- Avila, R., Zúñiga, C. A., Tapia-Rodríguez, J. J., Sánchez, L. J., Cruz-González, I., Avilés, J. L., Valdés-Hernández, O., and Carrasco, E. (2016). LOLAS-2: Redesign of an Optical Turbulence Profiler with High Altitude-resolution. *PASP*, 128(968):105001.
- Babcock, H. W. (1953). The Possibility of Compensating Astronomical Seeing. *PASP*, 65(386):229.
- Basden, A. G., Brown, A. M., Chadwick, P. M., Clark, P., and Massey, R. (2018). Artificial guide stars for adaptive optics using unmanned aerial vehicles. *MNRAS*, 477(2):2209–2219.
- Bing, L., Qing-Hao, M., Jia-Ying, W., Biao, S., and Ying, W. (2015). Three-dimensional gas distribution mapping with a micro-drone. In *2015 34th Chinese Control Conference (CCC)*, pages 6011–6015.
- Biondi, F., Magrin, D., Ragazzoni, R., Farinato, J., Greggio, D., Dima, M., Gullieuszik, M., Bergomi, M., Carolo, E., and Marafatto, L. (2016). Unmanned aerial vehicles in astronomy. In *Advances in Optical and Mechanical Technologies for Telescopes and Instrumentation II*, volume 9912 of *Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers (SPIE) Conference Series*, page 991210.

- Cruz-Gonzales, I., Avila, R., Tapia, M., Angeles, F., Carrasco, E., Conan, R., Costero, R., Cruz, D. X., Cuevas, S., and Echevarria, J. (2004). San Pedro Mártir: astronomical site evaluation. In Ardeberg, A. L. and Andersen, T., editors, *Second Backskog Workshop on Extremely Large Telescopes*, volume 5382 of *Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers (SPIE) Conference Series*, pages 634–642.
- de Lera Acedo, E., Bolli, P., Paonessa, F., Virone, G., Colin-Beltran, E., Razavi-Ghods, N., Aicardi, I., Lingua, A., Maschio, P., Monari, J., Naldi, G., Piras, M., and Pupillo, G. (2018). Ska aperture array verification system: electromagnetic modeling and beam pattern measurements using a micro uav. *Experimental Astronomy*, 45(1):1–20.
- Egner, S. E. and Masciadri, E. (2007). A G-SCIDAR for Ground-Layer Turbulence Measurements at High Vertical Resolution. *PASP*, 119(862):1441–1448.
- Foy, R. and Labeyrie, A. (1985). Feasibility of adaptive telescope with laser probe. *A&A*, 152(2):L29–L31.
- Fried, D. L. (1982). Anisoplanatism in adaptive optics. *Journal of the Optical Society of America (1917-1983)*, 72(1):52.
- Fried, D. L. and Belsher, J. F. (1994). Analysis of fundamental limits to artificial-guide-star adaptive-optics-system performance for astronomical imaging. *Journal of the Optical Society of America A*, 11(1):277–287.
- Hardy, J. W. (1998). *Adaptive Optics for Astronomical Telescopes*. Oxford University Press.
- Hickson, P., Carlberg, R., Gagne, R., Pfrommer, T., Racine, R., Schöck, M., Steinbring, E., and Travouillon, T. (2010). Boundary layer seeing measurements in the Canadian High Arctic. In *Ground-based and Airborne Telescopes III*, volume 7733 of *Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers (SPIE) Conference Series*, page 77331R.
- Jang, J. T., Moon, S. T., Han, S., Gong, H. C., Choi, G., Hwang, I. H., and Lyou, J. (2015). Trajectory generation with piecewise constant acceleration and tracking control of a quadcopter. In *2015 IEEE International Conference on Industrial Technology (ICIT)*, pages 530–535.
- Joubert, N., E, J. L., Goldman, D. B., Berthouzoz, F., Roberts, M., Landay, J. A., and Hanrahan, P. (2016). Towards a Drone Cinematographer: Guiding Quadrotor Cameras using Visual Composition Principles. *arXiv e-prints*, page arXiv:1610.01691.
- Kanellakis, C. and Nikolakopoulos, G. (2017). Survey on computer vision for uavs: Current developments and trends. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 87(1):141–168.
- Osborn, J., Wilson, R., Butterley, T., Shepherd, H., and Sarazin, M. (2010). Profiling the surface layer of optical turbulence with SLODAR. *MNRAS*, 406(2):1405–1408.
- Oya, S. (2015). Ground-layer turbulence evaluation project at Subaru Telescope. In *Journal of Physics Conference Series*, volume 595, page 012024.
- Razinkova, A., Gaponov, I., and Cho, H. (2014). Adaptive control over quadcopter uav under disturbances. In *2014 14th International Conference on Control, Automation and Systems (ICCAS 2014)*, pages 386–390.
- Rodríguez García, R., Alvarez Nuñez, L. C., and Cuevas, S. (2019). Measurement of the Optical Turbulence Produced by a Multirotor Unmanned Aerial Vehicle. *arXiv e-prints*, page arXiv:1906.04152.
- Sa, I., Kamel, M., Khanna, R., Popovic, M., Nieto, J., and Siegwart, R. (2017). Dynamic System Identification, and Control for a cost effective open-source VTOL MAV. *arXiv e-prints*, page arXiv:1701.08623.
- Sánchez, L. J., Avila, R., Zúñiga, C. A., Cruz-González, I., Tapia-Rodríguez, J. J., and Avilés, J. L. (2015). New generation LOLAS: Redesign of an Optical Turbulence Profiler with High Altitude-Resolution. In *Journal of Physics Conference Series*, volume 595, page 012031.
- Shi, D., Dai, X., Zhang, X., and Quan, Q. (2017). A practical performance evaluation method for electric multicopters. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 22(3):1337–1348.
- Skidmore, W., Els, S., Travouillon, T., Riddle, R., Schöck, M., Bustos, E., Seguel, J., and Walker, D. (2009). Thirty Meter Telescope Site Testing V: Seeing and Isoplanatic Angle. *PASP*, 121(884):1151.
- Tokovinin, A., Baumont, S., and Vasquez, J. (2003). Statistics of turbulence profile at Cerro Tololo. *MNRAS*, 340(1):52–58.
- Tokovinin, A., Bustos, E., and Berdja, A. (2010a). Near-ground turbulence profiles from lunar scintillometer. *MNRAS*, 404(3):1186–1196.
- Tokovinin, A., Cantarutti, R., Tighe, R., Schurter, P., Martinez, M., Thomas, S., and van der Blik, N. (2016). SOAR Adaptive Module (SAM): Seeing Improvement with a UV Laser. *PASP*, 128(970):125003.
- Tokovinin, A., Tighe, R., Schurter, P., Cantarutti, R., van der Blik, N., Martinez, M., Mondaca, E., Montané, A., and Naudy Cortés, W. (2010b). SAM sees the light. In *Adaptive Optics Systems II*, volume 7736 of *Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers (SPIE) Conference Series*, page 77363L.
- Tran, N. K., Bulka, E., and Nahon, M. (2015). Quadrotor control in a wind field. In *2015 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, pages 320–328.
- Tyler, G. A. (1994). Bandwidth considerations for tracking through turbulence. *Journal of the Optical Society of America A*, 11(1):358–367.
- Tyson, R. K. (1998). *Principles of adaptive optics*.
- Wizinowich, P. (2012). Progress in laser guide star adaptive optics and lessons learned. In *Adaptive Optics Systems III*, volume 8447, pages 84470D–84470D–14. SPIE 8447.

Apéndice B

Segunda publicación

Resumen

En la actualidad, están surgiendo nuevos planteamientos en aplicaciones ópticas de alta precisión mediante el uso de Drones, especialmente con los conocidos como multirotor. Sin embargo, los efectos de turbulencia óptica generados por estos dispositivos aéreos no se ha entendido en su totalidad completamente. Estos efectos pueden reducir el rendimiento de los instrumentos ópticos que transporta. En este trabajo se presentan las mediciones de la deformación del frente de onda ocasionadas por las fluctuaciones de temperatura y el flujo de aire producido por el sistema de propulsión de un dron. Para llevar a cabo esta tarea, se utilizó un solo brazo de un Hexacopter DJI S800 EVO (dron profesional) y se midió su temperatura de funcionamiento mediante el uso de una cámara infrarroja comercial. La variación de temperatura resultante, entre un sistema de propulsión apagado a temperatura ambiente y uno funcionando a su máximo rendimiento, fue de 34.2 grados centígrados. Posteriormente, se realizaron dos pruebas interferométricas diferentes: el método de Takeda y la técnica de cambio de fase (phase-shifting), utilizando un interferómetro ZYGO. Estas pruebas muestran que la deformación total sobre un frente de onda incidente al flujo de aire de la hélice es inferior a 0.074λ PV y 0.007λ RMS (de un láser HeNe, $\lambda = 633$ nm). Se determinó de este modo, que la turbulencia óptica producida por un sistema de propulsión de drones es muy pequeña y, por lo tanto, despreciable.

