



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO

**PROGRAMA DE MAESTRÍA Y DOCTORADO EN
INGENIERÍA**

FACULTAD DE INGENIERÍA

**SENSORES ÓPTICOS PARA MEDICIÓN DE CANTIDAD
DE PROPELENTE EN SATÉLITES DE COMUNICACIONES**

T E S I S

QUE PARA OPTAR POR EL GRADO DE:

DOCTOR EN INGENIERÍA

INGENIERÍA ELÉCTRICA – CAMPO TELECOMUNICACIONES

P R E S E N T A

HEIDY BEATRIZ MEJÍA DEL PUERTO

DIRIGIDA POR

DR. SERGEI KHOTIAINTSEV (TUTOR PRINCIPAL)

DR. RAMÓN GUTIÉRREZ CASTREJÓN

DR. OLEKSANDR MARTYNYUK



CIUDAD UNIVERSITARIA, 2010.



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. Oleksandr Martynyuk

Secretario: Dr. Ramón Gutiérrez Castrejón

Vocal: Dr. Sergei Khotiaintsev

1er. Suplente: Dr. Ricardo Hernández Pérez

2do. Suplente: Dr. Esaú Vicente Vivas

Lugar o lugares donde se realizó la tesis:

México, Distrito Federal

TUTOR DE TESIS:

Dr. Sergei Khotiaintsev

FIRMA

DEDICATORIA

A mis papás y mi hermano, que siempre han estado a mi lado y me han apoyado para salir adelante aún en los momentos más difíciles. Por estar ahí cuando los he necesitado y me han ayudado en todos los sentidos.

Al Dr. Sergei, por haber confiado en mí, por su paciencia, comprensión y por todo lo que me ha enseñado desde la licenciatura.

AGRADECIMIENTOS

Primero y antes que nada, dar gracias a Dios, por permitirme llegar hasta este momento tan importante de mi vida y lograr otra meta más en mi carrera y por haber puesto en mi camino a todas aquellas personas que han sido mi soporte y compañía durante estos cuatro años y medio del Doctorado.

A mis papás, Betty y Julio, por su gran cariño, por darme todo lo que soy, mis valores y educación. Por creer en mis locuras y enseñarme a ser perseverante y animarme a seguir adelante. Por aguantar mis ratos de estrés y siempre ayudarme en todo lo que han podido.

A mi hermano Beto, por aguantarme, ser mi amigo y cómplice, darme ánimos y estar ahí para escucharme y apoyarme cuando lo necesito.

Al Dr. Sergei que ha confiado en mí, que ha sido un gran maestro y tutor. Por toda la paciencia que ha tenido durante todo este largo trayecto.

A mis tutores, el Dr. Ramón y el Dr. Oleksandr y mis sinodales, el Dr. Esaú y el Dr. Ricardo, por su tiempo, consejos y enseñanzas.

A todos los profesores, ya que me han dejado grandes conocimientos durante mis estudios.

A mis compañeros y grandes amigos, Luis, Bernabé, Noel y Esteban, que con su gran amistad, consejos, momentos divertidos y ayuda me han aportado mucho para seguir adelante.

A Selene, por ser mi asesora, compañera y amiga. Por haber estado en el lab aún cuando sólo era por mi trabajo.

A Beto y Alfredo, que también me ayudaron en el lab y que, junto con Selene, me hicieron los ratos de trabajo más amenos.

A Martín, que llegó a mi vida en los últimos meses de este trabajo, escuchándome, dándome alegría, tranquilidad y cariño en los momentos que lo he necesitado.

En Satmex, al Lic. Miguel, a David y Ricardo, que me permitieron seguir con mi sueño, dándome las facilidades para poder seguir estudiando.

A mi abuelita Conchita, mis tíos, primos, amigos y compañeros que se han preocupado por mí y mis proyectos y que me han alentado a seguir adelante.

Agradezco el apoyo brindado por la Dirección de Asuntos del Personal Académico de la UNAM a través del proyecto PAPIIT IN114109 y apoyo del CONACYT a través del proyecto de investigación científica 026106.

Heidy Bethinna.

RESUMEN

Se presentan los resultados de la investigación científica teórica y experimental de los sensores ópticos refractométricos de elemento transductor semiesférico. Este sensor se propone para el uso en subsistemas de propulsión de satélites de comunicaciones. Se considera un rango de propelentes desde la monometil hidracina hasta el hidrógeno líquido. La monometil hidracina tiene el índice de refracción más alto y el hidrógeno líquido posee el índice de refracción más bajo entre los propelentes utilizados en la tecnología espacial. Las aplicaciones específicas de los presentes sensores son: 1) Detección de interfaz entre el propelente y el gas presurizante en tanques a bordo de satélites, 2) Detección de burbujas de gas en flujo de propelente en las tuberías, para prevenir que éstas entren en los impulsores y 3) Medición de interfaz entre el propelente y el gas presurizante y detección de burbujas de gas en flujo de propelente en varios elementos de las instalaciones terrestres.

Se realizó el análisis teórico de las características refractométricas del sensor a través de modelado matemático y trazado de rayos. Se encontraron los parámetros óptimos del sensor, los cuales fueron utilizados en la fabricación de las muestras del mismo. Se realizó un estudio experimental del funcionamiento de los sensores refractométricos de elemento detector semiesférico en la detección de interfaz entre un líquido y el gas y en la detección de burbujas de gas en el flujo de líquido en tuberías. Los resultados obtenidos en este trabajo demuestran la viabilidad de la utilización de este sensor en la medición de propelente en tanques y en la detección de burbujas de gas en el flujo de propelente en tuberías, con la ventaja de una mayor precisión, menor masa y volumen, y la inmunidad a las interferencias electromagnéticas, en comparación con los sensores tradicionales.

Abstract

We present the results of the theoretical and experimental study of optical refractometric sensors with hemispherical detection element. The sensor is intended for use in propulsion subsystems of communications satellites. We consider a range of propellants of different refractive index: from the monomethyl hydrazine to liquid hydrogen. The monomethyl hydrazine has the largest refractive index while the liquid hydrogen has the smallest refractive index among the propellants employed in space technology. We address the following specific applications: 1) Detection of gas-propellant interface in tanks in a satellite, 2. Detection of gas bubbles in propellant flow in pipes, in order to prevent the bubbles entering to the thrusters and 3) Measurement of gas-propellant interface and detection of gas bubbles in the propellant pipes in different elements of terrestrial installations.

We performed a theoretical analysis of the refractometric characteristics of the sensor elements by means of the mathematical modeling and numerical ray-tracing. We found the optimum parameters of the sensors, which we used in the manufacturing of the experimental samples of the sensors. We studied experimentally the performance of the refractometric sensors with hemispherical detection element when measuring the gas-liquid interface and also when detecting the gas bubbles in liquid flow in pipes. The results of this work demonstrate the possibility of using this sensor for measuring the propellant in tanks and detecting the gas bubbles in propellant flow in pipes. The advantages of this sensor over the traditional sensors consist in its better precision, smaller mass and volume, and immunity to electromagnetic interference.

INDICE

INTRODUCCIÓN	i
i. OBJETIVOS	ii
ii. METODOLOGÍA	iii
iii. DESCRIPCIÓN DE CONTENIDO.....	iv
CAPITULO 1.PROBLEMAS ACTUALES EN EL DISEÑO Y OPERACIÓN SATELITAL	
1.1 Introducción	1-1
1.2 Problemas actuales en el diseño y operación satelital...	1-1
1.2.1 Subsistemas de un satélite	1-1
1.2.2 Historia de las fallas reportadas en los subsistemas de satélites...	1-2
1.3 Conclusiones	1-11
CAPITULO 2.RETOS EN EL DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE LOS SISTEMAS DE PROPULSIÓN DE COHETES Y NAVES ESPACIALES	
2.1 Introducción	2-1
2.2 Características de propelentes y sus implicaciones...	2-3
2.3 Tipos de tanques para sistemas de propulsión satelital...	2-7
2.4 Sistema de medición de propelente y métodos de cálculo de propelente remanente	2-13
2.5 Principales tipos de sensores para el sistema de medición de propelente...	2-18
2.6 Conclusiones	2-22
CAPITULO 3.IDENTIFICACIÓN DE OPORTUNIDADES PARA LOS SENSORES ÓPTICOS REFRACTOMÉTRICOS EN LOS SISTEMAS DE PROPULSIÓN	
3.1 Refractometría en fibras ópticas.....	3-1
3.1.1 Métodos de refractometría	3-2
3.2 Sensores en fibras ópticas	3-6
3.2.1 Conceptos básicos.....	3-6
3.2.2 Tipos de sensores	3-8
3.2.3 Ventajas de los sensores en fibras ópticas...	3-9
3.2.4 Estado del arte de sensores refractométricos en fibras ópticas...	3-9
3.2.5 Oportunidades para los sensores refractométricos de fibra óptica en los sistemas de propulsión.....	3-11
3.3 Sensor refractométrico en fibras ópticas con elemento extrínseco...	3-12
3.3.1 Principio de operación del sensor... ..	3-12
3.3.2 Resultados de estudios previos del sensor...	3-15
3.4 Conclusiones	3-19
CAPITULO 4.MODELO MATEMÁTICO PARA ANÁLISIS TEÓRICO DE UN SENSOR REFRACTOMÉTRICO EN FIBRAS ÓPTICAS	
4.1 Metodología de desarrollo y optimización de un sensor refractométrico en fibras ópticas	4-1

4.1.1 Proceso iterativo de desarrollo del sensor...	4-1
4.1.2 Descripción resumida del modelo matemático y algoritmo de cálculo...	4-3
4.2 Ejemplos de cálculo, presentación e interpretación de los datos...	4-6
4.3 Conclusiones	4-10

CAPITULO 5.RESULTADOS TEÓRICOS OBTENIDOS SOBRE NUEVOS SENSORES
REFRACTOMÉTRICOS DESTINADOS A LA MEDICIÓN DE PROPELENTE

5.1 Introducción	5-1
5.2 Parámetros, consideraciones básicas y optimización de la respuesta de un sensor refractométrico de superficie semiesférica para medición de propelentes...	5-1
5.2.1 Parámetros y consideraciones básicas...	5-1
5.2.2 Diseño básico del sensor para hidrógeno líquido (LH2)...	5-4
5.2.3 Metodología de análisis numérico y optimización de la respuesta del sensor	5-5
5.2.4 Resultados del modelado numérico del sensor para monometil hidracina (MMH)	5-6
5.2.5 Resultados del modelado numérico del sensor para hidrógeno líquido (LH2)	5-12
5.3 Conclusiones	5-33

CAPITULO 6.FABRICACIÓN DE LAS MUESTRAS DE SENSORES, INSTALACIÓN
EXPERIMENTAL Y RESULTADOS DE LAS PRUEBAS DE SENSORES REFRACTOMÉTRICOS

6.1 Introducción	6-1
6.2 Fabricación de las muestras de elementos transductores para los sensores refractométricos	6-2
6.3 Descripción de la instalación experimental...	6-9
6.3.1 Componentes mecánicos.....	6-11
6.3.2 Fuente de luz	6-15
6.3.3 Fototransductor	6-15
6.3.4 Fibras ópticas	6-17
6.3.5 Osciloscopio	6-17
6.3.6 Procesamiento, almacenamiento y presentación de los datos...	6-17
6.4 Metodología de estudios experimentales...	6-19
6.5 Experimentos de caracterización de los sensores refractométricos...	6-23
6.5.1 Introducción.....	6-24
6.5.2 Caracterización de los elementos transductores ópticos...	6-23
6.5.2.1 Caracterización de elemento transductor óptico de 30 mm de radio (elemento A)	6-24
6.5.2.2 Medición de tolerancia transversal en un sensor de semiesfera de 30 mm de radio.	6-29
6.5.2.3 Caracterización de elemento transductor semiesférico de 5 mm de radio (elemento B).....	6-32
6.5.2.4 Medición de tolerancia transversal en un sensor de semiesfera de 5 mm de radio.	6-37
6.5.2.5 Medición de tolerancia al mover ambas fibras transversalmente...	6-40
6.5.2.6 Medición de respuesta del sensor en diferentes medios...	6-40
6.5.2.7 Caracterización de elemento transductor semiesférico de 5 mm de radio (elemento B) con base en aire.	6-43

6.6 Comparativo teórico - experimental de la caracterización de los sensores...	6-47
6.6.1 Comparativo teórico - práctico de elemento transductor óptico de 30 mm de radio (elemento A)	6-48
6.6.2 Comparativo teórico - práctico de elemento transductor óptico de 5 mm de radio (elemento B)	6-49
6.7 Fabricación de sensores refractométricos con elemento transductor semiesférico de metacrilato (PMMA) de 5 mm de radio...	6-50
6.8 Conclusiones	6-55

CAPITULO 7. APLICACIÓN DE SENSORES REFRACTOMETRICOS EN LA MEDICIÓN DE PROPELENTE

7.1 Introducción	7-1
7.2 Sensores refractométricos para la detección de interfaz entre el gas y el líquido en un tanque	7-1
7.2.1 Descripción de la instalación con un de tanque y metodología de de los experimentos	7-2
7.2.2 Medición de interfaz gas - agua destilada...	7-2
7.2.3 Medición de interfaz gas - etilenglicol...	7-8
7.2.4 Medición de interfaz gas – LH2...	7-11
7.3 Sensores refractométricos para la detección de burbujas de gas en fluidos en tuberías	7-11
7.3.1 Descripción de la instalación y metodología del experimento...	7-14
7.3.2 Caracterización de los sensores en el aire...	7-17
7.3.3 Caracterización de los sensores refractométricos en presencia de agua destilada	7-17
7.3.4 Medición de la respuesta del arreglo de sensores durante el flujo de mezcla de líquido - gas	7-21
7.4 Discusión de aplicaciones potenciales de los sensores...	7-26
7.5 Conclusiones	7-28

CONCLUSIONES GENERALES	a
Recomendaciones y trabajo futuro	c

ANEXO 1. ARTÍCULO DE INVESTIGACIÓN CIENTÍFICA "FIBER-OPTIC LIQUID-INTERFACE SENSOR FOR LIQUID HYDROGEN"	Anexo 1-1
ANEXO 2. ARTÍCULO DE INVESTIGACIÓN CIENTÍFICA "RETOS ACTUALES DE LOS SATÉLITES DE COMUNICACIÓN"	Anexo 2-1
ANEXO 3. MEMORIAS TUIDE-2009	Anexo 3-1

REFERENCIAS.....	R-1
------------------	-----

APÉNDICE A. LOS SATÉLITES Y LA HISTORIA DE LAS TELECOMUNICACIONES VÍA SATÉLITE EN MÉXICO

A.1 Introducción a los satélites	A-1
A.2 Antecedentes y estado actual de las telecomunicaciones vía satélite en México	A-6

A.2.1 Comunicaciones satelitales comerciales...	A-6
A.2.2 Proyectos satelitales no comerciales desarrollados en México...	A-16
APÉNDICE B. HISTORIA BREVE DE LOS COHETES...	B-1
APÉNDICE C. MODELO MATEMÁTICO PARA ANÁLISIS TEÓRICO DE UN SENSOR REFRACTOMÉTRICO EN FIBRAS ÓPTICAS CON ELEMENTO SEMIESFÉRICO....	C-1
APÉNDICE D. RESULTADOS DEL MODELADO NUMÉRICO DEL SENSOR PARA HIDROGENO LIQUIDO (LH2)	D-1

INDICE DE FIGURAS

Fig. 1.1. Tipo de subsistema en falla por fecha..	1-8
Fig. 1.2. Tipo de falla desde 1994 hasta la fecha...	1-9
Fig. 1.3. Fallas ocurridas por subsistema desde 1993 hasta finales del 2008. se muestra el porcentaje de fallas por tipo y subsistema del total de fallas registrado..	1-10
Fig. 2.1. Diagrama de bloques de un sistema de propulsión genérico..	2-2
Fig. 2.2. Tanques de diafragma de 9.41-pulgadas con diferentes tipos de entrada y salida..	2-9
Fig. 2.3. Tanques de diafragma de cabeza elipsoidal...	2-9
Fig. 2.4. Tanque conico de diafragma reversible...	2-9
Fig. 2.5. Tanques de tensión superficial..	2-12
Fig. 2.6. Descripción de componentes de tanques de tensión superficial..	2-12
Fig. 2.7. La tercera generación de tanques de tensión superficial fue desarrollada para sistemas de bipropelente..	2-12
Fig. 2.8. Tanque de vejiga para propelente..	2-12
Fig. 2.9. Ejemplo de un sistema de LH2. . .	2-14
Fig. 2.10. Fundamentos del sensor de presión de tecnología capacitiva..	2-21
Fig. 2.11. Esquema de sensor de presión piezoresistivo..	2-21
Fig. 2.12. Circuito de puenteo flotante.....	2-21
Fig. 3.1. (a) Desviación lateral de un haz de luz al atravesar un medio con índice de refracción n ; (b) desviación angular en un prisma..	3-4
Fig. 3.2. Ilustración de ángulo de Brewster..	3-4
Fig. 3.3. Configuración básica de un sensor de fibras ópticas. S representa el elemento sensible..	3-7
Fig. 3.4. (a) Sensor en fibra óptica intrínseco y (b) Sensor en fibra óptica extrínseco..	3-7
Fig. 3.5. Ejemplo de sensores basados en la reflexión total interna de un haz en función del índice de refracción del medio externo: (a) sensor intrínseco. (b) sensor extrínseco detector de líquido.	3-7
Fig. 3.6. Esquema del sensor refractométrico de fibras ópticas...	3-13
Fig. 3.7. Esquema tridimensional del transductor..	3-13
Fig. 3.8. Transmisión absoluta T en función de el parámetro Λ . para el caso ideal de la superficie semiesférica totalmente reflejante. con $NA=0.2$ y: a — $\Phi=0.05$. b — $\Phi=0.2$ y c — $\Phi=0.4$. Se muestra el ángulo de incidencia de un rayo axial dependiente de Λ . y el número de reflexiones en serie. M	3-17
Fig. 4.1. Diagrama de bloques del proceso iterativo de desarrollo del sensor..	4-2
Fig. 4.2. Diagrama de flujo del algoritmo de cálculo..	4-5

Fig. 4.3. Ventana reporte de resultados de cálculo con la geometría del sensor (en el plano x-z) y las trayectorias de los haces elementales..	4-7
Fig. 4.4. Ejemplo de graficación de la Transmisión absoluta T en función de índice de refracción n ..	4-7
Fig. 4.5. Ejemplo de graficación de transmisión relativa T^* en función de índice de refracción n ..	4-9
Fig. 4.6. Ejemplo de transmisión absoluta T en función de distancia adimensional entre las fibras Λ ..	4-9
Fig. 5.1. (1) Sensor refractométrico de fibra óptica genérico con la superficie de trabajo esférica S . (2) La entrada y salida de las fibras ópticas multimodo, respectivamente.	5-3
Fig. 5.2. Transmisión absoluta teórica T en función de la distancia adimensional Λ con una apertura numérica $NA=0.5$ y diámetro adimensional $\Phi=0.980$..	5-8
Fig. 5.3. Transmisión absoluta teórica T en función de los índices de refracción n : (1) Gas ideal; (2) Agua; (3) MMH..	5-9
Fig. 5.4. Transmisión relativa teórica del agua T^* en función de la distancia adimensional Λ con una apertura numérica $NA=0.5$ y diámetro adimensional $\Phi=0.980$..	5-10
Fig. 5.5. Transmisión relativa teórica de MMH T^* en función de la distancia adimensional Λ con una apertura numérica $NA=0.5$ y diámetro adimensional $\Phi=0.980$..	5-11
Fig. 5.6. Resultados del trazado de rayos numéricos para distancia adimensional $\Lambda=0.707$, diámetro adimensional $\Phi=0.1$, y apertura numérica $NA=0.2$..	5-13
Fig. 5.7. Transmisión relativa teórica T^* en función de índice refractivo externo n para $\Lambda=0.707$ para diferentes diámetros adimensionales Φ y aperturas numéricas NA : (1) $\Phi=0.1$, $NA=0.2$; (2) $\Phi=0.3$, $NA=0.2$; (3) $\Phi=0.3$, $NA=0.4$; (4) $\Phi=0.5$, $NA=0.2$ y (5) $\Phi=0.5$, $NA=0.4$..	5-14
Fig. 5.8. Resultados del trazado de rayos para distancia adimensional $\Lambda=0.68$, diámetro adimensional $\Phi=0.4$, y apertura numérica $NA=0.18$..	5-15
Fig. 5.9. Transmisión relativa teórica T^* en función del índice de refracción externo n con $\Lambda=0.707$ y $NA=0.18$ para diferentes diámetros Φ : (1) $\Phi=0.1$, (2) $\Phi=0.2$, (3) $\Phi=0.3$, (4) $\Phi=0.4$ y (5) $\Phi=0.5$..	5-16
Fig. 5.10. Señal teórica \mathcal{R} en función de el diámetro adimensional Φ para la distancia adimensional óptima $\Lambda=0.707$ y una apertura numérica $NA=0.18$..	5-18
Fig. 5.11. Pérdidas ópticas intrínsecas teóricas A en función de el diámetro adimensional Φ para la distancia adimensional óptima $\Lambda=0.707$ y $NA=0.18$..	5-18
Fig. 5.12. Transmisión relativa T^* en función de índice de refracción externo n para la apertura numérica $NA=0.1$, diámetro adimensional Φ de 0.05 a 0.55 y distancia adimensional $\Lambda=0.707$..	5-19
Fig. 5.13. Transmisión absoluta T en función de índice de refracción externo n para la apertura numérica $NA=0.1$, distancia adimensional Φ de 0.05 a 0.55 y diámetro adimensional $\Lambda=0.707$..	5-20
Fig. 5.14. Número adimensional de los rayos de entrada y salida $A(\theta)$ y $B(\theta)$, respectivamente, en función de el ángulo de entrada θ , para la apertura numérica	

$NA = 0.1$ y diámetro adimensional Φ de 0.05 a 0.55. para la distancia adimensional $\lambda=0.707..$	5-21
Fig. 5.15. Potencia relativa de entrada y salida $Pe(\theta)$ y $Ps(\theta)$, respectivamente, en función de el ángulo de entrada θ . para la apertura numérica $NA = 0.1$ y diámetro adimensional Φ de 0.05 a 0.55. para la distancia adimensional $\lambda=0.707..$	5-22
Fig. 5.16. Razón de rayos de salida teóricos R en función de la apertura numérica. NA . de 0.1 a 0.45 y el diámetro adimensional. Φ desde 0.05 hasta 0.55. a una distancia adimensional $\lambda =0.707$ con LH2 como medio externo..	5-27
Fig. 5.17. Transmisión relativa teórica T^* del LH2 en función del diámetro adimensional Φ de 0.05 a 0.55 y apertura numérica NA de 0.1 a 0.45. a una distancia adimensional $\lambda =0.707$ con LH2 como medio externo..	5-28
Fig. 5.18. Transmisión absoluta teórica T en función del diámetro adimensional Φ y apertura numérica NA a una distancia adimensional λ de 0.707: a) Medio externo el LH2. b) Medio externo el gas..	5-30
Fig. 5.19. Señal teórica \mathfrak{R} en función de el diámetro adimensional Φ de 0.05 a 0.55 y apertura numérica NA de 0.1 a 0.45 a una a una distancia adimensional $\lambda=0.707$	5-31
Fig. 5.20. Razón de Atenuación de la señal teórica del gas contra LH2 en base a la variación de diámetro adimensional Φ de 0.05 a 0.55 y apertura numérica NA de 0.1 a 0.45 una a una distancia adimensional $\lambda =0.707..$..	5-32
Fig. 6.1. a) Esferas de cristal de diferentes tamaños usadas como piezas brutas para la fabricación del modelo físico del elemento transductor b) Esfera cortada (semiesfera). c) Semiesfera de cristal rellena de glicerina montada en soporte de pruebas..	6-3
Fig. 6.2 Barras de PMMA de diferentes grosores utilizadas para la fabricación de elementos transductores..	6-4
Fig. 6.3. Colocación de pieza de trabajo (barra de PMMA) en el torno.	6-4
Fig. 6.4 Proceso de fabricación del elemento transductor a base de barra de PMMA..	6-6
Fig. 6.5. Diferentes acabados del elemento transductor de PMMA.	6-7
Fig. 6.6 Elementos de empaque del transductor.	6-8
Fig. 6.7. Instalación experimental.	6-10
Fig. 6.8. Sistema mecánico de la instalación experimental.	6-12
Fig. 6.9. Acoplamiento de LED y de fibra óptica transmisora.	6-13
Fig. 6.10. Soporte con movimiento triaxial para muestras de líquidos.	6-13
Fig. 6.11. Sistema de soporte de elementos transductores..	6-14
Fig. 6.12. Diagrama del circuito eléctrico de alimentación del LED..	6-16
Fig. 6.13. Diagrama de circuito eléctrico de fotodetector. Configuración fotovoltaica.	6-16
Fig. 6.14. Diagrama del circuito fotorreceptor eléctrico..	6-16
Fig. 6.15. Diagrama de flujo de programa de Matlab RSEM.m..	6-18
Fig. 6.16. Arreglo para determinación de distancia óptima entre emisor de luz y fibra óptica transmisora.	6-20
Fig. 6.17. Amplitud de la señal de salida del fotorreceptor en función de la distancia entre la fuente y la fibra óptica. $\chi..$...	6-20

Fig. 6.18. Ejemplos de efecto de varios errores en la alineación de las fibras ópticas con respecto del elemento transductor; en el caso de alineación no perfecta de las fibras ópticas.	6-21
Fig. 6.19. Diagrama de elemento transductor montado en una base..	6-26
Fig. 6.20. Transmisión absoluta T experimental en aire del sensor con elemento transductor de PMMA de $R = 30$ mm en función de la distancia adimensional λ , para $\phi = 0.03267$ y $NA = 0.5$..	6-27
Fig. 6.21. Transmisión relativa teórica y experimental T^* en el aire del sensor con elemento transductor de PMMA de $R = 30$ mm en función de la distancia adimensional λ considerando $\phi = 0.03267$ y $NA = 0.5$.	6-28
Fig. 6.22. Diagrama de prueba de efecto de desplazamiento transversal de la fibra óptica receptora.	6-30
Fig. 6.23. Transmisión relativa experimental T^* en el aire del sensor con elemento detector de $R = 30$ mm en función del desplazamiento transversal τ para $\lambda = 0.726$. con $\phi = 0.03267$ y $NA = 0.5$..	6-31
Fig. 6.24. Detalles del arreglo experimental:.	6-33
Fig. 6.25. Transmisión absoluta experimental T en el aire del elemento transductor de $R = 5$ mm en función de λ con $\phi = 0.196$ y $NA = 0.5$..	6-35
Fig. 6.26. Transmisión relativa experimental y teórica T^* en el aire del elemento transductor de $R = 5$ mm. en función de λ con $\phi = 0.196$ y $NA = 0.5$..	6-36
Fig. 6.27. Diagrama del arreglo para el estudio del efecto de desplazamiento transversal de una de las fibras ópticas..	6-38
Fig. 6.28. Transmisión relativa experimental T^* en aire del elemento transductor de $R = 5$ mm en función del desplazamiento transversal de la fibra óptica receptora τ con ambas fibras ópticas fijas a $\lambda = 0.70$. con $\phi = 0.196$ y $NA = 0.5$..	6-39
Fig. 6.29. Diagrama del arreglo para el estudio de efecto de desplazamiento transversal de ambas fibras ópticas.	6-41
Fig. 6.30. Transmisión relativa experimental T^* en el aire con el elemento transductor de $R = 5$ mm en función del desplazamiento transversal de las fibras ópticas τ con ambas fibras ópticas fijas a $\lambda = 0.70$. con $\phi = 0.196$ y $NA = 0.5$..	6-42
Fig. 6.31. Transmisión relativa experimental T^* en el aire con el elemento transductor de $R = 5$ mm con $\phi = 0.196$ y $NA = 0.5$ en diferentes medios: (1) Aire. (2) Agua y (3) Etilenglicol..	6-44
Fig. 6.32. Transmisión absoluta experimental T en el aire con el elemento transductor de $R = 5$ mm en función de la distancia adimensional λ con $\phi = 0.196$ y $NA = 0.5$...	6-45
Fig. 6.33. Transmisión relativa experimental y teórica T^* en el aire del transductor de $R = 5$ mm en función de λ con $\phi = 0.196$ y $NA = 0.5$...	6-46
Fig. 6.34. Esquema de la estructura de elemento transductor para fabricación de sensor refractométrico..	6-51
Fig. 6.35. Sensores refractométricos con elemento transductor semiesférico de 5 mm de radio de metacrilato y fibras ópticas del mismo material con apertura numérica NA de 0.5 y diámetro del núcleo de 0.98 mm.	6-51
Fig. 7.1. Soporte de sensores para medición de presencia de líquidos..	7-3
Fig. 7.2. Imágenes de montaje de LEDs y fibras ópticas transmisoras..	7-4
Fig. 7.3. Proceso de medición de presencia de líquidos.	7-5
Fig. 7.4. Transmisión absoluta experimental en función del incremento de nivel de agua en un tanque.	7-6

Fig. 7.5. Transmisión relativa experimental T^* con respecto al incremento de nivel de agua en un tanque.	7-7
Fig. 7.6. Transmisión absoluta experimental en función del incremento de nivel de etilenglicol en un tanque.	7-9
Fig. 7.7. Respuesta de los sensores al incremento de nivel de agua en un tanque.	7-10
Fig. 7.8. Transmisión relativa observada T^* para $n_{LH2}=0.106$. $NA=0.18$. $\lambda=0.707$ y Transmisión relativa teórica T^* en función de índice refractivo externo n para $\lambda=0.707$ y varios diámetros adimensionales de las fibras ópticas Φ y aperturas numéricas NA :	7-12
Fig. 7.9. Señal teórica y valor observado experimentalmente \mathcal{R} en función de el diámetro adimensional Φ para el parámetro óptimo $\lambda=0.707$ y una apertura numérica $NA=0.18$	7-13
Fig. 7.10 Pérdidas ópticas intrínsecas A teóricas y valor observado experimental en función de el diámetro adimensional Φ para el parámetro óptimo $\lambda=0.707$ y $NA=0.18$	7-13
Fig. 7.11. Colocación de sensores en tubería de acrílico	7-15
Fig. 7.12. Instalación de pruebas de medición de presencia de burbujas en tubería	7-16
Fig. 7.13. Esquema de la instalación para la generación de la señal de entrada y medición de la señal de salida en instalación para medición de presencia de burbujas en un fluido.	7-16
Fig. 7.14. Medición de transmisión absoluta de los sensores en aire.	7-18
Fig. 7.15. Tubo completamente lleno de agua.	7-20
Fig. 7.16. Diferentes tamaños de burbujas de aire observadas durante las mediciones.	7-22
Fig. 7.17. Transmisión absoluta T de flujo de líquido con burbujas de aire en el arreglo de los 3 sensores dentro de la tubería.	7-23
Fig. 7.18. Transmisión relativa experimental T^* de sensor 1 y zonas que corresponden a diferentes componentes de flujo bifásico.	7-24
Fig. 7.19. Transmisión relativa experimental T^* de sensor 2 y zonas que corresponden a diferentes componentes de flujo bifásico.	7-25
Fig. 7.20. Transmisión relativa experimental T^* de sensor 3 y zonas que corresponden a diferentes componentes de flujo bifásico.	7-26
Fig. C.1. Las coordenadas de los puntos de intersección del rayo con la superficie de trabajo	C-4
Fig. C.2. Cambio de sistemas de coordenadas	C-7
Fig. D.1. Transmisión relativa. T^* , en función de índice de refracción externo n para la apertura numérica $NA = 0.15$ y diámetro adimensional Φ de 0.05 a 0.55. para la distancia adimensional $\lambda=0.707$. El comportamiento es muy similar al caso de $NA = 0.1$	D-2
Fig. D.2. Transmisión absoluta T en función de índice de refracción externo n para la apertura numérica $NA = 0.15$ y diámetro adimensional Φ de 0.05 a 0.55. para la distancia adimensional $\lambda=0.707$	D-3

- Fig. D.3. Número adimensional de los rayos de entrada y salida $A(\theta)$ y $B(\theta)$, respectivamente, en función de el ángulo de entrada θ . para la apertura numérica $NA = 0.15$ y diámetro adimensional Φ de 0.05 a 0.55. para la distancia adimensional $\lambda=0.707..$ D-4
- Fig. D.4. Potencia relativa de entrada y salida $Pe(\theta)$ y $Ps(\theta)$, respectivamente, en función de el ángulo de entrada θ . para la apertura numérica $NA = 0.15$ y diámetro adimensional Φ de 0.05 a 0.55. para la distancia adimensional $\lambda=0.707..$ D-5
- Fig. D.5. Transmisión relativa. T^* , en función de índice de refracción externo n para la apertura numérica $NA = 0.2$ y diámetro adimensional Φ de 0.05 a 0.55. para la distancia adimensional $\lambda=0.707..$ D-6
- Fig. D.6. Transmisión absoluta T en función de índice de refracción externo n para la apertura numérica $NA = 0.2$ y diámetro adimensional Φ de 0.05 a 0.55. para la distancia adimensional $\lambda=0.707..$ D-7
- Fig. D.7. Número adimensional de los rayos de entrada y salida $A(\theta)$ y $B(\theta)$, respectivamente, en función de el ángulo de entrada θ . para la apertura numérica $NA = 0.2$ y diámetro adimensional Φ de 0.05 a 0.55. para la distancia adimensional $\lambda=0.707..$ D-8
- Fig. D.8. Potencia relativa de entrada y salida $Pe(\theta)$ y $Ps(\theta)$, respectivamente, en función de el ángulo de entrada θ . para la apertura numérica $NA = 0.2$ y diámetro adimensional Φ de 0.05 a 0.55. para la distancia adimensional $\lambda=0.707..$ D-9
- Fig. D.9. Transmisión relativa. T^* , en función de índice de refracción externo n para la apertura numérica $NA = 0.25$ y diámetro adimensional Φ de 0.05 a 0.55. para la distancia adimensional $\lambda=0.707..$ D-10
- Fig. D.10. Transmisión absoluta. T . en función de índice de refracción externo n para la apertura numérica $NA = 0.25$ y diámetro adimensional Φ de 0.05 a 0.55. para la distancia adimensional $\lambda=0.707..$ D-11
- Fig. D.11. Número adimensional de los rayos de entrada y salida $A(\theta)$ y $B(\theta)$, respectivamente, en función de el ángulo de entrada θ . para la apertura numérica $NA = 0.25$ y diámetro adimensional Φ de 0.05 a 0.55. para la distancia adimensional $\lambda=0.707..$ D-12
- Fig. D.12. Potencia relativa de entrada y salida $Pe(\theta)$ y $Ps(\theta)$, respectivamente, en función de el ángulo de entrada θ . para la apertura numérica $NA = 0.25$ y diámetro adimensional Φ de 0.05 a 0.55. para la distancia adimensional $\lambda=0.707..$ D-13
- Fig. D.13. Transmisión relativa. T^* , en función de índice de refracción externo n para la apertura numérica $NA = 0.3$ y diámetro adimensional Φ de 0.05 a 0.55. para la distancia adimensional $\lambda=0.707..$ D-14
- Fig. D.14. Transmisión absoluta T en función de índice de refracción externo n para la apertura numérica $NA = 0.3$ y diámetro adimensional Φ de 0.05 a 0.55. para la distancia adimensional $\lambda=0.707..$ D-15
- Fig. D.15. Número adimensional de los rayos de entrada y salida $A(\theta)$ y $B(\theta)$, respectivamente, en función de el ángulo de entrada θ . para la apertura numérica $NA = 0.3$ y diámetro adimensional Φ de 0.05 a 0.55. para la distancia adimensional $\lambda=0.707..$ D-16

- Fig. D.16. Potencia relativa de entrada y salida $Pe(\theta)$ y $Ps(\theta)$, respectivamente, en función de el ángulo de entrada θ . para la apertura numérica $NA = 0.3$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55. para la distancia adimensional $\lambda=0.707..$ D-17
- Fig. D.17. Transmisión relativa. T^* , en función de índice de refracción externo n para la apertura numérica $NA = 0.35$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55. para la distancia adimensional $\lambda=0.707..$ D-18
- Fig. D.18. Transmisión absoluta T en función de índice de refracción externo n para la apertura numérica $NA = 0.35$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55. para la distancia adimensional $\lambda=0.707..$ D-19
- Fig. D.19. Número adimensional de los rayos de entrada y salida $A(\theta)$ y $B(\theta)$, respectivamente, en función de el ángulo de entrada θ . para la apertura numérica $NA = 0.35$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55. para la distancia adimensional $\lambda=0.707..$ D-20
- Fig. D.20. Potencia relativa de entrada y salida $Pe(\theta)$ y $Ps(\theta)$, respectivamente, en función de el ángulo de entrada θ . para la apertura numérica $NA = 0.35$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55. para la distancia adimensional $\lambda=0.707..$ D-21
- Fig. D.21. Transmisión relativa. T^* , en función de índice de refracción externo n para la apertura numérica $NA = 0.4$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55. para la distancia adimensional $\lambda=0.707..$ D-22
- Fig. D.22. Transmisión absoluta T en función de índice de refracción externo n para la apertura numérica $NA = 0.4$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55. para la distancia adimensional $\lambda=0.707..$ D-23
- Fig. D.23. Número adimensional de los rayos de entrada y salida $A(\theta)$ y $B(\theta)$, respectivamente, en función de el ángulo de entrada θ . para la apertura numérica $NA = 0.4$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55. para la distancia adimensional $\lambda=0.707..$ D-24
- Fig. D.24. Potencia relativa de entrada y salida $Pe(\theta)$ y $Ps(\theta)$, respectivamente, en función de el ángulo de entrada θ . para la apertura numérica $NA = 0.4$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55. para la distancia adimensional $\lambda=0.707..$ D-25
- Fig. D.25. Transmisión relativa. T^* , en función de índice de refracción externo n para la apertura numérica $NA = 0.45$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55. para la distancia adimensional $\lambda=0.707..$ D-26
- Fig. D.26. Transmisión absoluta T en función de índice de refracción externo n para la apertura numérica $NA = 0.45$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55. para la distancia adimensional $\lambda=0.707..$ D-27
- Fig. D.27. Número adimensional de los rayos de entrada y salida $A(\theta)$ y $B(\theta)$, respectivamente, en función de el ángulo de entrada θ . para la apertura numérica $NA = 0.45$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55. para la distancia adimensional $\lambda=0.707..$ D-28
- Fig. D.28. Potencia relativa de entrada y salida $Pe(\theta)$ y $Ps(\theta)$, respectivamente, en función de el ángulo de entrada θ . para la apertura numérica $NA = 0.45$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55. para la distancia adimensional $\lambda=0.707..$ D-29