Palabras clave: Óptica, Turbulencia Óptica, Instrumentación, Drone Multirotor, Drone.

Optical Engineering

OpticalEngineering.SPIEDigitalLibrary.org

Measurement of the optical turbulence produced by a drone

Raúl Rodríguez García
Luis C. Alvarez Nuñez
Salvador Cuevas

SPIE.

Raúl Rodríguez García, Luis C. Alvarez Nuñez, Salvador Cuevas, "Measurement of the optical turbulence produced by a drone," *Opt. Eng.* **58**(10), 104107 (2019), doi: 10.1117/1.OE.58.10.104107.

Measurement of the optical turbulence produced by a drone

Raúl Rodríguez García,* Luis C. Alvarez Nuñez, and Salvador Cuevas

National Autonomous University of Mexico, Institute of Astronomy, Astronomical Instrumentation, Mexico City, Mexico

Abstract. At present, new approaches for the use of drones in high-precision optical applications are rising, especially with those known as multirotor. However, the optical turbulence effects generated by multirotor drones are not entirely understood. These optical effects can reduce the performance of the optical instruments that they transport. We present measurements of the wavefront deformation generated by the temperature fluctuations and the airflow of a drone's propulsion system. To do so, we used a single arm of a DJI S800 EVO Hexacopter (professional drone) and measured its operating temperature with a commercial infrared camera. The resulting temperature variation, between a switched-off propulsion system at room temperature and one running at its maximum performance, was 34.2°C. Later, we performed two different interferometric tests: Takeda's method and the phase-shifting technique, using a ZYGO interferometer. These tests show that the total deformation over an incident wavefront to the propeller airflow is lower than 0.074 λ PV and 0.007 λ RMS (HeNe laser, $\lambda = 633$ nm). We determine that the optical turbulence produced by a drone propulsion system is negligible. © The Authors. Published by SPIE under a Creative Commons Attribution 4.0 Unported License. Distribution or reproduction of this work in whole or in part requires full attribution of the original publication, including its DOI. [DOI: 10.1117/1.OE.58.10.104107]

Keywords: optics; optical turbulence; instrumentation; multirotor-drone; drone.

Paper 190797 received Jun. 7, 2019; accepted for publication Oct. 2, 2019; published online Oct. 23, 2019.

1 Introduction

The development of multirotor drones has been astounding, and today we can find them in a great variety of scientific applications.¹ The crucial point of this expansion has been the implementation of more robust and precise flight controllers, as well as the improvement of the battery technologies. These have increased drone's maneuverability (even automatically) and flight time, thereby easing their professional use for this sort of application.

Flight performance of multirotor drones has become more stable and accurate.² This development has inspired new applications involving the use of high precision optics, such as in astronomical instrumentation. Here, multirotor drones need to carry a light source that will use as a reference source for astronomical telescopes' applications. An example of these applications can be the maintenance of telescopes, optical telescope characterization,³ or adaptive optics.⁴ In our case, we want to determine the effects of optical turbulence produced by these types of drones in isothermal conditions. This characterization is necessary to validate the implementation of these devices as reference sources for the ground layer turbulence correction in astronomical observatories.⁵ However, the understanding of this phenomenon can also be applied in the fields of aero-optics and free space optical communications.⁶

In optical instrumentation, there are several reasons why an optical system cannot reach its ideal performance. Sometimes inhere in their design and manufacturing parameters, and other times are resulting from external factors such as vibrations, temperature variations of their optomechanical components, and optical turbulence. The latter is produced by random variations in the refractive index of air due to

changes in its density or temperature. These variations result in lower quality of the images obtained by the optical instruments. These variations are common and occur as a natural phenomenon in the atmosphere. This event is called atmospheric turbulence or seeing.

Seeing's effects depend on the interaction of air layers of different temperatures. This interaction produces optical turbulence in the form of randomly moving cells of air with different sizes and refraction indexes. When an incident wavefront refracts through those cells, it distorts. Then, this perturbed wavefront arrives on the input pupil of an optical system and blurs the formed image at the instrument focal plane. The strength of blur depends on the relative size of the cells, the wavelength, and the pupil diameter.

If the size of atmospheric cells is larger than the input pupil diameter, a perfect optical system will produce point spread function (PSF) images determined by the diffraction limit of the pupil. When the size of atmospheric cells is smaller than the pupil diameter, such that the number of encircled cells is bigger than three to four times, the PSF energy will be transferred from the central core to the diffraction rings at a rate of change determined by the velocity displacement of cells over the pupil.

This reasoning can be applied to the air flux produced by a drone propeller and its motor (propulsion system): the mixed layers circulating near a hot motor and the air layers propelled around it could generate optical turbulence. If the temperature difference among the mixed layers is large enough, the size of the cells could affect the wavefront transmitted from a light source placed on the drone.

To determine if a drone propulsion system produces optical turbulence, a first attempt would be numerical modeling of the air layers around the motor. This analysis would require knowing in advance the differences in temperature of the motor and the surrounding air, as well as the parameters of propeller and characteristics of air. We could use a

*Address all correspondence to Raúl Rodríguez García, E-mail: rrodriguez@astro.unam.mx

multiphysics numerical code based on finite element calculations. Nevertheless, the best approach is by measuring the optical turbulence produced by a drone propeller and its motor. That means to measure directly the wavefront distortions using instruments and techniques with enough optical sensitivity.

The purpose of this paper is to determine the optical turbulence produced by a drone's propulsion system. To this end, we conducted three different optical tests: a Schlieren imaging test and two interferometry tests (using the Takeda's method and the phase-shifting technique) under laboratory conditions. These optical tests also provide higher spatial resolution when compared to the Shack–Hartman wavefront analysis. In addition, we measured the temperature of the motor and the surrounding air using a thermal imaging infrared camera. This type of camera provides us the two-dimensional temperature distribution information in a large field of view (FoV), making it possible to observe not only the complete drone's propulsion system but also part of the testing lab.

Section 2 shows the measurements of the increase of temperature of the motor, running at its maximum power, using an infrared camera. Section 3 addresses the analysis of the distribution of turbulent airflow with Schlieren imaging test. Section 4 presents the development of an experiment using two different interferometric tests. This was because the propulsion system generated many vibrations, and we wanted to be sure about the obtained results from this experiment. Finally, we give a summary and our conclusions in Sec. 5.

2 Motor Temperature Variation

To evaluate the change in temperature of drone's propulsion system, we used a single arm of a DJI S800 EVO drone (see Fig. 1). Its features are described as follows:

- Motor: model: DJI-4114 400 Kv (Kv is a parameter used by motor manufacturers to characterize the electromechanical performance of their motors), max power: 500 W.
- Electronic speed controller (ESC): max current: 40 A, operating voltage: 22.2 V.
- Foldable propeller: engineering plastic, size: 15 × 5.2 in.

Usually, the motors of a multirotor drone receive operating signals directly from the drone's flight controller. For the tests and to run one motor independently, we developed an electronic control board to adjust the speed of the propulsion system as required. With this control board, we also



Fig. 1 DJI S800 EVO propulsion system.

monitored the motor electrical parameters (voltage, current, and power) during the experiment.

As mentioned already, it is necessary to have differences in temperature within an air flow to induce a distortion on an incident wavefront. We determined the change of temperature of the drone's propulsion system using an FLIR E8 infrared camera. This camera has the following features: IR resolution: 320 × 240 pixels, FoV: 45 deg × 34 deg, and in each pixel a thermal sensitivity: 0.06°C.⁷ These characteristics allow us to analyze the thermal behavior of the engine and the surrounding air. For example, at one and a half meters away from the target, we observe an equivalent area of 1.5 m × 1 m, enough to frame the 55 cm of the length of drone's propulsion system, and part of the laboratory.

First, using the infrared camera, we measured the temperature of the drone's propulsion system at room temperature when the motor was switched off. Then, we made another measurement after 5 min of motor operation at its maximum speed.