INDICE DE TABLAS

Tabla I.1. Subsistemas que conforman un satélite. descripción y características..	1-2
Tabla I.2. Descripción cronológica de fallas en satélites dadas a conocer desde 1994 debido a fallas internas en los satélites .	1-3
Tabla II.1. Propiedades de los propelentes líquidos típicos.	2-5
Tabla II.2. Incertidumbres a fin de vida de contenido de combustibles solicitadas por algunos operadores comerciales..	2-15
Tabla III.1. Índices de refracción de algunos materiales.	3-1
Tabla III.2. Ángulo α y número de reflexiones M en función de la distancia Δ ..	3-16
Tabla V.1. Características del sensor: razón de salida. transmisiones relativa T^* y absoluta T del gas y del LH2. señal \mathfrak{R} y atenuación A al variar los rangos de apertura numérica de 0.1 a 0.45 y de ϕ de 0.05 a 0.55. Se consideró el valor teórico nominal de $\Delta=0.707$	5-23
Tabla VI.1 Especificaciones de la fibra óptica marca Shenzhen Dasheng OptoElectronic Technology Co. Ltd. modelo CD-1000-1..	6-17
Tabla VI.2. Principales parámetros de los elementos del sensor refractométrico..	6-24
Tabla VI.3. Principales parámetros de los elementos del sensor refractométrico..	6-34
Tabla VI.4. Parámetros de entrada principales para simulación teórica del comportamiento del elemento transductor A..	6-47
Tabla VI.5. Parámetros de entrada principales para simulación teórica del comportamiento del elemento transductor B..	6-48
Tabla VI.6. Zonas de acoplamiento teóricas con respecto a la distancia adimensional Δ	6-48
Tabla VI.7. Zonas de transmisión experimentales y su comparación con los valores teóricos como resultado de la repetibilidad del experimento..	6-49
Tabla VI.8. Zonas de transmisión experimentales y su comparación con los valores teóricos como resultado de la repetibilidad del experimento . .	6-49
Tabla VI.9. Datos de caracterización de los sensores fabricados..	6-53
Tabla VI.10a. Caracterización y análisis de datos de interfaz aire – agua..	6-53
Tabla VI.10b. Caracterización y análisis de datos de interfaz aire – película de agua..	6-53
Tabla VI.10c. Caracterización y análisis de datos de interfaz aire – etilenglicol..	6-54
Tabla VI.10d. Caracterización y análisis de datos de interfaz aire – película de etilenglicol..	6-54
Tabla VII.1. Valores de transmisión absoluta T registrados por los 3 elementos transductores montados en el tubo de acrílico en el aire.	7-17
Tabla VII.2. Transmisión absoluta T de los sensores del arreglo sumergidos en agua.	7-18
Tabla VII.3. Transmisión relativa T^* de los sensores del arreglo.	7-18
Tabla VII.4 Valores de transmisión relativa experimental máxima T^*_{max}	7-21

Tabla A.1. Masas relativas de los subsistemas del satélite.	A-2
Tabla A.2. Características principales del satélite Solidaridad 1..	A-8
Tabla A.3. Características principales del satélite Solidaridad 2..	A-10
Tabla A.4. Características principales del satélite Satmex 5..	A-11
Tabla A.5. Cuadro comparativo de ocupación satelital y tipos de servicios ocupados entre los años 1995 y 2001	A-11
Tabla A.6. Principales características del satélite Satmex 6..	A-14
Tabla B.1 Tecnologías de propulsión y sus funciones..	B-8
Tabla B.2. Comparación de parámetros de cohetes empleados actualmente..	B-12
Tabla C.2. Cosenos directores entre los ejes del viejo y nuevo sistemas de Coordenadas	C-7

INTRODUCCIÓN

En los últimos años, la tecnología satelital ha recobrado gran importancia en el terreno de las comunicaciones. El desarrollo de la fibra óptica parecía que iba a obstaculizar la evolución de los satélites artificiales de comunicación, como consecuencia de sus características de transmisión (velocidad, capacidad, durabilidad, etc.), pero pocos pensaron en los diversos retos que debía enfrentar esta tecnología de comunicación (geográficos, climáticos, y sobretodo financieros).

Para cumplir el propósito de ampliar las comunicaciones, integrando todos los rincones de la tierra, la exploración terrestre no ha sido suficiente. Hay regiones donde la comunicación por redes terrestres es prácticamente imposible, o sumamente costosa. Por tal motivo los satélites artificiales de comunicación aún se presentan como una buena opción. Relativamente los costos de inversión son menores, y el alcance es mayor.

Los satélites artificiales geoestacionarios posicionados sobre el Ecuador aproximadamente a 36,000 km de la superficie terrestre, son idóneos para la comunicación en casi todos los puntos de la tierra. Actualmente operan aproximadamente 600 satélites geosíncronos o geoestacionarios (GEOs). En México, desde el inicio de la historia satelital, se ha contado con 6 satélites de comunicaciones. Actualmente se cuenta con tres satélites geoestacionarios: Solidaridad 2 (1995), Satmex 5 (1997) y Satmex 6 (2006), estos satélites sustituyeron a los satélites Morelos I y Morelos II (1985), y Solidaridad 1 (1994). El Satmex 5, es el primer satélite comercial mexicano que lanza una entidad privada (Satmex) y que proporciona cobertura a casi todo el continente americano. Actualmente Satmex 6 tiene cobertura Continental a excepción de una tercera parte de Brasil y todo Canadá (hay un acuerdo con Canadá según el cual México no puede proporcionar servicio a éste país).

La función de los satélites de comunicación será muy importante en el futuro, principalmente en áreas como: internet, educación a distancia, radiodifusión (televisión comercial, televisión corporativa, televisión directa al hogar, y televisión por cable), telefonía (internacional, rural), y telemedicina. Por ejemplo, en el caso del sector educativo, desde hace 9 años Edusat desarrolla programas de alfabetización a distancia en todo el país, cubriendo todos los niveles. También gracias a la transmisión vía satélite, se han implementado la "Universidad Virtual," la cual realiza la educación a distancia a nivel superior.

Los satélites artificiales de comunicación serán el medio más eficiente y rentable para apoyar el crecimiento de la infraestructura de comunicaciones que requieren los países en desarrollo y se consolidarán como un aliado en la actividad económica de los países industrializados. En México, la empresa que se dedica a comunicaciones satelitales es Satmex - empresa privada que ganó la concesión para la operación de los satélites mexicanos en 1997 y está integrada por Telefónica Autrey, Loral Space & Communications, y el gobierno mexicano.

El precio actual de un satélite es alrededor de 300 millones de dólares, y si a eso le sumamos el seguro, el precio sube a 350 millones de dólares. El tiempo útil en órbita de un satélite ahora fluctúa entre 10 a 15 años, y principalmente es dependiente de la cantidad de combustible que el satélite puede tener a bordo. El combustible sirve al satélite para realizar pequeñas correcciones y cambios de velocidad para controlar su orientación en el espacio y proporcionar el control adecuado de los parámetros de la órbita por medio de múltiples motores o impulsores de bajo empuje. El control orbital de orientación y actividades de mantenimiento de la estación son más críticos en satélites

geoestacionarios de comunicaciones que emplean antenas con patrones diseñados para ser más enfocados con ganancia más alta. Como se demuestra a continuación en este trabajo, las estadísticas revelan que las fallas registradas desde 1993 hasta la fecha que han sido reportadas y han causado pérdida parcial o total de satélites son principalmente en el sistema de orientación y de propulsión.

Por esto, el mejoramiento de los sistemas de orientación y de propulsión y en particular el monitoreo más eficiente de las cantidades de propelente usado y restante son de suma importancia para el aumento de la vida útil de los satélites. Los beneficios significativos, económicos y logísticos proceden de un sistema de medición de propelente más exacto. Sin embargo, las severas limitaciones a la masa de los satélites no permiten resolver este problema simplemente por el aumento del número de los sensores y otros equipos correspondientes.

Entre las nuevas líneas de avance tecnológico y científico se encuentra el área de sensores de fibra óptica, estos sensores ya mostraron su eficiencia en diversos sistemas de medición, en aplicaciones terrestres, aéreas y marítimas debido a sus ventajas con respecto a otros tipos de sensores, por lo que podrían servir para reemplazar los sensores tradicionales usados actualmente. Sin embargo, las aplicaciones espaciales de los sensores de fibra óptica aun se encuentran en una etapa embrional de su desarrollo.

Durante la última década, los científicos de la Facultad de Ingeniería de la UNAM desarrollaron los sensores de fibra óptica de tipo refractométrico que han presentado una mejor sensibilidad, exactitud, e inmunidad a las interferencias electromagnéticas. Estos sensores son compactos y livianos, por lo cual presentan un gran interés para la aplicación en sistemas satelitales de propulsión.

Aún con las ventajas mencionadas de los sensores refractométricos de fibra óptica contra sensores comunes, en el momento de iniciar este trabajo no existían evidencias de que este tipo de sensor funcione con todos los propelentes líquidos utilizados en la tecnología espacial. El índice de refracción de estos propelentes es muy diferente, desde valores relativamente grandes (1.4, 1.5) para el keroseno y algunos alcoholes hasta casi la unidad (1.09) para el hidrógeno líquido. Desde el punto de vista de la refractometría, los medios ópticamente menos densos (de índice de refracción pequeño) presentan mayores dificultades en las mediciones, por lo que el presente trabajo tiene su enfoque sobre los propelentes ópticamente menos densos, en particular con el hidrógeno líquido el cual tiene el índice de refracción más pequeño (1.09) de todos los medios líquidos, con excepción del helio líquido (1.026).

i. OBJETIVOS

Por lo comentado anteriormente fue planteado y desarrollado en presente trabajo con los siguientes objetivos:

Objetivo General

- Obtener nuevos conocimientos científicos y prácticos sobre las propiedades de los sensores de fibra óptica de tipo refractométrico, en particular, para su aplicación en la medición de los propelentes líquidos, tales como el hidrógeno líquido y la monometil hidracina, en los sistemas de propulsión espaciales.

Objetivos Particulares

- Analizar el estado actual de las telecomunicaciones vía satélite e identificar los problemas actuales en el diseño y operación satelital que delimitan la vida útil de los satélites artificiales de comunicación.
- Específicamente, identificar los puntos débiles de los sistemas actuales de medición de propelente e identificar las oportunidades en este campo para los sensores de tipo refractométrico de fibra óptica, enfocándose a los distintos tipos de combustible y en particular al hidrógeno líquido que tiene un índice de refracción muy cercano a 1 (lo que presenta muchas dificultades que se analizarán en éste trabajo) y a la monometil hidracina que es uno de los propelentes líquidos con índice de refracción mayor.
- Relacionar las singularidades del hidrógeno líquido y la monometil hidracina con las especificaciones técnicas del funcionamiento de un sensor refractométrico, y desarrollar una metodología de diseño óptimo de dicho sensor; esta metodología debe basarse en el uso de un procedimiento iterativo que incluirá las etapas de síntesis del sensor, luego su análisis, y luego la optimización de su diseño. La tarea de análisis se resolverá utilizando los métodos teóricos de análisis de propagación de la luz en dicho sensor y/o métodos experimentales de caracterización de funcionamiento del sensor. La tarea de síntesis requiere la participación de un experto que tomará las decisiones sobre el compromiso entre diferentes características y parámetros de un sensor y de los demás elementos y subsistemas (en nuestro caso, de un sistema de propulsión).
- Desarrollar o ajustar y modificar, de una manera adecuada, las herramientas necesarias para implementar la metodología mencionada en el inciso anterior, tales como un modelo adecuado matemático del sensor, un algoritmo de cálculo correspondiente, y, en su caso, los métodos experimentales de caracterización del sensor.
- Investigar teórica y experimentalmente el comportamiento del sensor con el fin de evaluar la posibilidad de que este dispositivo sea empleado en la medición y distinción de la cantidad de diferentes tipos de combustibles en tanques, con probable aplicación en sistemas de propulsión de los cohetes y naves espaciales.

ii. METODOLOGÍA

En el desarrollo del trabajo, en primer término, se ubicarán las fuentes de información donde se describe el estado del arte en las áreas de: satélites artificiales de comunicación, tecnologías de propulsión, subsistemas de propulsión de satélites de comunicación, y los sensores en fibras ópticas.

En segundo término, se analizarán los aspectos fundamentales del problema objeto del estudio: tendencias de desarrollo de los sistemas satelitales de comunicación, las causas y las estadísticas de anomalías y fallas de funcionamiento de satélites, características de los sistemas de propulsión espaciales, los puntos fuertes y débiles de los equipos que monitorean los subsistemas de propulsión, el potencial de los sensores de fibra óptica en esta aplicación, y el margen de características alcanzables en diferentes tipos de esta clase de sensores.

Como tercera fase, se identificarán los problemas particulares a desarrollar relacionados a este trabajo de tesis.

Como cuarta fase, en base a la información recopilada y a los problemas identificados en la presente área, se desarrollará la investigación teórica sobre el tema de la tesis. La metodología de esta fase incluye el uso de técnicas de modelado matemático para el modelado de la estructura sensora y para la simulación numérica de propagación de los rayos en distintas variantes del sensor.

Como quinta fase se aplicarán los métodos de integración para encontrar un tipo adecuado de sensor en base a los propelentes definidos como base de estudio, la respuesta total del sensor al índice de refracción del medio externo, procesamiento estadístico de los datos, y métodos de optimización.

Como sexta fase, se investigará experimentalmente el comportamiento del sensor con el fin de evaluar sus características, comparar las predicciones teóricas con el comportamiento real del sensor, y para evaluar la posibilidad de que éste sensor sea empleado en la medición y distinción de la cantidad de un propelente, como el hidrógeno líquido y la monometil hidracina y la fabricación de los elementos de sensado.

Como séptima parte se realizará el análisis experimental de las aplicaciones propuestas de los sensores refractométricos para la medición de propelentes en tanques y tuberías del sistema de propulsión.

Finalmente, se analizarán y discutirán los resultados y se elaborarán las conclusiones, destacando los resultados obtenidos con este trabajo.

iii. DESCRIPCIÓN DE CONTENIDO

La tesis consiste de los siguientes capítulos:

Capítulo 1. Problemas actuales en el diseño y operación satelital – Se presenta una revisión de la estructura de los satélites, del estado del arte de los subsistemas de los satélites de manera general y las principales fallas hasta ahora reportadas así como un análisis estadístico para detección de las posibles áreas de estudio.

Capítulo 2. Retos en el diseño e implementación de los sistemas de propulsión de los cohetes y naves espaciales – En base a que una de las áreas donde hay un amplio campo de estudio en los satélites es el sistema de propulsión y, debido a que de éste depende la vida útil del satélite o en dado caso el buen funcionamiento de un cohete, este capítulo describe más a detalle el sistema de propulsión en satélites así como sus componentes, métodos actuales de medición de combustible y sus características y parámetros como punto de partida para el área de estudio de este trabajo.

Capítulo 3. Identificación de oportunidades para los sensores ópticos refractométricos en los sistemas de propulsión – debido a que no hay un método directo de medición de propelente en los tanques del subsistema de propulsión de las naves espaciales y cohetes, ni la medición de gas mezclado con propelente en las líneas de propulsión, es un problema actual la falta de precisión en el contenido de de éste y por ende hay incertidumbre en la vida remanente. Por lo anterior se describen los fundamentos teóricos de sensores ópticos para ver su probable aplicación a la medición de propelentes.

Capítulo 4. Modelo matemático para el análisis teórico de un sensor refractométrico en fibras ópticas – En este capítulo se analiza el sensor refractométrico y se hace el planteamiento de un modelo matemático junto con la descripción del software para la evaluación de los parámetros óptimos en la generación de un sensor de este tipo.

Capítulo 5. Resultados teóricos obtenidos sobre nuevos sensores refractométricos destinados a la medición de propelente - Se analiza la generación de sensores refractométricos para la medición de distintos combustibles y en particular, del hidrógeno líquido y la monometil hidracina, considerando desde los materiales hasta la aplicación del modelo matemático generado para la revisión de los parámetros escogidos para el sensor de tipo semiesférico.

Capítulo 6. Fabricación de las muestras de sensores, instalación experimental y resultados de las pruebas de sensores refractométricos – Con base en el desarrollo teórico del capítulo 5, se analiza la fabricación de dos tipos de elementos transductores para el sensor refractométrico, un elemento de vidrio de gran escala y un elemento de metacrilato miniatura, así como el análisis de los elementos requeridos para la instalación experimental, las pruebas de caracterización de los elementos transductores y, en base a los resultados de caracterización, la fabricación de sensores miniatura individuales con las características requeridas para su aplicación en la medición de propelentes.

Capítulo 7. Aplicación de sensores refractométricos en la medición de propelente – Se analiza experimentalmente la funcionalidad de los sensores refractométricos de elemento transductor semiesférico para aplicaciones de medición de propelentes como la medición de nivel en un tanque así como la presencia de burbujas de gas mezclado con el propelente en las tuberías del subsistema de propulsión.

Conclusiones Generales. Se derivan las conclusiones de los principales resultados del presente trabajo.

Apéndice A. Los satélites y la historia de las telecomunicaciones vía satélite en México. Se describe más a detalle los tipos de satélites y los subsistemas de los satélites de comunicaciones así como una revisión cronológica de la historia en México de la utilización y desarrollo de la tecnología satelital en México.

Apéndice B. Historia breve de los cohetes. Se hace una revisión de la historia de los cohetes desde los inicios de la historia hasta nuestros días, incluyendo la descripción de sistemas de propulsión para satélites.

Apéndice C. Modelo matemático para análisis teórico de un sensor refractométrico en fibras ópticas con elemento semiesférico. En este apéndice se anexan las ecuaciones matemáticas que forman parte del modelo matemático utilizado en el software SFRO para el análisis teórico del comportamiento del sensor refractométrico con diferentes variantes en los parámetros principales del sensor así como del medio a ser sentido.

Apéndice D. Resultados del modelado numérico del sensor para hidrógeno líquido (LH2). Este apéndice contiene las gráficas obtenidas durante la evaluación teórica de las posibles combinaciones de los parámetros principales para el modelado de un sensor refractométrico y la selección de los parámetros óptimos para la respuesta requerida para medición del índice de refracción cercano al del gas ideal como es el caso del hidrógeno líquido.

CAPITULO 1. PROBLEMAS ACTUALES EN EL DISEÑO Y OPERACIÓN SATELITAL

1.1 Introducción

Las comunicaciones vía satélite forman parte importante en el desarrollo de las telecomunicaciones, ya que permiten ofrecer servicios de tecnología de punta que apoyan la productividad económica e impulsan la competitividad de las empresas, además de proveer servicios de carácter social y seguridad nacional.

En la ingeniería de los satélites, como en cualquier otra área de la astronáutica, confluyen múltiples aspectos. No sólo se trata de construir un equipo, sino también de conseguir que, a pesar de sus delicados elementos electrónicos, mecánicos, etc., sea capaz de resistir los rigores y factores físicos de un lanzamiento y, sobre todo, funcionar en el ambiente espacial. El diseño de los satélites ha evolucionado significativamente desde el Sputnik hasta los satélites actuales. En el caso de los satélites mexicanos, han evolucionado desde los satélites Morelos, hasta el actual Satmex 6 y el futuro Satmex 8. El paso del tiempo y los avances tecnológicos han proporcionado elementos más resistentes a los factores del espacio y lanzamiento, así como sistemas de provisión de energía eléctrica más potentes y diseños más eficientes, pero aún quedan muchos problemas por resolver en el campo satelital [1].