Figure 2 shows two thermal images taken with the infrared camera. The value highlighted on the top left corner of both images represents the temperature of the central spot (spotmeter).⁸ Both thermal images have a uniform colored background around the propulsion system due to the laboratory has a controlled temperature. This condition ensures that the surrounding air has the same temperature. At the moment of conducting the tests, the value of the laboratory thermostat was of 20°C. This value differs slightly from the value obtained with the thermal camera.

It is not unusual to find that, both in addition to the motor and in a separate form, electronic devices used to control and power the propulsion system are other sources of heat. However, in the case of our experiment, these elements are included in the base of the motor (see DJI S-800 User's manual⁹), so the obtained measurements incorporate the total amount of the generated heat. The difference in temperature by the comparison of the spotmeter value from both thermal images is 34.2°C (see Fig. 2) [The lateral bar in both images (values at the right top and bottom corners) show the temperature scale. This bar is auto-adjusting to obtain the best contrast of the image.].

Besides, we can compare the obtained value with the performance of a propulsion system with similar specs on the T-motors company website. We found the data-sheet of the motor model MN4014 400 Kv with a carbon fiber propeller 15 × 5. This motor reaches an operating temperature of 46°C after 10 min of use at its maximum power.¹⁰ This temperature value is consistent with our measurements.

For all subsequent tests, we used the same procedure for the drone's propulsion system operation: we run its motor for 5 min at its maximum speed and then reduce the velocity by half to do the measurements. In this way, we ensure that the increase in temperature of the propulsion system was similar for all the tests. Likewise, for all the tests, the temperature of the laboratory was controlled to 20°C.

3 Distribution of Turbulent Flow

To better understand the distribution of the heated air flux produced by the propulsion system, we performed a Schlieren test. This kind of test has been widely used to study air flux-related problems.¹¹ For this test, we used the largest mirror available in our laboratory (60 cm diameter), since the area

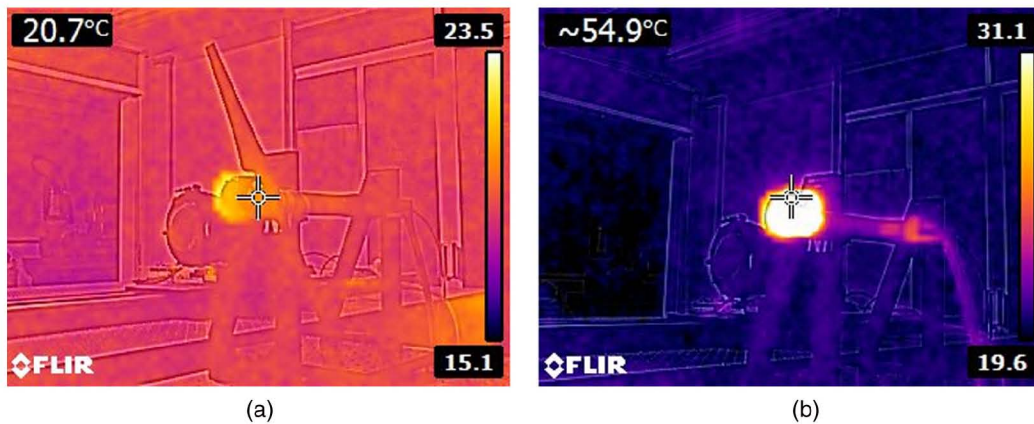


Fig. 2 The increase in temperature of the motor. (a) The thermal image when the motor was off and (b) the thermal image after 5 min of operating the motor at its maximum speed.

covered by the rotating propeller is 40 cm in diameter. In this qualitative test, we ran the motor to its maximum speed for about 5 min, and then we reduced this speed by half to perceive the optical effects of turbulence.

3.1 Schlieren Test Setup

The Schlieren test is a widely known optical technique that makes visible the refractive index fluctuations in transparent media such as the air. At present, we can find several Schlieren configurations and applications for the metrology of several phenomena, including turbulent flows.¹² Moreover, the implementation of this technique has become easier due to the use of modern technologies such as digital cameras and LED lighting.¹³

We implemented the Schlieren test with a double pass coincident setup with a spherical mirror 60 cm of diameter and 4.4 m of focal distance (see Fig. 3). The propulsion system was supported by a metal structure. This structure was placed so that the motor was in front of the mirror at a distance of 50 cm. At this distance, we positioned the propulsion system above and below to the mirror image formed on the camera's CCD (Schlieren test area). This configuration allows the air flux to cross through the total test area. The

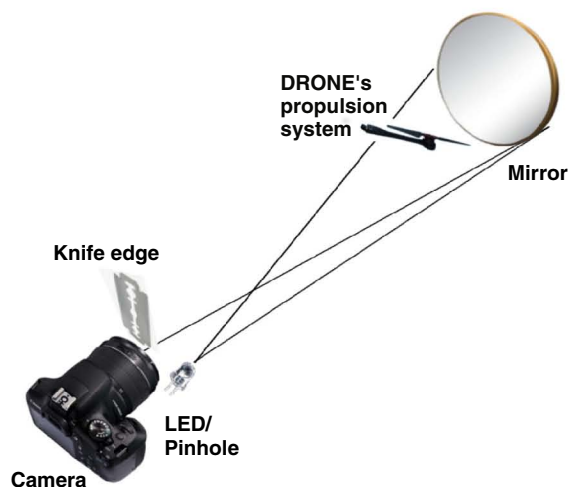


Fig. 3 Setup of the Schlieren test performed to get information on the distribution of the optical turbulent flow.

light source was a circular pinhole 1 mm in diameter illuminated by a white LED (1-W high power). We acquired the images using a Canon T3i camera with a 22.3×14.9 mm CMOS detector and a 50-mm objective lens focused on the motor.

3.2 Results of the Schlieren Test

First, we placed the propulsion system above the test area. In this configuration, the downward air produced by the propellers crossed the entire mirror. Nevertheless, we did not detect any variation (turbulence) in the Schlieren image.

Next, we placed the propulsion system below the test area, under the assumption that the heated air was probably going to move upward. Again, we did not detect any turbulence after running the motor for 5 min. Nonetheless, only when we switched off the motor after conduct this test, the camera registered fluctuations produced by the ascending heated air due to heat exchange with the motor housing and its windings (see Fig. 4).

It was not possible to see optical turbulence using the Schlieren test. Therefore, it was not possible to detect its distribution. These preliminary results led us to infer that the turbulence must be close to the motor. Hence, for the interferometric tests, we decided to place the propulsion system as close as possible to the light beam (see Fig. 5).

4 Wavefront Measurements

This section describes the experiment that we implemented to estimate the optical turbulence produced by the drone's propulsion system. We proposed to use interferometric methods since they are the best ways to detect and quantitatively measure the smallest variations (smaller than $\lambda/10$) of wavefront respect to a reference surface.

To measure wavefront distortions, we did two interferometric tests with the aim to compare and confirm the obtained results. For both tests, we used a 6 in. Fizeau interferometer (ZYGO interferometer) with a high-performance transmission flat ($\lambda/20$). It should be mentioned that the interferometer of our optical laboratory is certified by the National Institute of Standards and Technology (NIST). The first interferometric test was the Fourier interferometric fringe pattern analysis, also known in optics as the Takeda's method.¹⁴ The second test was using the phase-shifting technique made

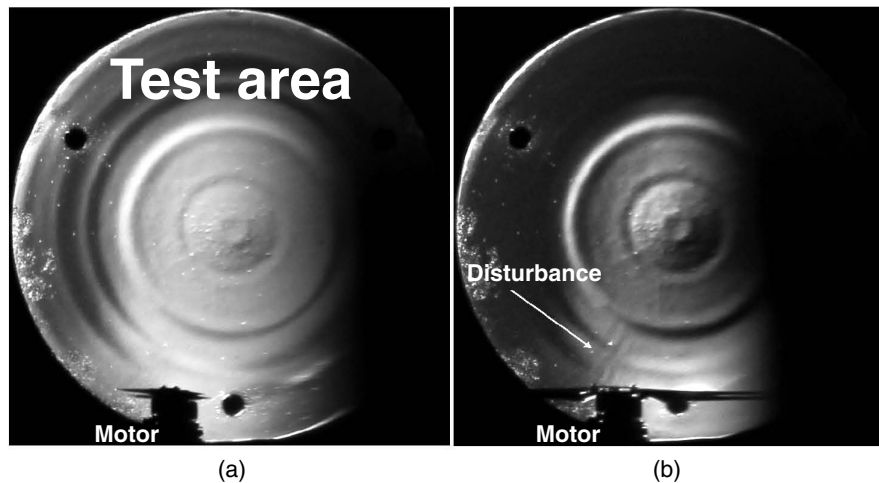


Fig. 4 Schlieren test with (a) an operating motor and (b) the motor turned off. (b) The turbulence produced by the heat of the stopped motor after running for several minutes. The circular patterns are due to defects in the polishing of the mirror.

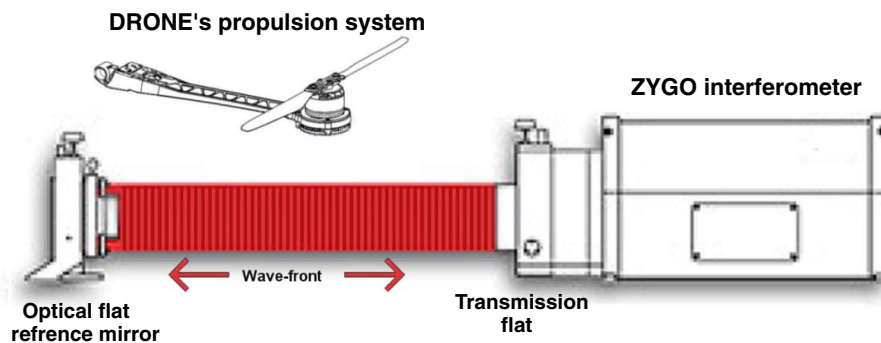


Fig. 5 Interferometric experiment layout.

directly by the ZYGO software. We used MATLAB[®] to process and display the phase maps obtained in both tests. The phases are in units of λ referenced to a He-Ne laser ($\lambda = 633$ nm). Besides, we present the results by means of the root mean square (RMS) and peak to valley (PV) of the wavefront surface with the same units.

In both tests, we ran the motor to its maximum speed for 5 min. Its electrical parameters were: voltage of 21.3 V, current of 19.79 A, and 418 W of power (the maximum specified operating power is 500 W). Next, we reduced the motor speed by half (20.9 V, 5.4 A, and 113 W). Then, we made eight measurements during the next 5 min. This procedure simulates the flight of a drone until it reaches a required operating height, and then maintaining a static flight (hover mode) to perform some task.

4.1 Experiment Setup

In the experiment setup, an external 4 in. flat reference mirror ($\lambda/12$ PV) reflected the light beam from the interferometer by the same optical path. This arrangement allows us to have a reference wavefront. Figure 5 shows a layout of the performed experiment.

With this experimental configuration, any small temperature variation distorts the wavefront in a double pass. This configuration doubles the sensitivity of the experiment. We

placed the drone propulsion system at a distance of 35 cm from the light beam with the rotation axis of the propeller perpendicular to the optical beam direction. The purpose of this was that the heated air crosses the beam of light (see Fig. 6).

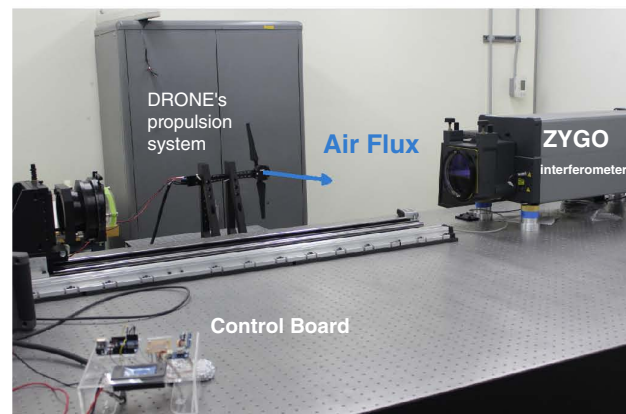


Fig. 6 Experiment setup. The propulsion system was isolated from the optical table, and we operated it by the control board. The propeller was placed laterally directing the hot air flow perpendicular to the interferometer axis (light beam).

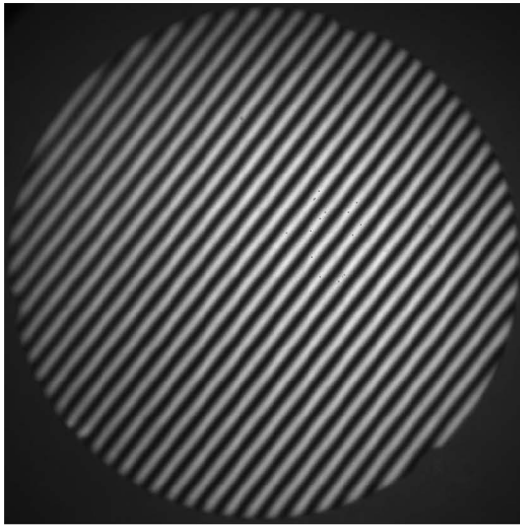


Fig. 7 Interferogram of the reference flat mirror with a small tilt.

4.2 Analysis with the Takeda's Method

The first interferometric test was the Takeda's method due to the fact that the normal operation of the drone's propulsion system produces vibrations. The Takeda's method is very effective in the presence of small mechanical vibrations as it uses only one image from the interference fringe pattern or interferogram to obtain the phase-map information. The interferogram freezes the instantaneous characteristics of the wavefront, including the turbulence effects at this moment.

It is important to have a considerable number of fringes so that the algorithm can work correctly.¹⁵ We modified the number of obtained fringes by small adjustments in the tilt of the external flat reference mirror. Figure 7 shows an example of a fringe pattern obtained for the Takeda's method test.

We implemented the Takeda's method analysis in MATLAB[®], to get the phase-maps from the interferograms. It is worth mentioning that we needed to calibrate our software to get the actual values of PV and RMS from the phase-maps' measurements.

We did the calibration of our software by comparing one of its postprocessed phase-maps with one obtained by a standard measurement of ZYGO interferometer (phase-shifting). Both of them were from the flat reference mirror under the same conditions. In the calibration process, we performed the measurements without the influence of the propulsion system. It is important to highlight that the measurement for calibration must be done in controlled room temperature to avoid the effects of temperature variations such as stress and deformation of the optomechanical systems and the optical turbulence of the air.

Figure 8 shows the phase-maps of the flat reference mirror obtained by the two previously described measurements over the same test area. Figure 8(a) shows the obtained phase-map by ZYGO software. And Fig. 8(b) shows the resulting phase-map of the processing with Takeda's method software. The colors represent the value of the phase in waves (He-Ne laser). Here, the wavefront errors after the calibration were the same, 0.077λ PV and 0.013λ RMS.

For each measurement, we subtracted the phase-map obtained without the influence of the propulsion system (the calibration phase-map) to isolate the turbulence effects in the tests. This subtracted phase-map includes the errors of the flat reference mirror. Therefore, we can consider it as the instrumental error.

We ran the propulsion system for 5 min at its maximum speed and then we reduced this speed by half. Then, we took eight interferograms over the next 5 min to be postprocessed.

Figure 9 shows the results achieved by the implemented software. The min and max values of RMS were 0.005 and 0.006λ , respectively. The mean PV of all the events was 0.067λ ($\lambda/15$) and the mean RMS is 0.056λ , equivalent to a Strehl ratio of 0.998 (using Marechal's formula).

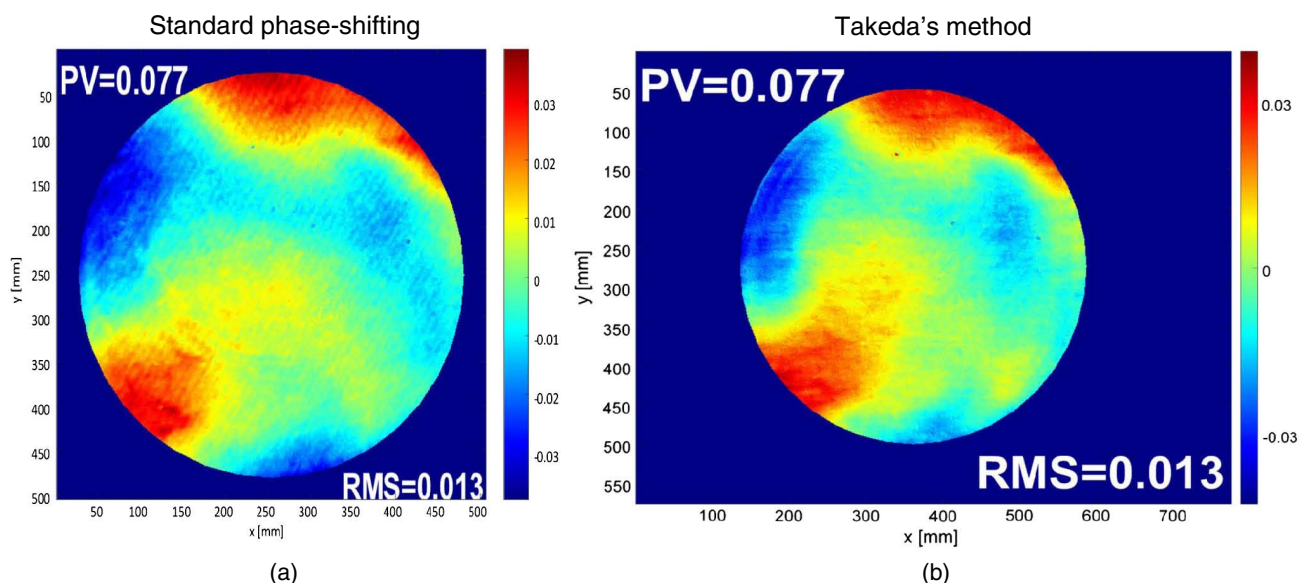


Fig. 8 Comparison of the phase-maps of the flat reference mirror used to calibrate the developed software. (a) A standard ZYGO measurement (phase-shifting) and (b) a measurement with the Takeda's method software after adjusting the values of PV and RMS.