1.2 Problemas actuales en el diseño y operación de los satélites de comunicaciones

1.2.1 Subsistemas de un satélite de comunicaciones

La estructura de un satélite es categorizada en varios subsistemas, de los cuáles casi todos presentan problemas, requieren mejoras, y presentan muchas oportunidades para la innovación tecnológica.

En la Tabla I.1 se presentan los subsistemas de un satélite típico de comunicaciones, con su función y principales características cuantitativas.

Al diseñar un satélite, es primordial conocer exactamente su peso, pues esto es de gran importancia al ponerlo en órbita. Cada uno de los subsistemas del satélite supone un porcentaje de masa respecto al total. La masa total de transpondedores y antenas se denomina carga útil. Se define el factor u como la relación entre el peso de la carga de comunicaciones y la masa en seco del satélite en órbita. Sus valores varían de 0.25 a 0.30, obteniendo mayores valores en satélites estabilizados en tres ejes [2].

TABLA I.1. Subsistemas que conforman un satélite, descripción y características.

Subsistemas de satélite		
Subsistema	Función	Principales características cuantitativas
Comunicaciones: transpondedores y antenas	Recibir, amplificar, procesar, y retransmitir señales; capturar y radiar señales	Potencia de salida del transmisor, ancho de banda, G/T, ancho de haz, orientación, ganancia, saturación de densidad de flujo de portadora
Estructura	Sostener el satélite durante el lanzamiento y el entorno orbital	Frecuencias de resonancia mecánica, fuerzas estructurales
Control de orientación	Mantener las antenas apuntadas a las estaciones terrestres, y las células solares al sol	Tolerancias en los tres ejes de orientación (roll, pitch y yaw)
Control térmico	Mantener los rangos de temperatura adecuados durante la vida del satélite, con y sin eclipses	Rango de temperatura media del satélite y rangos de temperatura para componentes críticos
Propulsión	Mantener la posición orbital, controlar las correcciones de orientación, cambios orbitales y despliegue en la órbita inicial	Impulso específico, masa de propelente y aceleración
Telemetría, comando y rango	Monitorear el estado del satélite sus parámetros orbitales, y controlar sus operaciones.	Precisión de medidas de velocidad y posición, número de puntos de telemetría y número de comandos
Satélite completo	Proporcionar operaciones de comunicaciones satisfactorias en la órbita deseada	Masa, potencia primaria, tiempo de vida, fiabilidad, número de canales y tipos de señales

1.2.2 Historia de las fallas reportadas en los subsistemas de satélites

Aunque el satélite es sometido a pruebas exhaustivas durante su construcción y antes de su lanzamiento, siempre es probable que algo falle y esto, entonces, significa afrontar pérdidas considerables; es por ello que desde hace algunos años los propietarios de los satélites suelen adquirir pólizas de seguro que cubran las principales eventualidades (lanzamiento fallido, menor eficiencia de la prevista en órbita, duración de un activo inferior a la prevista, etcétera). Se calcula que el precio actual de un satélite está entre 200 y 300 millones de dólares, y si a eso se le suma el seguro, el precio sube alrededor de 250 y 350 millones de dólares. Afortunadamente, el futuro de la construcción de los satélites implica mayor tiempo en órbita, mismo que fluctúa entre 10 y 15 años y es dependiente de la cantidad de combustible que puede ser incluido dentro del diseño del satélite.

Los sistemas de cuantización de propelente dependen del monitoreo de las tasas integradas de flujo de propelente, las cuales son restadas de la masa inicial de propelente para determinar la cantidad de propelente restante. Sólo 20% de la carga llena inicial puede ser usada por sistemas integrados que realizan ambos disparos de apogeo para la inserción en órbita y disparos de impulsores para el control de la orientación.

Con misiones de larga duración, los errores de la tasa del flujo integrada en el tiempo pueden representar un 10% de incertidumbre en la vida de la misión. El control orbital de orientación y actividades de mantenimiento de la estación son más críticos en satélites geoestacionarios de comunicaciones que emplean antenas con patrones diseñados para ser más enfocados con ganancia mayor. Los beneficios significativos, económicos y logísticos proceden de un sistema de medición de propelente más exacto. Esta información es

especialmente útil para el fin de la predicción de la vida de la misión y la planificación del reemplazo de nave espacial [24, 25].

Debido al carácter de las fallas, se tiene poca información del tema y la existente es muy escueta, las principales fallas registradas desde 1994 que hasta la fecha que han sido reportadas son solamente aquellas que han causado pérdida parcial o total de satélites. La Tabla I.2 describe cronológicamente las fallas registradas desde 1994 hasta la fecha. Las causas de la falta de reporte de anomalías son variadas, ya que no todas las constructoras dan a conocer los problemas de sus satélites así como los dueños por temor a perder clientes.

TABLA I.2. Descripción cronológica de fallas en satélites dadas a conocer desde 1994 debido a fallas internas en los satélites [25, 26].

Fecha	Satélite	Evento
09-Sep-94	Telstar 402	El satélite explotó después de una presurización de su sistema de propulsión
14-Feb-95	GOES 8	Perturbación inducida en el sistema de control de orientación
May-95	MSAT 2	IOT: sistema de comunicación dañado por sobrecalentamiento
13-Feb-96	Palapa C1	IOT: falla parcial de cargados de batería
26-Mar-96	Anik E1	Falla de panel solar sur. Alrededor de la mitad de los transpondedores tuvieron que ser apagados. Pérdida de control por algunos días debido a una falla en la rueda de momento
Ago-96	MSAT 2	Dos SSPAs y un receptor de banda L fallaron
18-Mar-97	Intelsat 801	IOT: Comando de Tierra incorrecto causando flexión de arreglo solar
Abr-97	JCSat 4	Pérdida de conectividad por falla de matriz de switches de payload
30-Abr-97	BSat 1A	IOT: Pérdida de un transpondedor (TWTA y su respaldo)
30-May-97	Thor 2	IOT: Mal funcionamiento menor en la polarización de antena
30-Jun-97	Mediadosori	Pérdida total (ruptura de una parte soldada en la base de una celda solar
30-Ago-97	PAS 6	Falla de circuitos en arreglos solares, pérdida de potencia de DC
Sep-97	Kosmos 2344	Pérdida total después de 4 meses en órbita por fuga de gas en tanques de combustible
04-Oct-97	Insat 2D	Corto circuito, pérdida de potencia derivada en pérdida total
18-Nov-97	Kupon	IOT: Falla de sensor causada por desapuntamiento de arreglo solar
Feb-98	Galaxy VIII-i	Falla de celda de batería, pérdida parcial de protección en eclipse
17-Mar-98	Kupon	Pérdida de control, pérdida total del satélite
Abr-98	Cakrawarta 1	Falla del regulador de potencia, pérdida del 20% de energía durante eclipses
19-May-98	Galaxy IV	Falla de los procesadores primario y de respaldo, pérdida total del satélite
19-May-98	Echostar IV	Uno de los dos arreglos solares no se desplegó
Jun-98	Echostar III	Sobrecalentamiento de los convertidores eléctricos de potencia. Pérdida de algunos transpondedores
Jun-98	PAS-5	Pérdida parcial de la capacidad de recarga de las baterías
Otoño 98	PAS 4	Falla del procesador primario
Otoño 98	Galaxy VIII-i	Pérdida parcial de la capacidad de recarga de las baterías
13-Jun-98	Galaxy VII	Apagado temporal de algunos transpondedores de Banda C, falla del procesador primario del satélite
24-Jun-98	SOHO	Pérdida de apuntamiento del satélite atribuido a comandos erróneos enviados debido a la pérdida de contacto con Centro de Control
Jul-98	Kosmos 2350	Falla en sellado de compartimento de instrumentos, pérdida total
Mediados-Jul-98	Echostar IV	Pérdida de dos transpondedores debido a circuitos abiertos
04-Jul-98	DBS-1	Falla del procesador de control primario
07-Jul-98	GOES 9	Sobrecalentamiento de rueda de momento
28-Jul-98	GOES 9	Falla en el envío de datos de clima especial; el satélite fue reemplazado por GOES-10
01-Sep-98	Sirius 2	Falla de algunas celdas solares
27-Oct-98	GOES 8	Pérdida temporal de control de orientación debido a una anomalía en el sensor de Tierra
30-Oct-98	Afristar	IOT: PIU Norte causó reducción de potencia de RF
21-Nov-98	Palapa C1	Pérdida parcial de capacidad de recarga de las baterías. Falla de celdas de

Fecha	Satélite	Evento
		batería
Dic-98	PAS-8	Dos de tres antenas de Banda Ku no fueron alineadas apropiadamente
Dic-98	TOMS	Disparo de un evento simple en la operación de la computadora del satélite puso al satélite en modo de operación segura llevándolo a control autónomo de apuntamiento hacia el Sol
15-Dic-98	HGS-1	Pérdida parcial de capacidad de recarga de baterías, falla de celda de batería
21-Dic-98	SOHO	Control en modo "seguro" debido a pérdida de giroscopio
11-Mar-99	GE-3	6 horas de interrupción en el servicio debido a una falla del giroscopio
30-Mar-99	Eutelsat II-F4	Entrada en modo de adquisición de Sol, una hora de interrupción de servicio
26-Abr-99	Solidaridad 1	Pérdida temporal del servicio debido a la falla del procesador de Control primario
May-99	Nahuel 1	15 horas de interrupción de servicio por causas desconocidas
May-99	Echostar IV	Anomalías de transpondedores
Jul-99	Echostar IV	Calentamiento de sistemas y del sistema de combustible
Ago-99	Telkom-1	IOT: Degradación de los motores del arreglo solar Sur
28-Nov-99	SOHO	Modo de Emergencia de readquisición de Sol (ESR) sin causa aparente-regreso a modo normal en diciembre 10
06-Dic-99	(Compton) GRO	Falla de giroscopio; el satélite fue deorbitado posteriormente por razones de seguridad
03-Mar-00	Satmex 5	84 minutos de pérdida de servicio; modo de seguridad disparado por una falla del software de Tierra
10-Mar-00	ERS 1	Falla del sistema de control de orientación; pérdida total
31-Mar-00	Echostar IV	El 50% de los transpondedores en falla, 22 de 44
27-Ago-00	Solidaridad 1	Falla de la computadora de control redundante. Pérdida total
Sep-00	Stardust	La cámara a bordo para pruebas es cubierta con una misteriosa substancia; el problema es resuelto posteriormente usando calentadores
12-Sep-00	Garuda 1	IOT: Se descubrió una anomalía relacionada con una antena; construida por Lockheed Martin
28-Sep-00	Galaxy VIII-i	Pérdida del sistema de propulsión iónica de Xenón. El tiempo de vida se redujo por 10 años
26-Oct-00	Terra	El monitor de telemetría 16 apagó el equipo de formación de ciencia, por razones desconocidas
31-Oct-00	Echostar IV	El número de transpondedores perdidos ha sido 26 de 44
04-Nov-00	Insat 2B	Pérdida de control de orientación dos veces por razones desconocidas
22-Nov-00	Galaxy VII	Falla de la computadora de control redundante. Pérdida total
Dic-00	AO-40	Una falla del motor causó daño serio durante la puesta en órbita
13-Ene-01	ERS 2	El último de 6 giroscopios falló
15-Ene-01	Ekran 20	Pérdida de uno de los dos transpondedores a bordo
Mar-01	Sirius	'Problema menor' con los arreglos solares
Abr-01	GSAT	Agotamiento de combustible en el satélite después de una contingencia inesperada
Abr-01	Echostar VI	Una serie de eventos anómalos resultando en una interrupción temporal del servicio
21-Abr-01	Galaxy IIIR	Falla de la computadora de control a bordo
22-Abr-01	Telstar 6	Falla de la computadora de control a bordo
11-Jun-01	Ekspress 1	Pérdida de control de orientación, razón no revelada. Pérdida del satélite
Jul-01	Echostar V	Pérdida de una rueda de momento, interrupción del servicio por corto tiempo
28-Jul-01	SOHO	Entrada al modo de Emergencia de adquisición de Sol – regresó a modo normal el 30 de julio
Ago-01	Echostar V	Anomalía de un impulsor, pérdida temporal del servicio
11-Ago-01	TDRS-8	Boeing anunció una caída del desempeño de un arreglo de antenas de múltiple acceso en fase
Sep-01	BeppoSAX	El último de 6 giroscopios falló. El satélite opera en modo sin giroscopio
Sep-01	Genesis	Problema de control térmico causado por un radiador fallido
Sep-01	Echostar V	Un TWTA se apagó, reemplazado con uno de respaldo
06-Sep-01	PAS-7	Pérdida repentina del 25% de la potencia, fue declarado "pérdida total constructiva"
23-Oct-01	Echostar VI	Pérdida de dos cadenas del arreglo solar (de un total de 112)
25-Nov-01	FUSE	La rueda de reacción del eje x dejó de operar
Dic-01	Cassini	La cámara de campo cerrado mostró problemas de operación, corregido

Fecha	Satélite	Evento
		usando los calentadores
07-Dic-01	Arabsat 3A	Pérdida permanente de algunos transpondedores, causado por un corto circuito en el mecanismo de manejo de los arreglos solares
10-Dic-01	FUSE	La rueda de reacción del eje y dejó de operar; el satélite fue configurado a modo seguro temporalmente
15-Dic-01	Yohkoh	El satélite pasó a modo seguro durante un eclipse solar, giro inesperado, pérdida de control
Ene-02	Echostar III	Falla de otro par de transpondedores; falla de 32 de 44
05-Feb-02	SOHO	El satélite pasó a modo de emergencia de readquisición de Sol – regresó a modo normal el 8 de febrero
23-Feb-02	BeppoSAX	Falla de 4 celdas de batería, la misión se dio por terminada
12-Mar-02	TDRS I	Pérdida de presurización en uno de los tanques de combustible mientras el satélite estaba en órbita de transferencia
11-Abr-02	Telstar 6	Se reportó la pérdida de control del satélite por 3 horas por razones desconocidas
04-May-02	DirecTV 3	Falla de computadora de control a bordo
27-Jun-02	Aqua	Disparo de evento simple, entró el satélite en condición de modo seguro, las operaciones fueron restauradas un día después
30-Jun-02	Echostar IV	Número de transpondedores perdidos ha llegado a 38 de 44
Jul-02	Echostar V	Dos cadenas del arreglo solar perdidas desde 2001
Ago-02	Echostar VI	Tres cadenas del arreglo solar perdidas desde 2001
Sep-02	EchoStar VIII	Anomalía de impulsor en vuelo
30-Sep-02	TDRS I	El satélite alcanzó su órbita final aún que un tanque de combustible no fue posible presurizarlo después del lanzamiento
Oct-02	EchoStar VIII	Segunda falla de impulsor.
17-Oct-02	MSG-1	IOT: Falla de un Amplificador de Potencia de estado sólido de banda C (SSPA-C)
27-Nov-02	Radarsat 1	La rueda de momento de respaldo falló, pérdida de orientación
06-Feb-03	Thaicom 3	Problemas temporales causados por corto circuito en mecanismo de manejo de arreglos solares
20-Feb-03	Nimiq 2	Mal funcionamiento afecta la potencia disponible, algunos transpondedores apagados
Mar-03	EchoStar VIII	Pérdida de un tercer impulsor
Abr-03	Kosmos 2397	Fuga de gas en el sistema de presurización de los tanques de combustible
04-May-03	MSAT 1	Pérdida de dos amplificadores de potencia
31-May-03	Landsat 7	Falla de mapeador temático – pérdida de Corrector de línea de escaneo
Fin Jun-03	Galaxy IVR	El sistema de propulsión iónica de Xenón de respaldo falló
Jun-03	Mars Express	Falla de conexión decremento la potencia disponible por un 30%
Jun-03	ICESat	Uno de los tres láseres a bordo falla
Jun-03	SOHO	Atascado de una antena de alta ganancia, razón desconocida
09-Jul-03	PAS-6B	Falla el sistema de redundancia de propulsión iónica de Xenón. Decremento del tiempo de vida
19-Sep-03	Telstar 4	Apagado del bus primario de potencia después de un corto circuito. Pérdida total
25-Sep-03	AMC-5	Pérdida de apuntamiento a Tierra a las 3:04 UTC. Todo el servicio fue restablecido a las 15:11 UTC
Oct-03	Chandra	Acumulación de grasa en un filtro óptico en frente de una de sus cámaras
24-Oct-03	Midsori [ADEOS] II	Problema con la fuente de potencia. Pérdida de contacto con el satélite, pérdida total
28-Oct-03	Kodama [DRTS]	El satélite se configuró temporalmente en modo seguro, disparado por el incremento de ruido recibido en el sensor de Tierra. Recuperado en noviembre del 2003
Nov-03	Satmex 5	El sistema secundario de propulsión iónica está parcialmente en falla; el sistema primario sigue operando
Nov-03	e-Bird	IOT: problema reportado con uno de las cuatro huellas lo cual limita el servicio
Dic-03	EchoStar V	Pérdida de una segunda rueda de momento
24/26 Dic-03	Asiasat 2	Dos pérdidas de servicio temporales causadas por pérdida de orientación, razones aún desconocidas
Ene-04	EchoStar III	Falla de otros dos TWTAs
Ene-04	Telstar 14 Estrela do Sul	IOT: El arreglo solar norte fue desplegado parcialmente, menos de la mitad de la capacidad planeada está disponible
Mar-04	Galaxy 10R	"Problemas posibles" relacionados a uno de los sistemas de propulsión

Fecha	Satélite	Evento
		iónica de Xenón a bordo
17-Mar-04	PAS-6	Anomalía en el sistema de potencia, movido a órbita de almacenamiento
01-Abr-04	PAS-6	Otra anomalía de potencia, pérdida total
Ago-04	Amazonas	Caída de presión en uno de los tanques de oxidante durante IOT
03-Ago-04	Galaxy 10R	Pérdida del sistema secundario de propulsión iónica de Xenón – el tiempo de vida restante fue reducido a 3 años
13-Oct-04	Satmex 5	Problemas de orientación después de haber pasado a modo seguro
28-Nov-04	Superbird-A2	Decremento de presión en uno de los tanques de combustible
28-Nov-04	IA-7	Falla del sistema de potencia, considerado como pérdida total
27-Dic-04	FUSE	Falla de rueda de momento, pasó a modo seguro
Ene-05	Landsat 5	El manejador del arreglo solar falló
Ene-05	IS-804	Anomalía del sistema eléctrico, pérdida total
17-Ene-05	JCSat 1B	Falla de impulsor, pérdida temporal
25-27-Ene-05	AO-40	Falla catastrófica del paquete de la batería principal
Mar-05	MTSAT-1R	Pérdida de 2 de 6 transpondedores de tráfico aéreo, probablemente causado por una descarga eléctrica
05-Abr-05	Garuda 1	Pérdida casi completa de potencia. Razón desconocida
15-Abr-05	DART	Errores de navegación causados por escape de combustible, la misión terminó prematuramente
21-May-05	Optus B1	La computadora primaria a bordo falló, operando con la de respaldo
22-Jul-05	JCSAT 1B	Pérdida de orientación por causas desconocidas
30-Jul-05	Mars Global Surveyor	Cambio automático a la computadora de respaldo a bordo por razones desconocidas
08-Ago-05	Suzaku	Falla del espectrómetro de rayos X
10-Ago-05	Eutelsat W1	10 horas fuera de servicio después de pérdida de orientación
26-Ago-05	Mars Global Surveyor	Comandado a modo seguro después de haberse cambiado de la computadora redundante a la primaria en falla. Recuperado a modo normal el 8 de septiembre de 2005
14-Sep-05	Koreasat 2	90 minutos fuera de servicio causado por pérdida de orientación
29-Sep-05	Yamal 202	Pérdida de orientación, 24 horas fuera de servicio debido a un problema temporal de software
18-Oct-05	Monitor-E	Pérdida de control de orientación por razones desconocidas
27-Oct-05	SSETI Express	Apagado seguido por una condición de sobrevoltaje causada por el diseño de vuelo
24-Nov-05	Kirari [OICETS]	Una de las cuatro ruedas de reacción falló
26-Nov-05	Landsat 5	El manejador de los arreglos solares de respaldo mostró un "comportamiento anómalo"
Dic-05	IMAGE	El subsistema de potencia falló, pérdida total
Ene-06	Landsat 5	Problemas con el manejador del arreglo solar atascado, operaciones detenidas
15-Ene-06	Galaxy IIIR	Falla de la computadora a bordo redundante, pérdida total
28-Mar-06	Ekspress-AM11	Despresurización del sistema de control térmico, pérdida total
30-Mar-06	Optus B1	Pérdida de servicio después de una "maniobra de rutina"
16-Abr-06	MTSAT-1R	20 horas fuera de línea después de una variación de niveles repentina en la computadora a bordo
29-May-06	COMPASS 2	IOT: voltaje bajo, varias unidades con mal funcionamiento
30-Jun-06	HST	Instrumentos de la electrónica primaria del subsistema de orientación en falla
Oct-06	Sicral 1	Pérdida de control por algunas semanas
01-Oct-06	Thaicom 3	Problemas de potencia que llevaron al satélite a derivar, pérdida total
3/4 Oct-06	Hotbird 3	Daño substancia a un arreglo solar con pérdida parcial de potencia
Nov-06	Optus D1	IOT: El haz para iluminar a Nueva Zelanda tiene polarización errónea
02-Nov-06	MGS	Falla de la batería causada por carga de datos errónea, pérdida total
04-Nov-06	MetOp-A	IOT: apagado temporal de la carga útil, un transmisor LRPT perdido
07-Nov-06	Sinosat 2	IOT: falló el despliegue de los arreglos solares y antenas, pérdida total
14-Dic-06	NRO-L21	IOT: modo seguro, el control no pudo ser restablecido, pérdida total
27-Ene-07	HST	Modo seguro después de falla permanente de instrumentación de ACS, recuperado
Feb-07	EchoStar II	La rotación del panel solar norte falló, cambiado al de respaldo
Feb-07	Beidou 1D (2A)	Falla de despliegue de arreglos solares, el problema fue resuelto en abril del 2007
Feb-07	Kiku No. 8	IOT: parte de la carga útil no pudo ser activada

Fecha	Satélite	Evento
Mar-07	Orbital Express/ASTRO	IOT: Problema de sistema de guía, resuelto con la actualización de software
04-Mar-07	Orbview 3	Se detuvo el envío de imágenes
14-Mar-07	Hotbird 2	Anomalía en el subsistema de potencia
19-Mar-07	New Horizons	Pasó temporalmente a sistema seguro después de un error de la memoria, fue recuperado
25-Mar-07	IGS Radar 1	Apagado después de un problema con el subsistema de potencia
05-Abr-07	Yamal 201	Pérdida de orientación, 6 horas fuera de línea
21/22-May-07	XM 3	Problema repentino con el software, un día fuera de línea
Jun-07	EchoStar V	Pérdida de 8 cadenas de arreglo solar
03-Jul-07	Solidaridad 2	10 horas fuera de línea por pérdida de orientación sin causa aparente
04-Jul-07	MetOp-A	La cámara de fotos de alta resolución avanzada falló
Ago-07	FUSE	Última rueda de momento falló; la misión fue terminada
Ago-07	Anik F3	La carga útil de banda Ka no pudo ser activada
Oct-07	Landsat 5	Falla de una celda que disminuyó la capacidad de la batería
Dic-07	Ekspress-AM22	Todos los giroscopios perdidos, posiblemente pérdida total aún no confirmada
04-Dic-07	GOES-12	Tres días de pérdida de orientación después de una maniobra rutinaria de control de orientación
29-Dic-07	RASCOM-QAF1	IOT: fuga de subsistema de helio detectada
Ene-08	Ulysses	Falla del transmisor principal de banda X
09-Ene-08	KazSat 1	7 horas de pérdida de servicio después de problemas con el software del sistema de orientación
19-Mar-08	MetOp-A	Dos anomalías llevando a un apagado de la carga útil
26-Abr-08	GIOVE-B	Modo seguro después de una variación repentina en la rueda de momento, recuperado 24 horas después
08-Jun-08	KazSat 1	Falla en la computadora de control, pérdida del control
16/17-Jun-08	Eutelsat W5	Uno de los arreglos solares perdió movimiento por mal funcionamiento del motor
29-Jun-08	Galaxy 26	Falla parcial del sistema de potencia, pérdida de la mitad de la capacidad
14-Jul-08	EchoStar 2	Falla del sistema de potencia. Pérdida total
Ago-08	varios	SES anunció problemas con los arreglos solares de los satélites LM-A2100 satélites
9-Sep-08	GIOVE B	Modo de seguridad disparado por SEU; servicio recuperado el 24 de septiembre
28-Sep-08	Hubble Space Telescope	Falla de la unidad de control y formateadora de datos científicos del Hubble (lado A)
09-Nov-08	NigComSat 1	Segunda falla de arreglo solar, pérdida total
14-Dic-08	GOES 12	Fuera de operación después de problemas de los impulsores

De la información de la Tabla I.3 se agruparon las fallas por tipo y también se contabilizaron considerando si se trata de falla parcial o total en el satélite. Se han representado algunos parámetros principales analizados en las Figs. 1.1, 1.2 y 1.3. En la primera figura se muestra el tipo de subsistema en falla por fecha. La Fig. 1.1 muestra el tipo, es decir, si se trata de falla total o parcial desde 1994 hasta la fecha y la última gráfica muestra la probabilidad de tipo de falla por subsistema.

De la Fig. 1.1 podemos observar que las fallas año con año han sido variadas, afectando a todos los subsistemas y adicionalmente, aunque uno de los factores que pueden estar influyendo en la aparición de mayor número de fallas a medida que ha pasado el tiempo puede ser que cada vez hay más apertura de información y se registran o notifican las fallas que ocurren, ya que en los primeros años de desarrollo de la tecnología no había tanta apertura del mercado y por tanto esta puede ser la razón primordial por la que no hay muchos registros.

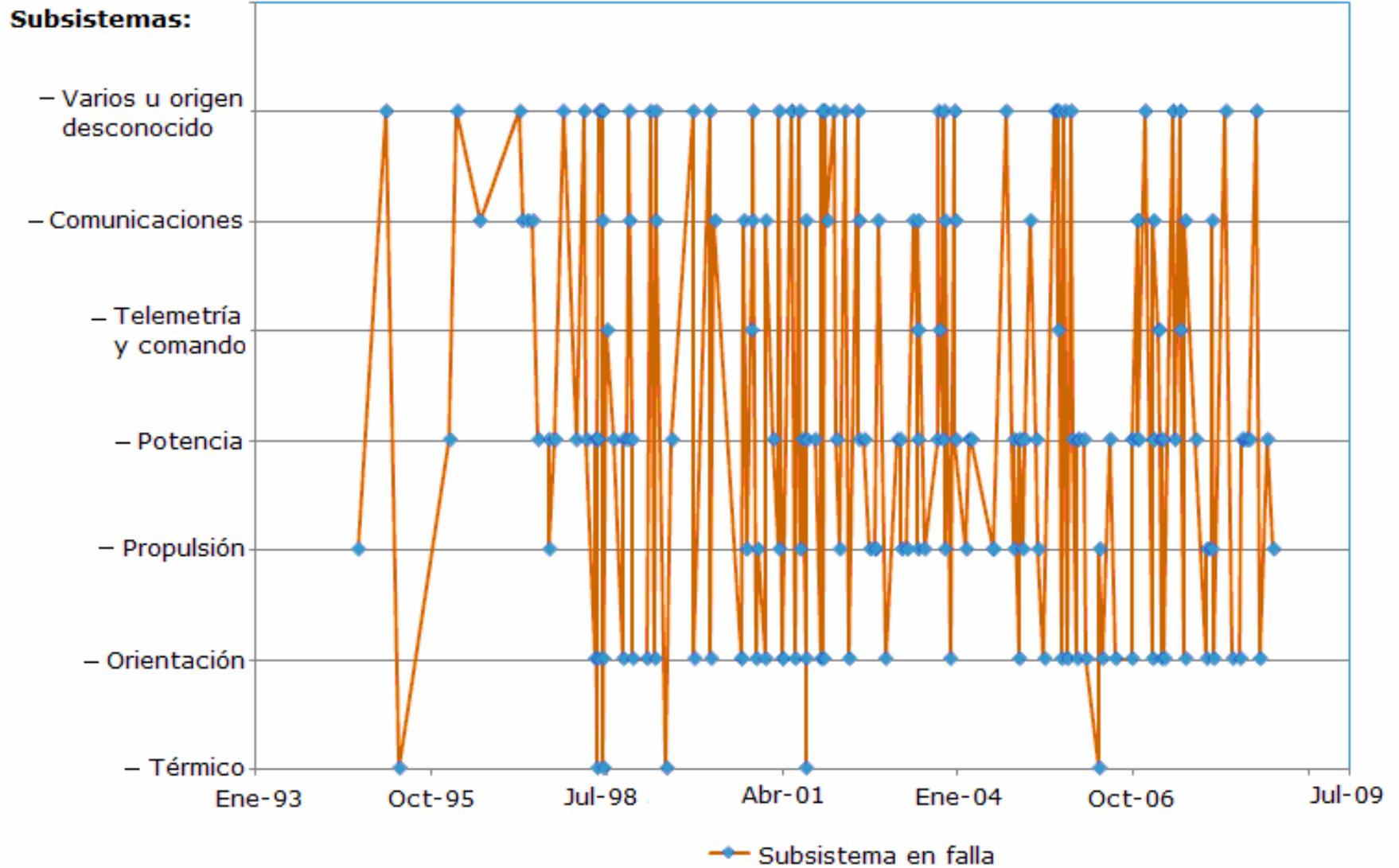


Fig. 1.1. Tipo de subsistema en falla por fecha [25, 26].

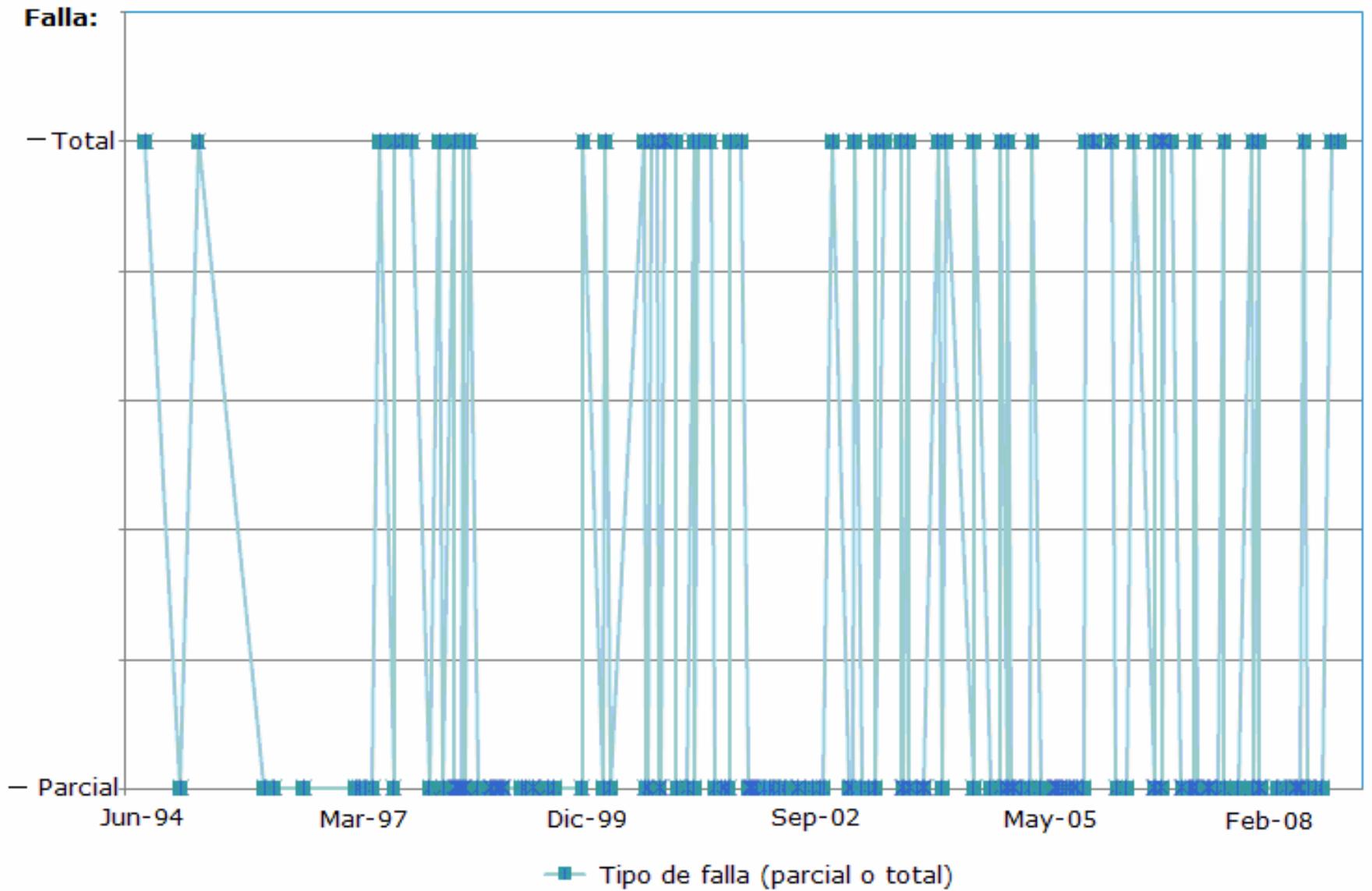


Fig. 1.2. Tipo de falla desde 1994 hasta la fecha [25, 26].

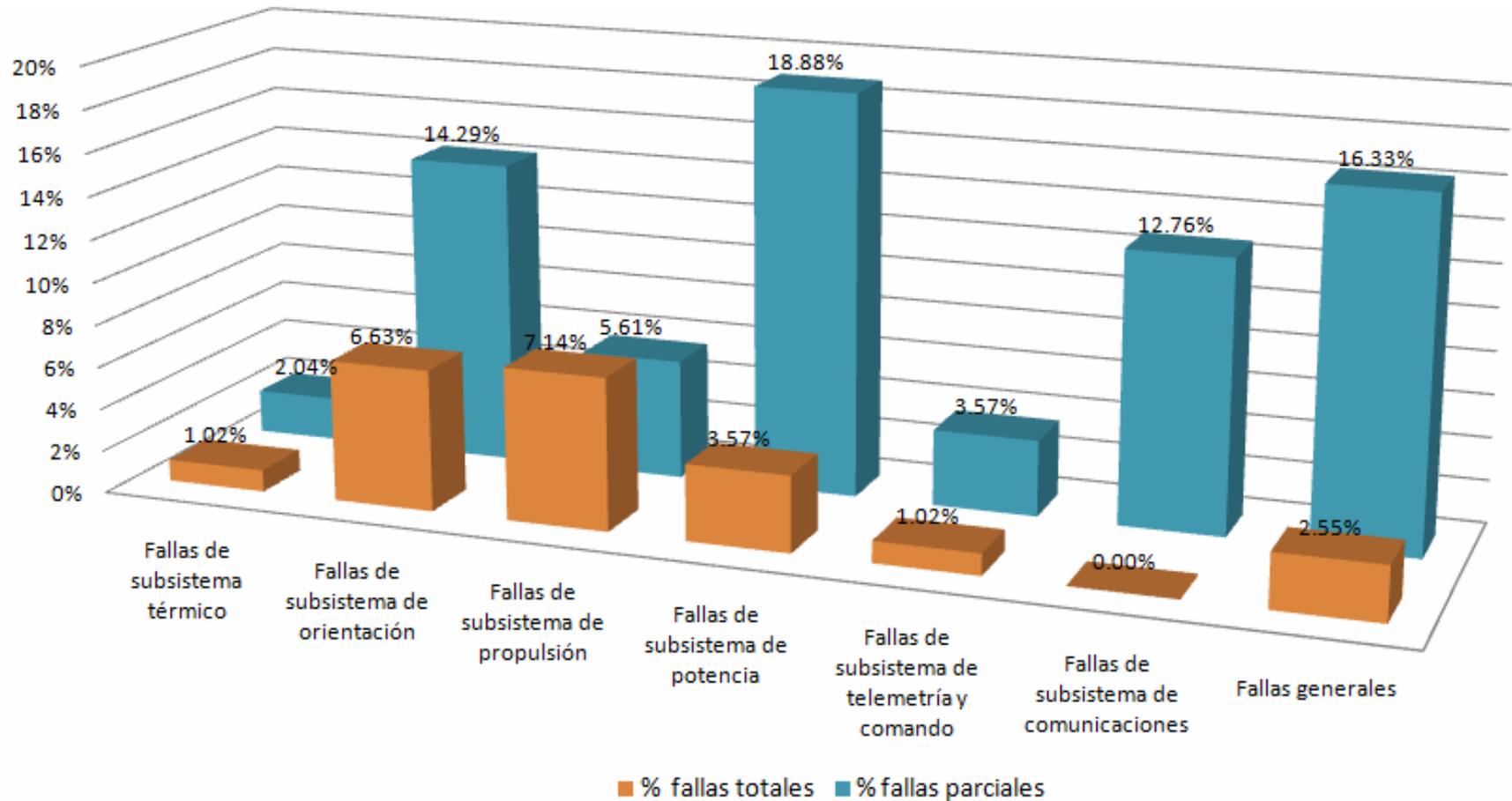


Fig. 1.3. Fallas ocurridas por subsistema desde 1993 hasta finales del 2008, se muestra el porcentaje de fallas por tipo y subsistema del total de fallas registrado [25, 26].

De las fallas reportadas hasta la fecha casi el 50% de éstas han sido pérdidas totales de los satélites, lo que lleva a una pérdida económica grande de la compañía operador pero también de la compañía fabricante pues incrementa la probabilidad de riesgo para la adquisición de sus diseños además de que en algunos casos se tienen cláusulas de penalización en los contratos de construcción

En la gráfica de la Fig. 1.3 podemos observar que el subsistema de propulsión tiene el mayor porcentaje de fallas totales por lo que este subsistema es el de mayor relevancia en el diseño de un satélite ya que una falla puede ser crítica en la vida del mismo.

Se puede observar de las Figs. 1.1 a 1.3 que aunque ha avanzado la tecnología en todos los ámbitos, a pasos agigantados y, de esta manera ha crecido también la complejidad de la tecnología a bordo de los satélites, aún no ha habido una disminución del número de eventos ocurridos en los subsistemas, principalmente afectando al subsistema de propulsión lo que lleva a considerar a éste como punto débil en la tecnología espacial.