Takeda's method results

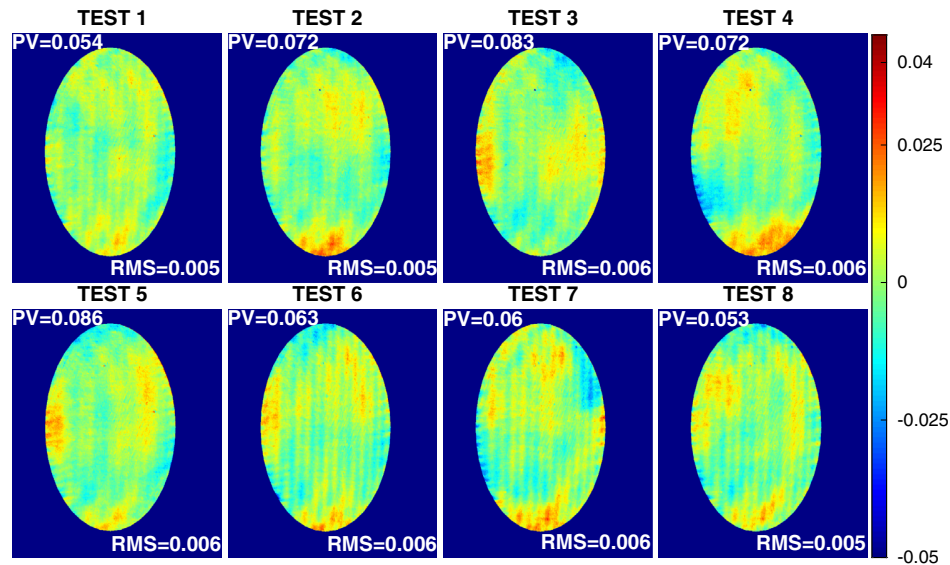


Fig. 9 Experiment phase-maps obtained with the Takeda's method software.

The obtained results using the Takeda's method show random variations between each phase-map. However, the obtained PV values are lower than $\lambda/13$, so we can consider it negligible.

4.3 Analysis with the Phase-Shifting Technique

Complementary to this work, we verified the results obtained by the Takeda's method. To do this, we performed direct interferometric measurements with the ZYGO instrument. However, even though the motor was isolated from the optical table, the propulsion system produced vibrations by the ejected air from the propeller to the optical table. We made standard phase-shifting measurements, but the resulted phase-maps were distorted. Figure 10 shows the distortion of the obtained phase-map. Here, the wavefront errors were of 0.237λ PV and 0.032λ RMS.

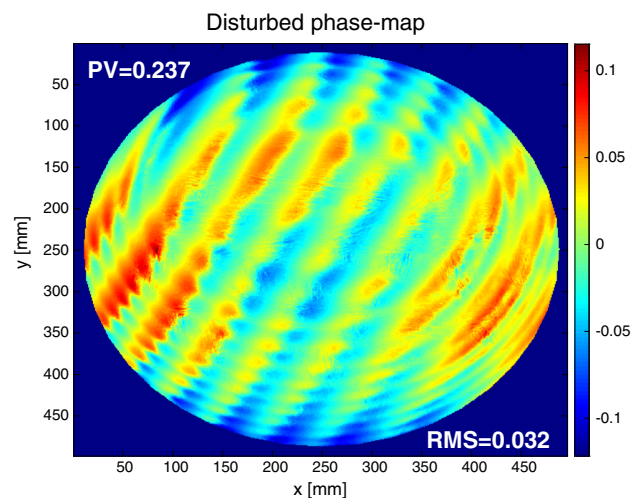


Fig. 10 Phase-map showing the disturbance produced by the vibration of the optical table.

In order to eliminate the effects of vibrations, we modified the acquisition time parameter of the interferometer camera from $2000 \mu\text{s}$ (default value) to $5 \mu\text{s}$. However, when conducting various measurements on the reference flat mirror, we found variations in the resulting phase-maps, even without the influence of the propulsion system. We attributed these variations to the reduction of the signal-to-noise ratio resulting from the reduction of the exposure time.

Similarly to the previous test, we isolated the effects of turbulence subtracting the instrumental error from each of the measurements. In this case, the instrumental error was the average of 10 short exposure phase-maps made with the ZYGO interferometer software. Then, this error was subtracted from each measurement using the ZYGO software.

In Fig. 11, we show the results of the phase-shifting technique measurements. In this case, we have a mean PV of 0.046λ ($\lambda/21$) and min/max RMS values of 0.007 and 0.009λ , respectively, with a mean RMS of 0.007λ , equivalent to a Strehl ratio of 0.998.

The short exposure phase-shifting results show random variations between each phase-map, too. The values of RMS and PV obtained have a magnitude comparable to those obtained with the Takeda's method software. This test confirms that the effects of turbulence are negligible.

5 Summary and Conclusion

We measured the temperature of a drone propulsion system (motor, propeller, and electronics) using an infrared camera. We obtained a difference of 34.2°C after running the propulsion system at its maximum speed for 5 min.

We conducted a Schlieren test to determine the distribution of turbulence flow. In this test, we did not see the optical turbulence. However, we observed optical disturbances produced by the heat of the motor when we switched-off the propulsion system after running the test.

We also conducted two interferometric tests using a ZYGO interferometer: one performed with the postprocessing of interferograms using a Takeda's method software

Phase-shifting results

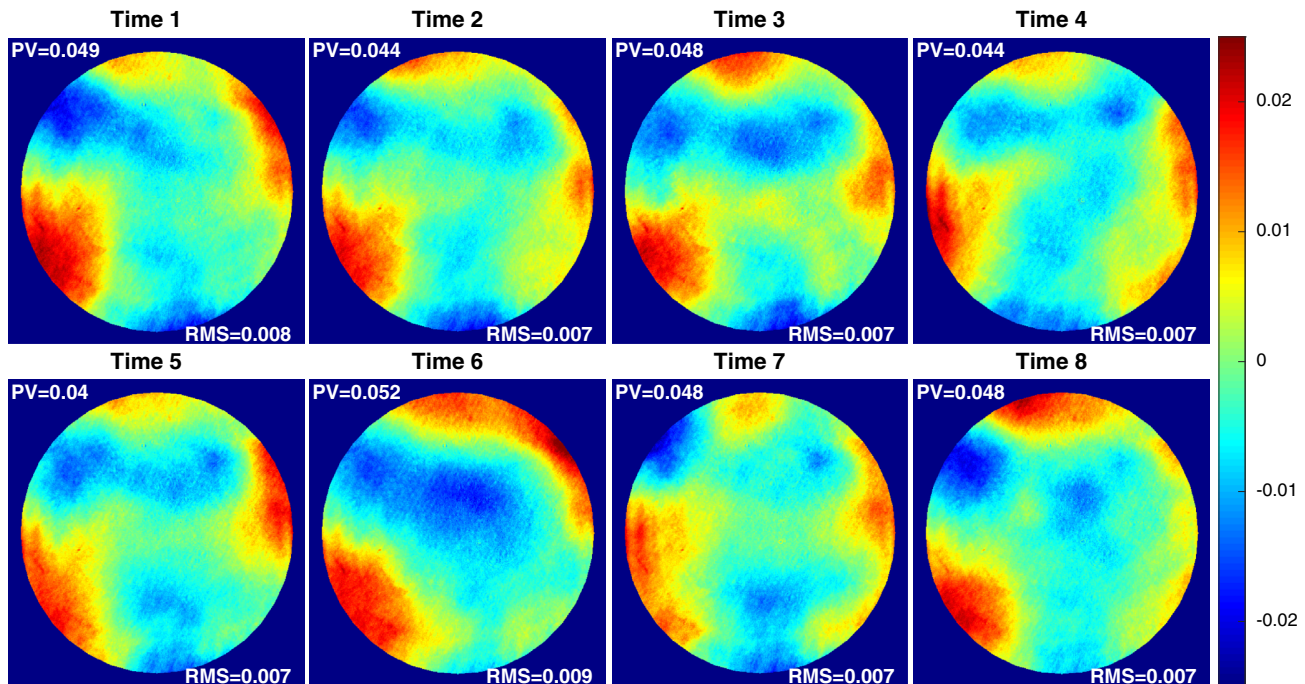


Fig. 11 Experiment phase-maps obtained with the phase-shifting technique with a short exposure time.

and another using the phase shifting technique with a modified acquisition time.