1.3 Conclusiones

1. Aunque existen muchos tipos distintos de anomalías que llevan a la pérdida parcial o total de un satélite, un área importante que es aplicable a la mayoría de los satélites a excepción de aquellos de dimensiones pequeñas para la investigación, es el subsistema de propulsión. Por lo que es importante mejorar su instrumentación.
2. En particular, los sistemas de propulsión son importantes desde este punto de vista, debido a que el manejo del propelente es el principal factor que determina la vida útil del satélite.

CAPITULO 2. RETOS EN EL DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE LOS SISTEMAS DE PROPULSIÓN DE COHETES Y NAVES ESPACIALES

2.1 Introducción

El análisis realizado en el capítulo anterior sobre los datos existentes de fallas en la tecnología espacial reveló la importancia del subsistema de propulsión en la vida útil de un satélite, por lo que a continuación se analizarán varios aspectos técnicos de dicho subsistema para identificar las posibles áreas de mejora y los retos actuales en los campos de desarrollo de los sistemas de propulsión, ya que no sólo interviene la ingeniería, sino que, debido a que en este campo se manejan propelentes, también entra parte de retos en cuanto al conocimiento y manejo de estos elementos por su carácter, en ocasiones, hasta dañino y peligroso y su interacción con los componentes del subsistema.

Para lo anterior, en este capítulo se analizarán las características, componentes, una revisión breve de la historia y el estado del arte de este subsistema tanto para los cohetes, naves espaciales y para los satélites para tener una visión general de los principales problemas y retos existentes en los sistemas de propulsión.

Un sistema de propulsión es capaz de imprimir velocidad creciente o aceleración a un cuerpo, mediante un dispositivo que expelle materia (denominado impulsor o cohete). Existen diferentes métodos. Cada método tiene sus propias ventajas y desventajas, y aún es un área en investigación. La mayoría de las naves logran su empuje mediante el calor de una reacción en cadena que se expelle por un orificio a muy alta velocidad. La Fig. 2.1 indica los seis elementos básicos de un sistema de propulsión [74] discutido más adelante.

Todos estos elementos están presentes en un sistema de propulsión dado, aunque pueden estar combinados y ser nombrados de forma distinta.

- **Propelente:** Este puede ser un gas, líquido o sólido. El propelente principalmente provee la fuente de transferencia de momento para generar un impulso. En muchos sistemas de propulsión existe también una fuente de energía.
- **Almacenamiento de propelente:** Este sistema almacena un propelente mientras éste es usado para proveer el impulso. Este mantiene el propelente en las condiciones apropiadas para que esté disponible para ser usado cuando sea necesario. Los gases y líquidos son principalmente mantenidos a presiones y temperaturas particulares para su uso posterior. Para cohetes de propelente sólido, el almacenamiento del propelente es combinado con hardware para conversión de energía y aceleración así que el sistema de alimentación de propulsión no es requerido.
- **Sistema de alimentación de propelente:** Este sistema es solamente usado para sistemas líquidos o gaseosos porque estos sistemas requieren de algún medio para trasladar los propelentes de los tanques de almacenamiento al acelerador. En

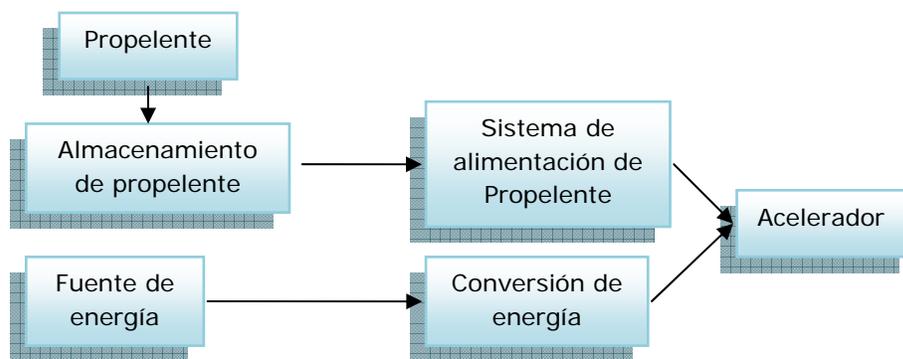


Fig. 2.1. Diagrama de bloques de un sistema de propulsión genérico.

sistemas sólidos típicos la sección de alimentación es parte del proceso de combustión, así se traslapa con el bloque de conversión de energía.

- **Fuente de energía:** Las fuentes de energía más comunes son las de reacción química (de los propelentes), presión de gas, eléctrica y nuclear.
- **Conversión de energía:** La fuente de energía determina como es llevada a cabo la conversión de energía. Los sistemas químicos generan una reacción química para transformar la energía en forma de calor y de presión. La energía de presión se convierte en empuje permitiendo que el gas se expanda y produzca aceleración, esto se traslapa con el bloque del "acelerador". La energía eléctrica crea energía térmica o campos de fuerzas electromagnéticas. La energía nuclear convierte la energía térmica en subsecuente transferencia de calor al propelente.
- **Acelerador:** Los aceleradores llevan las partículas de la masa del propelente a la velocidad y dirección deseadas para proveer el empuje. Estos son básicamente termodinámicos o electromagnéticos. Los aceleradores termodinámicos expanden un gas para tomar ventaja de la presión y energía térmicas. Los aceleradores electromagnéticos incrementan la velocidad de las partículas cargadas o plasmas en un campo electromagnético [74].

El empuje necesitado para cambiar la velocidad o proveer un torque, viene de un sistema de propulsión hecho de una combinación de las tecnologías que más adelante se describen.

Estos fundamentos han sido desarrollados a lo largo de la historia y aplicados en la actualidad, cada vez con mejores materiales, desempeño y efectividad pero con los mismos principios básicos de operación como se muestra en las secciones siguientes.

2.2 Características de propelentes y sus implicaciones

Las características principales de los propelentes son sus características físicas y químicas, las cuales servirán para su análisis detallado, que nos permitirá conocer más a fondo los medios en los cuales deberán trabajar los sensores para su medición así como las características a las cuales los sensores son sometidos en caso de estar inmersos en este tipo de materiales. A continuación se presentan las características más importantes.

Grado de peligrosidad: Muchos propelentes son peligrosos y por lo tanto difíciles de manejar. Además de ser capaces de causar explosiones o fuego por un mal manejo o condiciones de almacenamiento, los propelentes tienen otras propiedades físicas peligrosas las cuales son importantes para su inclusión en el diseño de un sistema de propulsión. Muchos propelentes tales como los que conforman la familia de hidracina son tóxicos al ser respirados y al tacto y deben ser manejados con cuidado. Las regulaciones gubernamentales han establecido en la mayoría de los países reglas de manejo de este tipo de materiales. Debido a esta característica hay que tener en cuenta su compatibilidad con otros propelentes y con la elección de tanques, líneas de transporte, selladores y la cobertura de los cohetes.

Presión de vapor: cuando un propelente tiene una alta presión de vapor a una temperatura en particular, una cantidad apreciable de líquido (o sólido) se convierte en un

gas a esa temperatura dada. Al punto de ebullición de un líquido, la presión de vapor llega a ser igual a la presión atmosférica. El agua, por ejemplo, tiene una presión de vapor menor a 7000 Pa a la temperatura específica. El tetróxido de nitrógeno (N_2O_4), por otro lado, ebulle justo a su temperatura específica. En el punto de ebullición, la presión de vapor de un líquido es igual a la presión atmosférica. Los propelentes criogénicos (de muy bajos puntos de ebullición) tales como el H_2 y O_2 pueden ser almacenados en tanques de paredes espesas aislados, para llevar la presión del vapor a un valor razonable. Si un propelente tóxico tiene una alta presión de vapor, los vapores tóxicos pueden fácilmente escapar durante los procedimientos de manejo de estos. Desde el punto de vista ingenieril, los propelentes con una alta presión de vapor causan problemas con las bombas permitiendo oscilaciones de presión e inestabilidad de combustión. Uno de los “lados buenos” es que estos propelentes pueden usar tanques libres de presurizante. Para motores de cohete de estado sólido, un plastificador con una alta presión de vapor podría causar disminución y ruptura de la rejilla de propelente. En términos comunes, propelentes con bajas presiones de vapor son “buenos” y propelentes con altas presiones de vapor son “malos”.

Propiedades de transferencia de calor: Las propiedades de transferencia de calor de propelentes se deben considerar cuando un motor puede ser regenerativamente enfriado. Componentes con un alto calor específico son buenas elecciones para enfriamiento regenerativo. El hidrógeno líquido tiene un calor específico de 7320 J/Kg.K a 20 K, comparado con el calor específico del agua de 4217 J/Kg.K a 273 K. es muy inusual para los componentes, tener un calor específico mayor que los 4000 J/Kg.K. El propelente, por supuesto, puede ser también estable dentro del rango de temperatura encontrada durante el enfriamiento regenerativo [124].

Viscosidad: La viscosidad es un punto importante cuando se enfría regenerativamente un motor. Esta también es una variable crucial cuando se está diseñando el sistema de bombeo. Como comparación, el agua tiene una viscosidad de 1.0 cerca del punto de congelamiento, sin embargo el hidrógeno líquido tiene una viscosidad de 0.024 cercano a su punto de ebullición, y el RP-1 tiene una viscosidad de 0.75 cerca de su temperatura específica. Mientras más viscoso sea un líquido es más difícil de bombear. La viscosidad no es normalmente una consideración importante para la elección de un propelente; sin embargo, este es un parámetro de diseño importante.

Densidad: La densidad juega un rol crítico en el diseño de los tanques de propelente. Simplemente, mientras es mayor la densidad del propelente, mas masa de propelente se puede poner en un volumen dado de almacenamiento. La densidad también es referida a la gravedad específica, la cual es la medida de la densidad relativa al agua (1.00). RP-1 tiene una densidad específica de 0.8 cerca de su temperatura específica. El hidrógeno líquido tiene una muy pobre tasa en esta categoría, con una gravedad específica de 0.07 cerca a su punto de ebullición [126].

Reactividad química: En motores de cohete sólido, el oxidante y combustible deben ser químicamente compatibles durante el almacenamiento. En motores líquidos, el factor de reactividad llega a ser importante durante la mezcla de combustible y oxidante en la cámara de combustión. *Hipergolicidad*, combustión espontánea sobre la mezcla, es también un factor a considerar. Los propelentes hipergólicos eliminan la necesidad de un sistema de ignición separado. Monometil hidracina (CH_3NHNH_2) y tetróxido de nitrógeno (N_2O_4), es una combinación de combustible y oxidante hipergólicos. Hidrógeno y oxígeno en cambio, no conforman un sistema hipergólico.

Calor de formación: Una muy importante pieza de información a cerca de un propelente de primera vista es su calor de formación, una variable termodinámica familiar. Debido a

que los calores de reacción son calculados de los “productos - reaccionantes”, se observa que el calor de formación de los reaccionantes (propelentes) llega a ser lo más positivo como sea posible. Los calores de formación más positivos de los reactivos, los más negativos “productos – reactivos” son los que mayor energía dan a una reacción. En la química los propelentes, los calores positivos de formación son inusuales. Todos los de la familia de hidracina son útiles mezclados con el peróxido de nitrógeno. Algunos de los más exóticos combustibles y oxidantes, tales como el pentaborano y el difluoruro de oxígeno, también tienen un calor de formación positivo. La Tabla II.1 muestra algunas de las propiedades básicas de los propelentes.

De los compuestos mencionados anteriormente los más usados son la hidracina y el tetróxido de dinitrógeno.

La reacción es:



Tabla II.1– Propiedades de los propelentes líquidos típicos. (Nota: FP=punto de congelamiento a una atmósfera, BP = punto de ebullición a una atmósfera, P_{vap} = presión de vapor, Al = aleación de aluminio, SS = acero inoxidable, Ni = aleación de níquel, Cu = cobre (todas las aleaciones posibles no necesariamente trabajan).

Propelente	Fórmula	T _{FP} (K)	T _{BP} (K)	P _{vap} (Pa)	Densidad (kg/m ³)	Estabilidad	Manejo	Almacenamiento	Materiales compatibles
Oxígeno líquido	O ₂	54	90	5.07 MPa @154K	1142	Buena	Bueno	Criogénico	Al, SS, Ni, Cu, Teflón, Kel-F
Peróxido de hidrógeno	H ₂ O ₂	267.4	419	345@298K	1414	Inestable a T>414K	Quema la piel, flamable	Se descompone en 1%/año	Al, SS, Ni, Kel-F
Tetróxido de nitrógeno	N ₂ O ₄	261	294	0.765 MPa @344K	1440	Dependiente de temperatura	Quema la piel, tóxico	Bueno cuando está seco	Al, SS, Ni, Teflón
Hidrógeno líquido	H ₂	13.8	20.3	1.294 MPa @32.8K	71	Flamable	Flamable	Criogénico	Al, SS, Ni, Kel-F
RP-1	CH _{1.97}	229-291	445-537	2275 @344K	810	Flamable	Flamable	Bueno	Al, SS, Ni, Cu, Teflón, Kel-F, Neopreno
Hidracina	N ₂ H ₄	274	386	19300 @344K	1010	Tóxico y flamable	Tóxico y flamable	Bueno	Al, SS, Teflón, Kel-F, polietileno
Monometil hidracina	CH ₃ NH-NH ₂	220	359	60657 @344K	878	Tóxico	Tóxico	Bueno	Al, SS, Teflón, Kel-F, polietileno
Dimetil de hidracina asimétrico	(CH ₃) ₂ N-NH ₂	215	336	1.213 MPa @344K	789	Tóxico	Tóxico	Bueno	Al, SS, Teflón, Kel-F
Fluorina	Fl	53	85	5.57 MPa @144K	1509	Buena	Muy tóxico y flamable	Criogénico	Al, SS, Ni, latón
Poli butadieno	C ₂ H ₄	N/A	N/A	N/A	900-1000	Excelente – sólido	Excelente-sólido	Excelente-sólido	Cualquiera

Generalmente no se utiliza la hidracina, sino algunos de sus derivados como la monometil hidracina o la dimetilhidracina asimétrica. Estos derivados tienen importantes ventajas, como ser almacenables a temperatura ambiente y producir ignición en cuanto entran en contacto con el comburente (a este tipo de combustibles se les llama hipergólicos). Sin embargo, debido a su alta toxicidad, se tiende a abandonar su uso.

Es importante mencionar que la hidracina reacciona con el oxígeno de la siguiente manera $N_2H_4 + 2 O_2 \rightarrow N_2 + 2 H_2O$, reduciendo la posibilidad de corrosión por oxidación en los metales. Además al entrar en contacto con el óxido férrico, genera magnetita, agua y nitrógeno:



- *Características específicas de monometil hidracina*

Como resultado del alto punto de fundición, las aplicaciones aeroespaciales comúnmente usan metil hidracinas, tales como la monometil hidracina (MMH) o dimetil hidracina inasimétrica (UDMH) o N-dimetil hidracina, algunas veces como una mezcla con otros tipos de hidracina, lo cual mejora la velocidad. Aerocina 50 es 50% de UMDH y 50% de N_2H_4 , y es usada en el segundo estado de los lanzadores Delta II y de la familia Titan.

La monometil hidrazina (CH_3NHNH_2) es un líquido incoloro, limpio e higroscópico. Este tiene un olor específico característico parecido al del amonio y es miscible con agua, además es soluble en hidrocarburos.

La MMH es un combustible hipergólico, es decir, produce ignición espontánea sin necesidad de ningún mecanismo de encendido cuando es usado con oxidantes de tetróxido de nitrógeno. Este es usado en los lanzadores espaciales como el Space Shuttle, Titan, Delta y la familia de Ariane Space y muchas naves espaciales equipadas con subsistemas de propulsión de bipropelente [120]. Los sistemas de bipropelente que ocupan este elemento pueden producir hasta 1000000 de libras de impulso. Los oxidantes usados para la ignición han variado a través de los años. En los 50's el trifloruro clorhídrico fue usado, sin embargo se encontró que este era extremadamente reactivo y tóxico y había problemas para su manejo por encima de los beneficios que tenía. Otro oxidante que se ha ocupado con este combustible es el fluoruro de perclorato, que era más económico que el tricloruro clorhídrico pero seguía teniendo demasiados riesgos de manejo [123]. Actualmente uno de los oxidantes más comunes es el tetróxido de nitrógeno, por ejemplo usado en los módulos lunares Apolo donde 4 ½ toneladas de oxidante fueron requeridas para alrededor de 3 toneladas de hidracina [122].

La MMH es un componente es tóxico y altamente dañino para la salud llegando a ser carcinógeno, pero es fácilmente almacenado en el espacio en un sistema de almacenaje de poco peso y de bajo mantenimiento [125].

La fabricación y uso de la monometil hidracina (MMH) como combustible de cohetes ha incrementado en los últimos años. Los peligros para la salud ya han sido ampliamente estudiados y se han definido, pero los efectos crónicos derivados de la exposición a este compuesto son poco conocidos. Adicionalmente, los sistemas de propulsión también han sido desarrollados para este tipo de combustible por varios operadores satelitales, donde

se utilizan generalmente los tanques mencionados en el capítulo 2 así como los métodos comunes para la estimación de combustible como son el método PVT, bookkeeping entre otros.

El índice refractivo de la monometil hidracina es de 1.439 a 20 °C (293.15 K), debido a la diferencia de éste con el índice de los gases (cercanos a 1) se podría estimar que es sencilla la detección de este líquido en una mezcla con gas a diferencia de otros combustibles como el caso del hidrógeno líquido con índice de refracción de 1.106. Adicionalmente, este líquido puede ser manejado a temperatura ambiente sin riesgos; su temperatura de congelación es de -21 °C mientras que su temperatura de ebullición es de 88 °C [125].

- *Características específicas del hidrógeno líquido*

El hidrógeno líquido (LH2) es muy usado como un propelente en vehículos espaciales [126]. Esta aplicación se espera que continúe creciendo en el futuro debido a los programas como la estación espacial y el turismo espacial. También el LH2 tiene perspectivas para aplicaciones en sistemas terrestres de automotores y aviones. En la actualidad, una gran cantidad de desarrollos han sido llevados a cabo con conceptos diferentes de vehículos impulsados por hidrógeno [127, 128]. El concepto de carros impulsados por hidrógeno y camiones ha sido demostrado. Por lo tanto, la producción del hidrógeno líquido y su uso en varios vehículos se espera que crezca durante la siguiente década. Los indicadores de nivel y sensores de nivel son elementos importantes de los sistemas de almacenamiento de hidrógeno líquido. Por lo tanto varios tipos de sensores han sido propuestos para la detección de nivel y medición de nivel de los fluidos criogénicos y del hidrógeno líquido en particular [129, 130, 131] siendo esta área de gran interés en el desarrollo de nuevos sistemas.

Sin embargo, el índice refractivo del hidrógeno líquido, n , ($n=1.109$ a longitud de onda $\lambda =590$ nm y temperatura $T=20$ K) es significativamente menor que la otros líquidos a temperaturas normales (ej. agua con $n=1.333$, nitrógeno líquido con $n=1.205$ [127]) y criogénicos (ej. oxígeno líquido con $n=1.221$ y fluorina con $n=1.26$). Esto hace la detección de la interfaz de líquido en los tanques de almacenamiento de hidrógeno líquido más difícil que en el caso de la interfaz otros líquidos normales y criogénicos del nitrógeno líquido. También, la temperatura baja del hidrógeno líquido en comparación con otros líquidos criogénicos el nitrógeno líquido y la flamabilidad del hidrógeno líquido lleva a que se requiera un sistema de almacenamiento más complejo para el hidrógeno líquido que para otros líquidos.