The results of all the tests show random variations between each phase-map. The wavefront errors are under the instrumental error (PV value of $\lambda/13$). The equivalent Strehl ratio obtained from RMS values of the short exposure phase-shifting test and the Takeda's method test is 0.98.

As a result of our experiment, we can affirm that the propulsion system does not produce significant optical turbulence. Therefore, drones can be used in high-precision optical applications.

Acknowledgments

This work was done with the support of Consejo Nacional de Ciencia y Tecnología (CONACYT) student Grant No. 373802 and the PAPIIT UNAM program Grant No. IT101116. The authors are thankful for the facilities offered by the institutions Instituto de Astronomía, UNAM, and SEREPSA, UNAM. We also would like to thank our anonymous referees and Dr. Jorge Fuentes-Fernandez for his detailed review, which improved our manuscript.

References

- C. Kyrkou et al., "Drones: augmenting our quality of life," *IEEE Potentials* **38**(1), 30–36 (2019).
- F. Benassi et al., "Testing accuracy and repeatability of UAV blocks oriented with GNSS-supported aerial triangulation," *Remote Sens.* **9**(2), 172 (2017).
- F. Biondi et al., "Unmanned aerial vehicles in astronomy," *Proc. SPIE* **9912**, 991210 (2016).
- A. G. Basden et al., "Artificial guide stars for adaptive optics using unmanned aerial vehicles," *Mon. Not. R. Astron. Soc.* **477**(2), 2209–2219 (2018).
- R. Rodríguez García and S. Cuevas, "Implementation of MUAV as reference source for glao systems," *Exp. Astron.* (2019).
- M. T. Dabiri, S. M. S. Sadough, and M. A. Khalighi, "Channel modeling and parameter optimization for hovering UAV-based free-space optical links," *IEEE J. Sel. Areas Commun.* **36**, 2104–2113 (2018).
- FLIR, "FLIR E8" support information," <https://www.flir.com/support/products/e8#Resources> (accessed 2019-09-03).
- FLIR, "FLIR EX series user manual," https://www.flir.com/global-assets/imported-assets/document/t559828_en-us_a4.pdf (accessed: 2019-09-03).
- DJI, "Spreading wings S800 EVO user manual," http://dl.djicdn.com/downloads/s800evo/en/S800_EVO_User_Manual_v1.10_en.pdf (accessed 2018-10-11).
- T-Motor, "MN4014 KV400" specifications tab," <http://store-en.tmotor.com/goods.php?id=348> (accessed 2018-12-02).
- G. S. Settles and E. B. Hackett, "Full-scale Schlieren flow visualization," in *Intl. Symp. Flow Visual.*, pp. 2–13 (1995).
- G. S. Settles, *Schlieren and Shadowgraph Techniques: Visualizing Phenomena in Transport Media*, Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg (2001).
- G. S. Settles and M. J. Hargather, "A review of recent developments in Schlieren and shadowgraph techniques," *Meas. Sci. Technol.* **28**, 042001 (2017).
- M. Takeda, H. Ina, and S. Kobayashi, "Fourier-transform method of fringe-pattern analysis for computer-based topography and interferometry," *J. Opt. Soc. Am.* **72**(1), 156 (1982).
- W. W. Macy, "Two-dimensional fringe-pattern analysis," *Appl. Opt.* **22**, 3898–3901 (1983).

Raúl Rodríguez García received his BE in mechatronics and MSEE in instrumentation from the Universidad Nacional Autónoma de México (UNAM). He has developed optical instruments applied to astronomical instrumentation at Instituto de Astronomía (IA), UNAM. He worked on the manufacture of the optical components of the FRIDA instrument, a collaboration project between the IA-UNAM and the Instituto de Astrofísica de Canarias. He is currently studying innovative applications of drones for astronomical instrumentation.

Luis C. Álvarez Nuñez studied electronics engineering at the Technological Institute of Durango, Mexico; later, he completed his masters and PhD studies at Centro de Investigaciones en Óptica in Guanajuato, Mexico, in the area of optical engineering. He participated in the first ISCAI2009 Advanced Instrumentation school in the Canary Islands, Spain, working on the M5 mirror control system for the E-ELT at the company NTE-SENER, in Barcelona, Spain.

He is currently working in the development of optical instruments at IA, UNAM.

Salvador Cuevas received his BSc degree in physics from UNAM, an optical engineer's degree from Ecole Supérieure d'Optique/ Institut d'Optique Graduate School, France, and his PhD from the

Université Paris-Sud, France. He has been involved on astronomical instrumentation projects for 30 years in Mexico, where he has strongly contributed to form an astronomical instrumentation engineering group at IA, UNAM. He is the author of more than 20 refereed papers and 90 SPIE technical papers and has been MSc and PhD advisor of over 20 students.

Bibliografía

- Ageorges, Nancy and Christopher Dainty (2013). *Laser Guide Star Adaptive Optics for Astronomy*. Vol. 551. Springer Science & Business Media.
- Allen, C. W. (1973). *Astrophysical quantities*.
- Andrews, Larry C. (2002). *Field Guide to Atmospheric Optics*. Ed. by John E. Greivenkamp. SPIE.
- Assémat, F., E. Gendron, and F. Hammer (2007). "The FALCON concept: multi-object adaptive optics and atmospheric tomography for integral field spectroscopy – principles and performance on an 8-m telescope". In: *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society* 376.1, pp. 287–312.
- Avila, R., I. Cruz-González, and M. Tapia (2003). "Workshop summary: San Pedro Mártir: Astronomical Site Evaluation". In: *Revista Mexicana de Astronomía y Astrofísica Conference Series*. Ed. by I. Cruz-Gonzalez, R. Avila, and M. Tapia. Vol. 19. Revista Mexicana de Astronomía y Astrofísica Conference Series, pp. 121–124.
- Avila, R. et al. (2008). "LOLAS: an optical turbulence profiler in the atmospheric boundary layer with extreme altitude-resolution". In: *Mon. Not. Roy. Astron. Soc.* 387, p. 1511. DOI: [10.1111/j.1365-2966.2008.13386.x](https://doi.org/10.1111/j.1365-2966.2008.13386.x). arXiv: 0805.4784 [astro-ph].
- Avila, R. et al. (2011). "Recalibrated turbulence profiles at San Pedro Mártir". In: *Revista Mexicana de Astronomía y Astrofísica* 47, pp. 75–82.
- Avila, Remy, Jean Vernin, and Salvador Cuevas (1998). "Turbulence Profiles with Generalized Scidar at San Pedro Mártir Observatory and Isoplanatism Studies". English. In: *Publications of the Astronomical Society of the Pacific* 110.751, pp. 1106–1116. ISSN: 00046280. URL: <http://www.jstor.org/stable/10.1086/316228>.
- Avilés Urbiola, José Luis (2010). "Desarrollo y explotación de un instrumento para la medición de perfiles de turbulencia óptica en el primer km de altura con alta resolución vertical". PhD thesis. Instituto Nacional de Astrofísica, Óptica y Electrónica.
- Baranec, Christoph (2014). *Ground-Layer Adaptive Optics*. URL: http://ifa.hawaii.edu/~baranec/publications/Baranec_GLAO_2014.pdf.
- Basden, A. G. et al. (2018). "Artificial guide stars for adaptive optics using unmanned aerial vehicles". In: *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society* 477.2, pp. 2209–2219. ISSN: 13652966. DOI: [10.1093/mnras/sty790](https://doi.org/10.1093/mnras/sty790). arXiv: 1803.08945.
- Bäumel, Julia (2013). "Measurement of the Optical Properties of the Auger Fluorescence Telescopes". In: *Proc. of the 33rd International Cosmic Ray Conference Measurement of the Optical Properties of the Auger Fluorescence Telescopes*. Pp. 806–809.
- Bing, L. et al. (2015). "Three-dimensional gas distribution mapping with a micro-drone". In: *2015 34th Chinese Control Conference (CCC)*, pp. 6011–6015. DOI: [10.1109/ChiCC.2015.7260580](https://doi.org/10.1109/ChiCC.2015.7260580).
- Biondi, Federico et al. (2016). "Unmanned aerial vehicles in astronomy". In: *SPIE* 9912, p. 991210. ISSN: 1996756X.
- Castro, Jesus Aceituno (2009). "Prototipo para un sistema de óptica adaptativa basado en un espejo deformable de membrana para aplicación astronómica". PhD thesis. Universidad de Granada.
- Chang, Chihway et al. (2015). "Beam calibration of radio telescopes with drones". In: *PUBLICATIONS OF THE ASTRONOMICAL SOCIETY OF THE PACIFIC* 127, pp. 1131–1143. ISSN: 00046280.