2.3 Tipos de tanques para sistemas de propulsión satelital

En la construcción de una nave espacial, se requiere encontrar los requisitos específicos de la misión como volumen, el peso, el desempeño, etc., para definir los parámetros de la construcción del tanque del subsistema de propulsión.

Hay una lista extensa de pruebas y requisitos que han sido requeridas para el diseño de tanques, incluyendo en estas pruebas generalmente de vibración, térmicas, de aceleración, acústicas, y las pruebas de golpeado.

Hay actualmente más de 350 diseños calificados de tanques. Estos diseños calificados ofrecen una gran variedad de tamaños de esqueleto de tanques, formas, espesores, y configuraciones.

- *Tanques de diafragma*

La mayoría de los tanques de diafragma fueron desarrollados en los 1970. Una vez que un diafragma ha sido desarrollado, se diseñan simplemente los esqueletos del tanque alrededor de los diafragmas. Inicialmente, para los diafragmas fueron utilizados diferentes cauchos. Desde que 1975 todos diafragmas han sido hechos del caucho AF-E-332. Este compuesto es un terpolimero de propileno de etileno vaciado en nordel (resina plástica) que es llenada con teflón y sílice. El proceso es instalar el diafragma en un esqueleto todo-soldado de titanio y éste es instalado en el cierre del tanque. Los tanques de diafragma tienen una alta confiabilidad. El diafragma permite una expulsión positiva y asegura que el tanque es capaz de proporcionar un suministro continuo del combustible bajo la mayoría de las condiciones. Esto también significa que el tanque puede ser montado en cualquier orientación a bordo de la nave sin la necesidad de un análisis extenso del flujo del fluido tal como se requiere en el caso de un tanque con PMD (Propellant Management Device) donde se requiere el análisis de la tensión superficial. Esta característica contribuye a la flexibilidad en el diseño del esqueleto del tanque y características de instalación. Como se muestra adelante, los tanques de diafragma tienen una multitud de características para el diseño de instalación cubriendo así requisitos específicos de una nave espacial o lanzador. La herencia de tanques de diafragma es un punto importante en la Industria Aeroespacial.

Los tanques con diafragma de 9.41-pulgadas fueron originalmente diseñados en 1970 usando un diafragma elastomérico EPT- 10. La misma forma de diafragma usada para hacer el diafragma de este tipo es útil para el diafragma AF-E-332. Sin embargo el crecimiento de los satélites llevó al requerimiento de tanques más grandes por lo que la demanda de este tipo de tanques disminuyó (Fig. 2.2).

Desde su primer diseño hasta la fecha se ha modificado tanto el tamaño, yendo desde tanques de 12.88 pulgadas de diámetro hasta las 28 pulgadas y siguen siendo desarrollados prototipos de tamaños más atractivos para un mayor contenido de propelente, se han usado diversos prototipos de materiales de construcción del diafragma y se han modificado las configuraciones; hay tres configuraciones básicas: montura de pedestal/esférico, montura de esfera/circunferencia, y montura de esfera/elipse [97].

Adicionalmente se han realizado diversos diseños de diafragmas como diafragmas de un solo sentido y diafragmas reversibles. Algunos ejemplos de estos tanques se muestran en las Figs. 2.3 y 2.4 [97, 175, 176].

Entre algunos de los desarrollos especiales de este tipo de tanques están los tanques de 17.4 pulgadas fueron desarrollados en 1980 para la Misión Solar Ulysses y el tanque de diafragma de 28 pulgadas fue originalmente desarrollado en 1975 para el programa Voyager. Una serie de tanques derivados de éste modelo fueron desarrollados por el tamaño atractivo. Todos los tanques derivados son relacionados tanques APU del Space Shuttle.

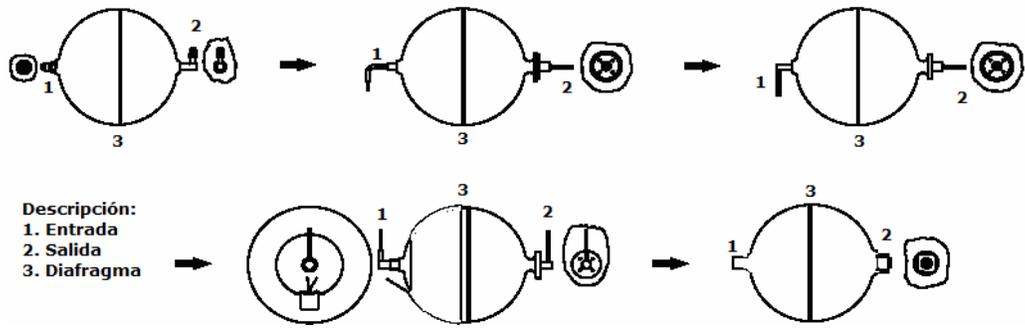


Fig. 2.2. Tanques de diafragma de 9.41-pulgadas con diferentes tipos de entrada y salida.



Fig. 2.3. Tanques de diafragma de cabeza elipsoidal [175].



Fig. 2.4. Tanque cónico de diafragma reversible. Contiene un diafragma completamente reversible que permite evitar daño en el diafragma durante las pruebas de tierra [176].

- *Tanques de tensión superficial*

Como su nombre lo dice, los tanques de tensión superficial explotan las propiedades de la tensión en la superficie de los tanques de propelente para control, manejo y liberación de oxidante y combustible libres de gas, específicamente dentro de condiciones de micro gravedad. Este tipo de tanques maximiza el uso de propelente disponible, minimizando los residuos, habilitando la posibilidad de aumentar la vida de los satélites geosíncronos por más de 15 años.

La primera generación de tanques de tensión superficial fue desarrollada para sistemas de propulsión unificados y fue usado primero en los satélites de comunicaciones TV-Sat and TDF-1. El tanque comprendía dos cámaras. Una cámara superior conteniendo el propelente para maniobras de adquisición de apogeo. Una cámara inferior incorporando un dispositivo de drenaje que habilita virtualmente la opción de que todo el combustible remanente fuera utilizado (Fig. 2.5).

La segunda generación de los tanques de tensión superficial fue desarrollada para sistemas de propulsión de monopropelente [175]. El dispositivo de manejo de propelente es común y puede ser usado en una gran variedad de geometrías de tanques de propelente.

La principal característica de este tanque es una reserva rellenable de propelente (PRR) para grandes cantidades de propelente para soportar maniobras de control de orientación de la estación con altas aceleraciones.

La reposición del PRR se realiza por vainas de adquisición de propelente de alta eficiencia (PAV) en un corto periodo de tiempo y en las fases de baja aceleración.

Pantallas de malla especial garantizan que sólo el propelente libre de gas es admitido en la salida de propelente (Fig. 2.6).

La tercera generación de tanques de tensión superficial fue desarrollada para sistemas de bipropelente [99]. La característica principal de estos es la alta efectividad del dispositivo de manejo de propelente que bombea propelente al puerto de salida en tiempo real durante el consumo de propelente por los impulsores (Fig. 2.7) [124].

- *Tanques de vejiga*

Un tanque de vejiga comprende una vasija rígida conteniendo una vejiga flexible y una tubería axial performada. El propelente es contenido en la vejiga y el gas presurizante dentro del tanque ocupa el volumen entre la pared del tanque y la vejiga. El gas presurizante "aprieta" la vejiga forzando al propelente a ir hacia la tubería para lograr una expulsión positiva de propelente a los impulsores o el motor.

El tanque de vejiga puede ser operado en modo de revés o de presión regulada (Fig. 2.8).

En modo de bajada, el tanque es cargado con propelente y "sellado" con una masa específica de gas. De este modo se evita la necesidad de gas presurizante adicional reduciendo así la masa, volumen y complejidad del sistema de propulsión. Por otro lado, la masa de gas fija nos lleva a que haya una disminución de presión durante la operación resultando en reducción de impulso desde el inicio de vida de la misión (BOL) al fin de vida (EOL). La reducción del nivel de impulso puede, sin embargo, ser predicha con precisión con repetitividad garantizada.

En el modo de presión regulada, el tanque es presurizado desde un contenedor de presurizante independiente, a través de un regulador de presión, proporcionando una presión constante desde inicio de vida (BOL) hasta fin de vida (EOL). Consecuentemente el propelente presurizado permite por tanto tener un impulso constante a través de la vida operacional [124].

En ambos modos, las ventajas del tanque con vejiga incluyen:

- Simplicidad funcional => confiabilidad
- Minimiza los residuos de propelente
- Eliminación de mezcla de gas con propelente asegurando condiciones predecibles de impulso, especialmente durante la re ignición.
- La disponibilidad del propelente está garantizada a través de todas las fases de la misión, sin importar la aceleración, desaceleración, maniobras y condiciones de inicialización y apagado.

Como se puede ver, todas las partes que conforman a un tanque son estructurales a excepción de los componentes que conforman los sistemas de medición de contenido. Esto nos va a servir para poder estimar la vida remanente del vehículo pues muchas ocasiones no sólo depende del contenido agregado al tanque ya que por fugas debido a fallas en la construcción o en las válvulas y de la operación de éstas, se debe tener una medición en tiempo real del propelente remanente. Para esto se han desarrollado sistemas y métodos de estimación aunque con una alta incertidumbre como se describe en la siguiente sección.

- *Tanques para sistemas de hidrógeno líquido*

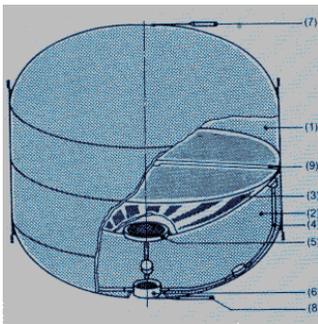
Comúnmente, los sistemas de almacenaje de hidrógeno líquido a bordo contienen los componentes siguientes: un contenedor con postes de soporte, una conexión o un receptáculo que reaprovisiona de combustible, un dispositivo de relevación de presión, una válvula de cierre automático, una línea de combustible flexible o rígida, equipamiento o sistemas de conexión atornillados, un sistema de conversión del hidrógeno, un sistema de instrumentación de seguridad, un sensor de nivel de combustible o sensor de flujo para calcular el nivel del combustible, un indicador de nivel del combustible, y un sistema de manejo de ebullición. Según la especificación de seguridad para este tipo de sistemas, la mayor parte de estos componentes deben tener una aprobación. El diseño del componente específico del sistema de almacenaje se basa en el concepto de la seguridad del vehículo.

De acuerdo con el diseño de planta, el análisis de peligro de una avería para un accidente no controlado del hidrógeno requiere un índice de fracaso más bajo de 10^{-9} por hora para el sistema entero de almacenaje. Los componentes en contacto con el hidrógeno deben soportar una presión de prueba de 1.5 veces como máximo permisible de su presión de funcionamiento con los enchufes de la parte de los desagües de alta presión enchufados sin ninguna evidencia visible de escape o de deformación. Por lo tanto, el componente no debe demostrar ninguna evidencia visible de la ruptura o de grietas.

Los componentes instalados dentro del contenedor de hidrógeno no se pueden intercambiar y deberán diseñarse para disminuir lo más posible la necesidad de mantenimiento durante el curso de vida de por lo menos de 10 años.

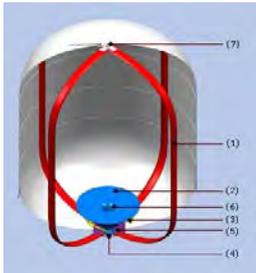


Fig. 2.5. Tanques de tensión superficial [177].



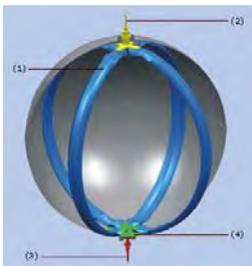
1. Cámara superior
2. Cámara inferior
3. Base intermedia
4. Dispositivo de drenado
5. Pantalla en base intermedia
6. Pantalla en el adaptador del sumidero
7. Puerto de gas
8. Puerto de propelente
9. Dispositivo de ventilación

Fig. 2.6. Descripción de componentes de tanques de tensión superficial.



1. Vainas de adquisición de propelente
2. Reserva rellenable de propelente
3. Pantalla superior
4. Pantalla inferior
5. Puerto de propelente
6. Tubo de ventilación
7. Puerto de gas

Fig. 2.7. La tercera generación de tanques de tensión superficial fue desarrollada para sistemas de bipropelente.



1. Vainas de adquisición de propelente
2. Puerto de gas
3. Puerto de propelente
4. Plato de sumidero

Fig. 2.8. Tanque de vejiga para propelente.

El aislamiento térmico entre el tanque interno y externo desempeña un papel importante. Este es llevado a cabo por un efecto típico de la tecnología espacial que consiste en varias capas de hojas aislamiento al alto vacío de cerca de 10^{-3} Pa. Los soportes internos se diseñan para mantener el contenedor interno en su posición con respecto al contenedor externo. Por otro lado, los soportes internos del contenedor lleno deberán resistir la aceleración aparente durante la operación y las fuerzas de choque en caso de un accidente sin ruptura. Por otra parte, el escape del calor al tanque interno tiene que ser reducido al mínimo. Dependiendo de la geometría del recipiente, los materiales preferidos son tubos o lazos coaxiales de fibras de vidrio o de fibras de carbono reforzadas plastificadas con alta fortaleza mecánica y conductividad térmica baja [127]. Un ejemplo se muestra en la Fig. 2.9.

2.4 Sistema de medición de propelente y métodos de cálculo de propelente remanente

La gestión global y el desempeño de las misiones espaciales son altamente dependientes de predicciones exactas de la vida en órbita de las naves espaciales. La estimación de la vida total de la misión en los satélites es también un punto importante en las industrias de satélites.

Adicionalmente cada vez son más las normativas con respecto a la colocación de los satélites a fin de vida, como lo mencionan las normativas *ISO 14950: 2004, Space systems — Unmanned spacecraft operability*, *ISO/WD 24113:200X, Space systems — Space debris mitigation* y *ISO/WD 26872:200X, Space systems — Disposal of satellites operating at geosynchronous altitude* donde se establecen las regiones protegidas para los satélites en órbitas LEO y GEO donde deben ser colocados éstos en su maniobra de deorbitación así como los márgenes permitidos para lo cual se debe conocer con la mejor precisión el combustible remanente [113].

Por lo tanto, es cada vez más importante determinar con exactitud la cantidad restante de propelentes utilizados para las maniobras de corrección de orientación y las maniobras de mantenimiento asociadas con la carga útil, la estabilización del cuerpo por plataformas espaciales en baja gravedad en cualquiera de las órbitas.

Debido a que la renta anual estimada de un satélite de comunicaciones típico operando a capacidad completa es del orden de millones de dólares, la pérdida prematura de un satélite de su órbita resulta en cuantiosas pérdidas.

Debido a esto, los operadores satelitales cada vez son más estrictos en sus proyectos y definen la incertidumbre requerida en los sistemas de medición para sus satélites.

Adicionalmente, el sistema de medición de propelente monitorea el nivel de llenado de los tanques de propelente y lleva el control de la razón de mezcla de los sistemas de propelente.

El grado de la exactitud de la masa de propelente es usualmente el punto principal del diseño e implementación y es parte esencial para la elección de los dispositivos del sistema de medición de propelente. El nivel de exactitud requerido es derivado de algunos puntos dados por el tipo de misión, requerimiento de velocidad, costos, etc. [117].

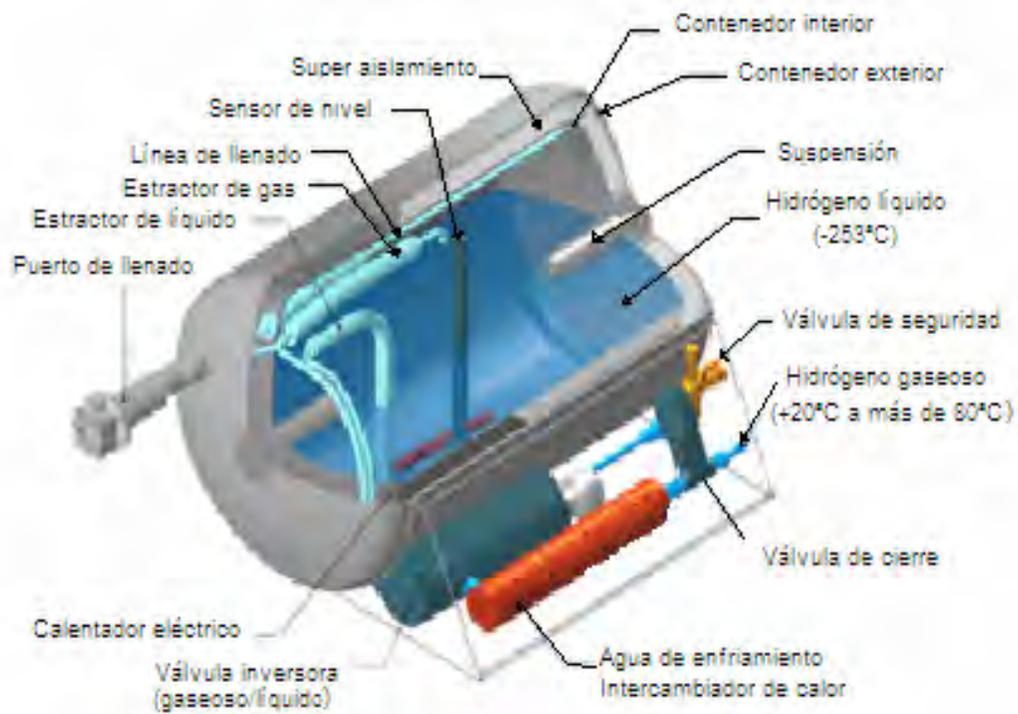


Fig. 2.9. Ejemplo de un sistema de LH2 [127].

Las diferencias entre los requerimientos de medición de los satélites GEO y LEO pueden ser analizados también en base a costos para los satélites comerciales. Debido al bajo requerimiento semanal de apuntamiento de un satélite LEO simple comparado con un satélite GEO, un incremento de precisión en la medición es menos importante en satélites LEO y los requerimientos de precisión deberían por lo tanto ser menos demandantes.

Los diseñadores deben escoger entre sensores de bajo costo y sensores caros de alta resolución. Los errores de las estimaciones de medición pueden reflejar la precisión del método de estimación de propelente seleccionado, así como las características particulares del sistema de propulsión, su comportamiento y el consumo de propelente planeado.

Un sistema de alta precisión puede requerir el diseño de un hardware y software más complejo, llevando a un costo del sistema más alto. Un sistema con baja precisión puede ser aceptado, pero el error de estimación de la masa deberá ser incluida como una carga adicional de propelente. La Tabla II.2 muestra algunos requerimientos de operadores satelitales.

Tabla II.2 Incertidumbres a fin de vida de contenido de combustibles solicitadas por algunos operadores comerciales.

Operador	Requerimiento de incertidumbre
ESA	±3 meses durante los últimos 3 años de operación
Inmarsat	±5 meses durante la vida entera
Eutelsat	±1 mes dentro de los 3 años antes de fin de vida
Intelsat	±6 meses durante la vida entera

Varias técnicas tales como el método de la ley de gases (Presión, Volumen y Temperatura - PVT), técnicas de modelado numérico, y uso de sensores capacitivos se han usado para lograr la determinación de la cantidad de propelente presente en el satélite o la nave. Muchas de estas técnicas actualmente usadas tienen efectos de incertidumbre dependiendo de los instrumentos incluidos en los sistemas de estimación de propelente a bordo. Los principales métodos actualmente usados son el método de inyección de la ley de gases y el método de calentamiento de tanque de propelente. Aunque éstos son los más usados, son métodos de estimación de propelente indirectos.