- Dikmen, Serkan (2016). "Development of Star Tracker Attitude and Position Determination System for Spacecraft Maneuvering and Docking Facility". MA thesis. Julius-Maximilians-University Würzburg.
- DJI (2015). <http://www.dji.com/product/inspire-1/spec>. Tech. rep. Webpage.
- Eisenblaetter, Lars et al. (2014). "Adaptable illumination and calibration of a high-gain antenna for cosmic ray air-shower experiments". In: *AIP Conference Proceedings*.
- Foy, R. and A. Labeyrie (1985). "Feasibility of adaptive telescope with laser probe". In: *Astronomy and Astrophysics* 152.2, pp. L29–L31.
- Guan, X. and H. Bai (2012). "A GPU accelerated real-time self-contained visual navigation system for UAVs". In: *2012 IEEE International Conference on Information and Automation*, pp. 578–581. DOI: [10.1109/ICInfA.2012.6246879](https://doi.org/10.1109/ICInfA.2012.6246879).
- Gulmammadov, F. (2009). "Analysis, modeling and compensation of bias drift in MEMS inertial sensors". In: *2009 4th International Conference on Recent Advances in Space Technologies*, pp. 591–596. DOI: [10.1109/RAST.2009.5158260](https://doi.org/10.1109/RAST.2009.5158260).
- Gupte, Shweta, Paul Infant Teenu Mohandas, and James M. Conrad (2012). "A survey of quadrotor unmanned aerial vehicles". In: *Conference Proceedings - IEEE SOUTHEASTCON*, pp. 1–6. ISSN: 07347502. DOI: [10.1109/SECon.2012.6196930](https://doi.org/10.1109/SECon.2012.6196930).
- Hardy, John W. (1998). *Adaptive Optics for Astronomical Telescopes*. Oxford University Press.
- Hausman, K. et al. (2016). "Self-calibrating multi-sensor fusion with probabilistic measurement validation for seamless sensor switching on a UAV". In: *2016 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, pp. 4289–4296. DOI: [10.1109/ICRA.2016.7487626](https://doi.org/10.1109/ICRA.2016.7487626).
- Hickson, Paul (2008). "Fundamentals of Atmospheric and Adaptive Optics". In: *Lecture Script*.
- Hickson, Paul et al. (2010). "Boundary layer seeing measurements in the Canadian High Arctic". In: vol. 7733. DOI: [10.1117/12.857409](https://doi.org/10.1117/12.857409). URL: <https://doi.org/10.1117/12.857409>.
- Jang, J. T. et al. (2015). "Trajectory generation with piecewise constant acceleration and tracking control of a quadcopter". In: *2015 IEEE International Conference on Industrial Technology (ICIT)*, pp. 530–535. DOI: [10.1109/ICIT.2015.7125153](https://doi.org/10.1109/ICIT.2015.7125153).
- Joubert, Niels et al. (2016). "Towards a Drone Cinematographer: Guiding Quadrotor Cameras using Visual Composition Principles". In: *arXiv e-prints*, arXiv:1610.01691, arXiv:1610.01691. arXiv: [1610.01691 \[cs.GR\]](https://arxiv.org/abs/1610.01691).
- Kagawa, Toshinori et al. (2018). "A study on latency-guaranteed multi-hop wireless communication system for control of robots and drones". In: *International Symposium on Wireless Personal Multimedia Communications, WPMC 2017-December*, pp. 417–421. ISSN: 13476890. DOI: [10.1109/WPMC.2017.8301849](https://doi.org/10.1109/WPMC.2017.8301849).
- Kanellakis, Christoforos and George Nikolakopoulos (2017). "Survey on Computer Vision for UAVs: Current Developments and Trends". In: *Journal of Intelligent & Robotic Systems* 87.1, pp. 141–168.
- Lera Acedo, E. de et al. (2018). "SKA aperture array verification system: electromagnetic modeling and beam pattern measurements using a micro UAV". In: *Experimental Astronomy* 45.1, pp. 1–20. ISSN: 1572-9508. DOI: [10.1007/s10686-017-9566-x](https://doi.org/10.1007/s10686-017-9566-x). URL: <https://doi.org/10.1007/s10686-017-9566-x>.
- Lloyd-Hart, M. et al. (1995). "Adaptive Optics Experiments Using Sodium Laser Guide Stars". In: *Astrophysical Journal* 439, p. 455. DOI: [10.1086/175187](https://doi.org/10.1086/175187).
- Macy, William W. (1983). "Two-dimensional fringe-pattern analysis". In: *Appl. Opt.* 22.23, pp. 3898–3901. DOI: [10.1364/AO.22.003898](https://doi.org/10.1364/AO.22.003898). URL: <http://ao.osa.org/abstract.cfm?URI=ao-22-23-3898>.
- Matheus, L. E. M. et al. (2019). "Visible Light Communication: Concepts, Applications and Challenges". In: *IEEE Communications Surveys Tutorials*, pp. 1–1. ISSN: 1553-877X. DOI: [10.1109/COMST.2019.2913348](https://doi.org/10.1109/COMST.2019.2913348).
- Matthews, N. J. (2013). "Progress Towards a Cross-Calibration of the Auger and Telescope Array Fluorescence Telescopes via an Air-borne Light Source". In: *Proc. of the 33rd International Cosmic Ray Conference Measurement of the Optical Properties of the Auger Fluorescence Telescopes*. Pp. 3–6.

- Mohamed-Ismail, M. and M. Mohamed-Sathik (2015). "A Study on atmospheric turbulence with Shearing Interferometer wavefront sensor". In: *International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology*.
- Morris, T. J. (2005). "An experimental Rayleigh laser guide star ground layer adaptive optics system for the William Herschel telescope". PhD thesis. Durham University.
- Oya, Shin (2015). "Ground-layer turbulence evaluation project at Subaru Telescope". In: *Journal of Physics: Conference Series* 595.1, p. 012024. URL: <http://stacks.iop.org/1742-6596/595/i=1/a=012024>.
- Quirrenbach, Andreas (2002). "The Effects of Atmospheric Turbulence on Astronomical Observations". In: *Adaptive Optics for Vision Science and Astronomy*.
- Razinkova, A., I. Gaponov, and H. Cho (2014). "Adaptive control over quadcopter UAV under disturbances". In: *2014 14th International Conference on Control, Automation and Systems (ICCAS 2014)*, pp. 386–390. DOI: [10.1109/ICCAS.2014.6988027](https://doi.org/10.1109/ICCAS.2014.6988027).
- Rigaut, F. (2002). "Beyond Conventional Adaptive Optics". In: in *ESO Conference Proceedings* 58, ed. E. Vernet et al. (Garching: ESO), 11.
- Rigaut, François (2015). "Astronomical Adaptive Optics". In: *Publications of the Astronomical Society of the Pacific* 127.958, p. 1197. URL: <http://stacks.iop.org/1538-3873/127/i=958/a=1197>.
- Roddier, F. (1981). "The effects of atmospheric turbulence in optical astronomy". In: *Progress in Optics* 19, pp. 281–376. DOI: [10.1016/S0079-6638\(08\)70204-X](https://doi.org/10.1016/S0079-6638(08)70204-X).
- Roddier, Francois (1999). *Adaptive Optics in Astronomy*. Cambridge University Press.
- Roddier, Nicolas A. (1990). "Atmospheric wavefront simulation using Zernike polynomials". In: *Optical Engineering* 29.10, p. 1174. ISSN: 00913286. DOI: [10.1117/12.55712](https://doi.org/10.1117/12.55712).
- Rodríguez García, Raúl and Salvador Cuevas (2019). "Implementation of MUAV as reference source for GLAO systems". In: *Experimental Astronomy*. ISSN: 1572-9508. DOI: [10.1007/s10686-019-09635-x](https://doi.org/10.1007/s10686-019-09635-x). URL: <https://doi.org/10.1007/s10686-019-09635-x>.
- Rodríguez García, Raúl, Luis C. Alvarez Nuñez, and Salvador Cuevas (2019). "Measurement of the optical turbulence produced by a drone". In: *Optical Engineering* 58.10, pp. 1–8. DOI: [10.1117/1.OE.58.10.104107](https://doi.org/10.1117/1.OE.58.10.104107). URL: <https://doi.org/10.1117/1.OE.58.10.104107>.
- Sa, Inkyu et al. (2017). "Dynamic System Identification, and Control for a cost effective open-source VTOL MAV". In: *arXiv e-prints*, arXiv:1701.08623, arXiv:1701.08623. arXiv: [1701.08623 \[cs.RO\]](https://arxiv.org/abs/1701.08623).
- Sánchez, L. J. et al. (2015). "New generation LOLAS: Redesign of an Optical Turbulence Profiler with High Altitude-Resolution". In: *Journal of Physics Conference Series*. Vol. 595, p. 012031. DOI: [10.1088/1742-6596/595/1/012031](https://doi.org/10.1088/1742-6596/595/1/012031).
- Settles, G. S. (1995). "Full-Scale Schlieren Flow Visualization". In: *The 7th International Symposium on Flow Visualization, 1995*. 9. URL: <https://ci.nii.ac.jp/naid/10021904862/en/>.
- Sheffield, The University of (2014). *Astronomical Techniques*. URL: <http://slittlefair.staff.shef.ac.uk/teaching/phy217/lectures/telescopes/L10/index.html#figure56>.
- Shi, D. et al. (2017). "A Practical Performance Evaluation Method for Electric Multicopters". In: *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics* 22.3, pp. 1337–1348. ISSN: 1083-4435. DOI: [10.1109/TMECH.2017.2675913](https://doi.org/10.1109/TMECH.2017.2675913).
- Skidmore, W. et al. (2009). "Thirty Meter Telescope Site Testing V: Seeing and Isoplanatic Angle". In: *Publications of the Astronomical Society of the Pacific* 121, pp. 1151–1166.
- Suraj Gupta, Mangesh Ghonge, Jawandhiya P. M. (2013). "Overview of Unmanned Aircraft Systems". In: *International Journal of Advanced Research in Computer Engineering & Technology (IJARCET)* 2.4, pp. 1–23. DOI: [10.2514/5.9781600868443.0001.0023](https://doi.org/10.2514/5.9781600868443.0001.0023).
- Sánchez, L J et al. (2015). "New generation LOLAS: Redesign of an Optical Turbulence Profiler with High Altitude-Resolution". In: *Journal of Physics: Conference Series* 595.1, p. 012031. URL: <http://stacks.iop.org/1742-6596/595/i=1/a=012031>.

- Takeda, Mitsuo, Hideki Ina, and Seiji Kobayashi (1982). "Fourier-transform method of fringe-pattern analysis for computer-based topography and interferometry". In: *J. Opt. Soc. Am.* 72.1, pp. 156–160. DOI: [10.1364/JOSA.72.000156](https://doi.org/10.1364/JOSA.72.000156). URL: <http://www.osapublishing.org/abstract.cfm?URI=josa-72-1-156>.
- Tatarski, V. I., R. A. Silverman, and Nicholas Chako (1961). "Wave Propagation in a Turbulent Medium". In: *Physics Today* 14.12, p. 46. DOI: [10.1063/1.3057286](https://doi.org/10.1063/1.3057286).
- Thomas, S. et al. (2006). "Comparison of centroid computation algorithms in a Shack–Hartmann sensor". In: *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society* 371.1, pp. 323–336. DOI: [10.1111/j.1365-2966.2006.10661.x](https://doi.org/10.1111/j.1365-2966.2006.10661.x). eprint: <http://mnras.oxfordjournals.org/content/371/1/323.full.pdf+html>. URL: <http://mnras.oxfordjournals.org/content/371/1/323.abstract>.
- Tokovinin, A. (2004). "Seeing Improvement with Ground-Layer Adaptive Optics". In: *Publications of the Astronomical Society of the Pacific* 116.824, pp. 941–951. DOI: [10.1086/424805](https://doi.org/10.1086/424805).
- Tokovinin, A., E. Bustos, and A. Berdja (2010). "Near-ground turbulence profiles from lunar scintillometer". In: *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society* 404.3, pp. 1186–1196. ISSN: 0035-8711. DOI: [10.1111/j.1365-2966.2010.16367.x](https://doi.org/10.1111/j.1365-2966.2010.16367.x). eprint: <http://oup.prod.sis.lan/mnras/article-pdf/404/3/1186/18691965/mnras0404-1186.pdf>. URL: <https://doi.org/10.1111/j.1365-2966.2010.16367.x>.
- Tokovinin, Andrei (2001). *Adaptive optics tutorial at CTIO*. URL: <http://www.ctio.noao.edu/~atokovin/tutorial/intro.html>.
- Tokovinin, Andrei et al. (2008). "SAM: a facility GLAO instrument". In: vol. 7015, pp. 70154C–70154C–11. DOI: [10.1117/12.788015](https://doi.org/10.1117/12.788015). URL: <http://dx.doi.org/10.1117/12.788015>.
- Tokovinin, Andrei et al. (2010). "SAM sees the light". In: vol. 7736. DOI: [10.1117/12.856407](https://doi.org/10.1117/12.856407). URL: <https://doi.org/10.1117/12.856407>.
- Tran, N. K., E. Bulka, and M. Nahon (2015). "Quadrotor control in a wind field". In: *2015 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, pp. 320–328. DOI: [10.1109/ICUAS.2015.7152306](https://doi.org/10.1109/ICUAS.2015.7152306).
- Tyler, Glenn A. (1994). "Rapid evaluation of d0: the effective diameter of a laser-guide-star adaptive-optics system". In: *J. Opt. Soc. Am. A* 11.1, pp. 325–338. DOI: [10.1364/JOSAA.11.000325](https://doi.org/10.1364/JOSAA.11.000325). URL: <http://josaa.osa.org/abstract.cfm?URI=josaa-11-1-325>.
- Tyson, R.K. (2012). *Field Guide to Adaptive Optics*. Spie Field Guide. SPIE Press; 2 edition (April 13, 2012). ISBN: 0819490172. URL: <http://spie.org/Publications/Book/923078>.
- Tyson, Robert K. (1991). "Chapter 2 - Sources of Aberrations". In: *Principles of Adaptive Optics*. Ed. by Robert K. Tyson. Academic Press, pp. 25–52. ISBN: 978-0-12-705900-6. DOI: <https://doi.org/10.1016/B978-0-12-705900-6.50006-9>. URL: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/B9780127059006500069>.
- (2000). *Introduction to adaptive optics*. SPIE Press.
- Viard, Elise, Miska Le Louarn, and Norbert Hubin (2002). "Adaptive optics with four laser guide stars: correction of the cone effect in large telescopes". In: *Appl. Opt.* 41.1, pp. 11–20. DOI: [10.1364/AO.41.000011](https://doi.org/10.1364/AO.41.000011). URL: <http://ao.osa.org/abstract.cfm?URI=ao-41-1-11>.
- Wizinowich, Peter (2013). *Upgrading the laser-guide-star system at the Keck II telescope*. SPIE News.
- Yang, Hyunsoo et al. (2017). "Multi-rotor drone tutorial: systems, mechanics, control and state estimation". In: *Intelligent Service Robotics* 10.2, pp. 79–93. ISSN: 1861-2784. DOI: [10.1007/s11370-017-0224-y](https://doi.org/10.1007/s11370-017-0224-y). URL: <https://doi.org/10.1007/s11370-017-0224-y>.
- Yoon, Seokkwan et al. (2017). "Computational Aerodynamic Modeling of Small Quadcopter Vehicles". In: *Proceedings of the AHS International 73rd Annual Forum*, pp. 1–16. ISSN: 15522938. URL: [https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20170010363{_}0Ahttps://rotorcraft.arc.nasa.gov/Publications/files/73{_}2017{_}0015.pdf](https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20170010363%0Ahttps://rotorcraft.arc.nasa.gov/Publications/files/73{_}2017{_}0015.pdf).