Actualmente algunos otros métodos han sido propuestos como una nueva configuración del tanque consistiendo de un cono truncado centralmente montado dentro de un tanque de propulsión esférico, para medir la cantidad de líquido de propelente presente en el tanque, con este método aunque se demostró un menor error que los métodos tradicionales, aún existe incertidumbre [118]. Otro método propuesto es la utilización de los momentos de inercia observados en telemetría en los instrumentos de medición de momento a fin de vida con lo que se estima el movimiento del propelente en los tanques durante los disparos de las maniobras, pero tiene aún incertidumbre debido a que pueden actuar fuerzas externas que no hayan sido cuantizadas ocasionando una desviación en las mediciones [119].

Los métodos generales de medición incluyen:

- (1) Sistemas de sensores de punto y línea hidrostática
- (2) Sistemas de Contabilidad
- (3) Sistemas globales

Técnicas hidrostáticas de detección no se utilizan en estos entornos de baja gravedad debido a que el propelente no se limita a una determinada forma, a falta de aceleración gravitacional o aceleraciones centrífugas. A pesar de que estas mediciones son posibles con los satélites de estabilización por giro, los satélites de comunicaciones de alta potencia son generalmente de estabilización triaxial y no producen aceleraciones rotacionales.

Los sistemas de medición dependen de la supervisión integrada de las tasas de flujo de los propelentes, que se restarán de la masa inicial de propelente para determinar la cantidad restante de éste. Sólo el 20% de la carga inicial puede dejarse en sistemas integrados que realizan ambos disparos de apogeo para inserción en órbita y disparos de impulsores para control de orientación. Con misiones de larga duración, la tasa de errores es integrada con el tiempo y puede representar una incertidumbre del 10% de la vida de la misión.

- *Comparativo de principales métodos de estimación de propelente*

Adicionalmente a los métodos mencionados arriba, los cuales son los más comunes en el área comercial debido a que requieren de un sistema de medición de propelente sencillo, existen otros métodos que hasta la actualidad han sido utilizados y han sido calificados para su utilización. A continuación se presentan comparativos de estos métodos en base a sus características.

Hay dos grupos de métodos de estimación aplicables en base a la fase donde se encuentre el satélite.

- *Métodos para medición de propelente entre disparos de impulsores.*

1. Método PVT (Presión – Volumen – Temperatura): Este método es usado en satélites controlados en 3 ejes o de giro, es el método actualmente más usado por su simplicidad y bajo costo.

Su principio de medición se basa en la medición de la temperatura y presión del tanque y el cálculo del volumen y por lo tanto, de la masa de propelente remanente aplicando la ley de los gases.

Este método no requiere equipo adicional a los sensores normalmente usados para la medición de datos nominales de presión y temperatura de las unidades y es de bajo costo.

Su exactitud decrementa hacia fin de vida y está muy ligada con la precisión de la medición de temperatura y presión llegando a tener una exactitud del 1.5 %. Se requiere un transductor de presión convencional de baja precisión.

2. Método Thermal Knocking : Este se aplica también a satélites controlados por 3 ejes y de giro. Si principio de operación es el calentamiento del tanque de propelente y la medición de su respuesta térmica, la cual está relacionada a la carga de propelente.

No requiere equipo adicional pero este método también es de baja precisión y se requiere realizar calibraciones del sistema y toma tiempos de medición grandes. Es poco aplicado en el mercado comercial.

La precisión está ligada con la estabilidad de la fuente de calor, la estabilidad térmica del medio ambiente y la exactitud del modelo térmico llevando a niveles de 10 a 15% de exactitud a dos años antes de fin de vida de la masa de propelente remanente.

3. Inyección de gas: Este método sólo es ocupado en satélites de estabilización en 3 ejes. Este se lleva a cabo realizando transferencia de una cantidad conocida de gas presurizante dentro del tanque de propelente y la medición del incremento de la presión y temperatura se realiza para determinar el volumen y por lo tanto el propelente remanente.

Este método tiene una buena precisión a fin de vida pero requiere de un sistema complejo, requiriendo una modificación del sistema de propulsión estándar requiriendo de transductores de presión de alta resolución y precisión. Al igual que el método anterior, requiere pruebas de calibración.

Este método lleva a un sistema caro y los parámetros que definen la exactitud son la precisión de la calibración del sistema considerando parámetros como el coeficiente de descarga del gas, volumen del tanque y temperatura así como tener en cuenta consideraciones isotérmicas llegando a tener una exactitud a dos años de fin de vida del 1 % y de 0.7% a fin de vida.

4. Medición de nivel de líquido: Este método sólo es aplicable para la medición de nivel de líquido en tanques de satélites de giro donde los propelentes están concentrados debido a la velocidad de giro.

Es un sistema simple con muy alta precisión. Los manejadores de la precisión de este método son la exactitud del sensor del nivel de líquido y las variaciones de la forma de la superficie del tanque llevando a precisiones de 0.05% a dos años de fin de vida y de 0.01% a fin de vida.

- *Métodos usados durante la operación con impulsores.*

1. Flujómetro: Método usado en satélites triaxiales el cual se realiza integrando las mediciones de tasa de flujo de masa del impulsor durante la operación. Tiene una alta precisión pero aún se sigue analizando y se han realizado proyectos para la generación de los sensores requeridos en este tipo de medición. Tiene baja precisión cuando se ejecutan maniobras usando disparos pulsados.

Los manejadores de la precisión de este método son la precisión del flujómetro y la carga inicial del tanque, pero éste a su vez mantiene una precisión constante de 0.2% a escala completa durante el disparo de apogeo.

2. Medición de nivel de líquido: En la fase de operación este tipo de medición puede ser utilizado en satélites triaxiales y consiste en la medición del nivel del líquido en el tanque durante la operación de los impulsores. Tiene una baja precisión y sólo es posible utilizarlo durante los disparos de un nivel de empuje y duración mínimos para permitir que el propelente se concentre en un área específica [117].

De todos los métodos mencionados, el concepto de medición de nivel de líquido tiene ventajas importantes cuando es aplicable a satélites de giro pero podría ser una buena base para el desarrollo de un método o sensor específico para la medición del nivel de combustible a lo largo del tanque para satélites de estabilización triaxial refinando y mejorando los métodos existentes y posiblemente generando un nuevo método y aplicándolo junto con otros métodos conocidos para incrementar el nivel de exactitud.

- *Factores importantes en la elección de método de medición*

Dentro de los sistemas de medición de propelente, dependiendo del método o métodos a ser utilizados durante la vida del satélite, se requieren elementos especiales, en este caso,

el elemento o elementos principales del sistema son los sensores elegidos. Para la exactitud de este sistema se deben tomar en cuenta las siguientes consideraciones de fuentes de error:

1. Errores relacionados a los aspectos del subsistema/sistema
 - Perturbaciones geométricas (incertidumbres en la localización de los tanques y del centro de masa del satélite)
 - Efectos dinámicos (ángulo de bamboleo y movimiento de “chapoteo”)
 - Imprecisiones de la forma del tanque
 - Ángulo de humedecimiento el sensor debido a los efectos de la tensión superficial
 - Incertidumbre en la temperatura de los líquidos
 - Digitalización de la señal de salida, procesamiento y transmisión
2. Errores relacionados con el sensor
 - Conductividad líquido-propelente
 - Electrónica no ideal (deriva cero, estabilidad a largo plazo, etc.)
 - Efectos de doblamiento de campo
 - Imperfecciones en la construcción
 - Efectos de envejecimiento de los propelentes líquidos
 - No homogeneidad de los líquidos

Como se menciona en un análisis de mejora de evaluación de combustible realizado por SAO/NASA Astrophysics Data System, todas las fuentes de perturbaciones de nivel podrían ser eliminadas tomando en cuenta éstas en el diseño del sistema y en el método de estimación a excepción de la incertidumbre de la temperatura que puede llevar a un error máximo de 0.08 kg para el oxidante y de 0.03 kg para el combustible en base a estudios realizados presentados por Eberth en 1996 [150].

Para realizar los métodos antes mencionados, se requiere de la utilización de sensores tanto de presión, de temperatura, etc., dependiendo de la estructura del tanque, del medio y del propelente. Se menciona a continuación una breve descripción de éstos.

2.5 Principales tipos de sensores para el sistema de medición de propelente

En base a los métodos comerciales aplicados mencionados anteriormente, hay diversos tipos de sensores que pueden formar parte de este sistema, dependiendo de la precisión, el tipo de parámetro a medir entre otros.

Entre los sensores y componentes utilizados y que son base para el sistema se tienen los sensores de calidad de vapor, los sensores de presión, de temperatura, los condensadores,

las válvulas controlables, los medidores de flujo y medidores de nivel de propelente. Hasta la fecha hay muchos tipos diferentes de estas unidades y muchos aún en desarrollo para crear sensores de mayor precisión y así seguir decrementando cada vez más la tasa de error en el cálculo del propelente remanente.

El sensor de medición de propelente como su nombre lo menciona, mide el nivel de propelente en el tanque. Un sensor conocido es el GSU que mide la capacidad entre dos electrodos usando el propelente como dieléctrico, pero aún en sistemas comerciales estos tipos de sensores no son comúnmente usados.

Para el caso de medición de presión, los sensores comenzaron a ser desarrollados desde la edad del vapor que fue cuando vino la demanda de éstos instrumentos de medición. Tubos de Bourdon o fuelle fueron los primeros instrumentos de medición de presión que consistían en desplazamientos mecánicos que eran transferidos a un indicador de presión, y estas bases son usadas aún. La metrología de presión es la tecnología de transformar la presión en una cantidad eléctrica. Normalmente, una construcción de diafragma es usada utilizando la medición calibrada de la tensión ejercida, o difundida en ella, actuando como resistencia.

Otros transductores de presión utilizan el principio piezoeléctrico para transformar una presión aplicada en una señal eléctrica. El elemento de sensado consiste de piezoresistores adheridos a la superficie de un diafragma [115, 116].

Aunque actualmente existen diferentes tipos de transductores de presión, uno de los más comunes es el transductor basado en medición de tensión. La conversión de la presión en una señal eléctrica es debida a una deformación física de los medidores de tensión los cuales están vinculados a un diafragma del transductor de presión y alambrados dentro de una configuración de puenteo flotante. La presión aplicada al transductor de presión produce una deflexión del diafragma lo cual introduce una tensión en el medidor. La tensión producirá un cambio proporcional a la presión [136].

En la actualidad se han tratado de hacer mejoras para aumentar la precisión de los transductores de presión utilizados en la tecnología espacial, por ejemplo, una propuesta es la de la modificación de un transductor de presión para producir una salida en un rango dual y pueden ser usados en aplicaciones aeroespaciales, tanto para satélites como para naves durante la fase de ascenso y para el retorno de vehículos. Las pruebas han mostrado que esta mejora permite tener una respuesta en tiempo real y producir una mejor precisión en los datos que si se ocuparan dos sensores estándar [137].

En tecnología capacitiva, el diafragma de presión es una base de un capacitor que cambia su valor a presión debido a un desplazamiento inducido como se muestra en la Fig. 2.10.

El sensado de presión usando tecnología de diafragma mide la diferencia de la presión en dos lados del diafragma. Dependiendo de la presión relevante, se utiliza el término de presión absoluta cuando la presión de referencia es el vacío, medida, cuando la referencia es la presión atmosférica, o diferencial, donde el sensor tiene dos puertos para la medición de la diferencia de dos presiones diferentes.

Los sensores piezoresistivos o de celda de silicón son sensores de presión que consisten de un diafragma de silicón con medidor de tensión piezoresistivo difuso dentro del diafragma, fundido al silicón o a una base de cristal. Los resistores de este tipo tienen un valor de aproximadamente 3.5 kOhm. La presión induce tensión e incrementa el valor de los resistores radiales (r) y decrementa el valor de los resistores transversales (Fig. 2.11) a su radio. El cambio de resistencia puede ser alto, alrededor de 30%.

Los resistores son conectados como un puenteo flotante, la salida de lo cual es directamente proporcional a la presión (Fig. 2.12).

En el caso de la medición de temperatura, la tecnología de termistores es ocupada. Los termistores son resistores térmicamente sensitivos y su función primaria es la de exhibir un cambio grande, preciso y predecible en una resistencia eléctrica cuando es expuesto a un cambio correspondiente en la temperatura del cuerpo en cuestión. Los termistores de Coeficiente de Temperatura Negativa (NTC) muestran un decremento en su resistencia eléctrica cuando son expuestos a un incremento en la temperatura del cuerpo y los termistores de Coeficiente de Temperatura Positiva (PTC) experimentan un incremento en la resistencia eléctrica a medida que la temperatura del cuerpo va aumentando. En el mercado existen sensores capaces de medir temperaturas menores a los $-100\text{ }^{\circ}\text{C}$ y mayores a los $600\text{ }^{\circ}\text{C}$ Fahrenheit.

Actualmente ya existen muchos tipos de termistores con características fáciles de predecir y excelente estabilidad de medición a largo plazo por lo que los termistores son generalmente usados y aceptados en la mayor parte de los diseños donde se requiere la medición de temperaturas.

Desde que Michael Faraday en 1833 observó el coeficiente de temperatura negativo del sulfuro de plata, este ha sido usado para el desarrollo de la tecnología de los termistores. La característica más importante de un termistor es, sin lugar a dudas, su extremadamente alto coeficiente de temperatura de resistencia. Los resultados de la tecnología moderna de termistores ha llevado a la producción de dispositivos con resistencia extremadamente precisa contra las características de temperatura, haciendo de estos los sensores de mayores ventajas con un amplio campo de aplicaciones.

El cambio de un termistor en su resistencia eléctrica debido a un cambio correspondiente en temperatura es evidente cuando la temperatura del cuerpo del termistor cambia como resultado de la conducción o radiación del medio ambiente a su alrededor o debido a su propio calentamiento llevando a una disipación de potencia dentro del dispositivo.

Cuando un termistor es usado en un circuito donde la potencia disipada dentro del dispositivo no es la suficiente para "auto calentarse", la temperatura del cuerpo del termistor podrá influir en la temperatura del ambiente. Este es un problema para las aplicaciones de control de temperatura y de compensación de temperatura llevando aún con todas las ventajas a una medición imprecisa si no se tiene conocimiento del medio y no se ha calibrado el efecto que aporta el sensor [141].

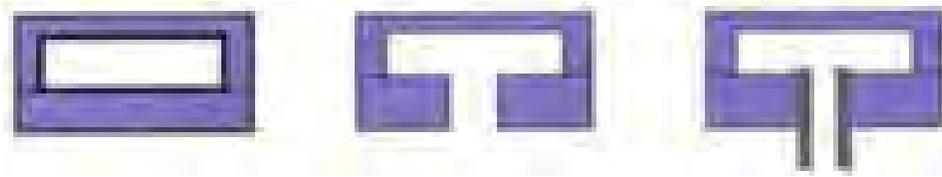


Fig. 2.10. Fundamentos del sensor de presión de tecnología capacitiva.

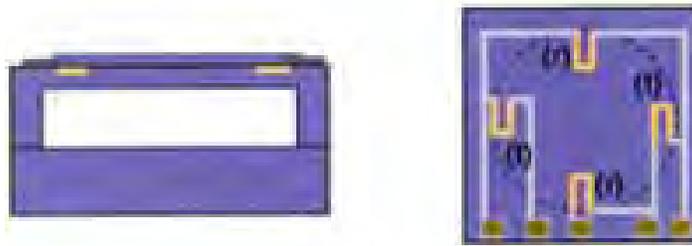


Fig. 2.11. Esquema de sensor de presión piezoresistivo.

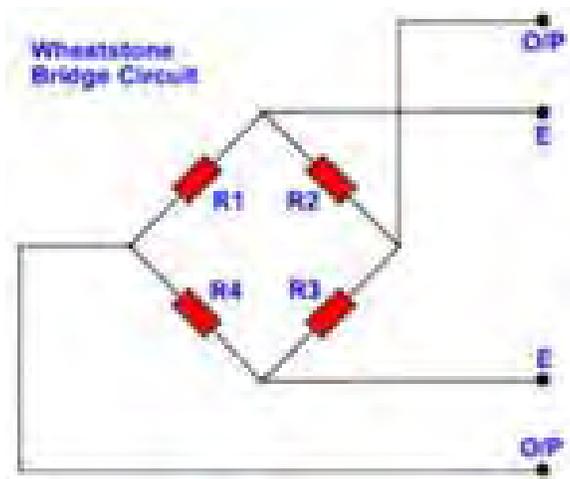


Fig. 2.12. Circuito de puenteo flotante.

2.6 Conclusiones

1. Hasta la fecha se ha tenido un gran avance en el campo de los sistemas de propulsión, pero aún las condiciones de los fluidos en el vacío, así como las características de los propelentes utilizados en la actualidad no han permitido tener una confiabilidad alta en la evaluación de propelente remanente en los tanques de propulsión.
2. Esto nos lleva a una incertidumbre en la vida remanente de los satélites alta por lo que los operadores satelitales deben tener un margen de propelente a fin de vida que puede disminuir el tiempo real de operación de un satélite perdiendo así dinero ya que se reduce el tiempo de servicio. Esto depende del método y de los sensores ocupados con los que actualmente se tienen márgenes de error de hasta varios meses.
3. Se requiere seguir avanzando en la búsqueda de nuevos métodos o elementos que permitan la evaluación más precisa del contenido de combustible en los tanques de propulsión para la eficientización en la vida del satélite y así lograr un aumento de los recursos económicos generados por la utilización de éste.

CAPITULO 3. IDENTIFICACIÓN DE OPORTUNIDADES PARA LOS SENSORES ÓPTICOS REFRACTOMÉTRICOS EN LOS SISTEMAS DE PROPULSIÓN

3.1 Refractometría en fibras ópticas

La refractometría es la técnica que nos permite determinar la propiedad óptica adimensional de un material, llamada índice de refracción. Se denomina índice de refracción al cociente entre la luz en el vacío y la velocidad de la luz en el medio cuyo índice se calcula. Se simboliza con la letra n y se trata de un valor adimensional.

$$n = \frac{c}{v}$$

donde:

c es la velocidad de la luz en el vacío

v es velocidad de la luz en el medio cuyo índice se calcula (agua, vidrio, etc.).

El índice de refracción del aire es de 1.00029 pero para efectos prácticos se considera como 1, ya que la velocidad de la luz en éste medio es muy cercana a la del vacío. Otros ejemplos de índices de refracción se muestran en la Tabla III.1.

Tabla III.1. Índices de refracción de algunos materiales

Material	Índice de refracción
Vacío	1
Aire(*)	1.00029
Agua(a 20°C)	1.333
Hielo	1.31
Diamante	2.417
Acetona	1.36
Alcohol etílico	1.36
Solución de azúcar (30%)	1.38
Glicerina	1.473
Solución de azúcar (80%)	1.52

(*) En condiciones normales de presión y temperatura (1 bar y 0 °C)

Los procedimientos para llevar a cabo esta medición aprovechan las diversas posibilidades de transmisión y reflexión de la luz en la muestra a investigar. Algunas de estas técnicas fundamentan la operación de diversos refractómetros comerciales.

Existen diversas compañías que fabrican refractómetros comerciales, principalmente instrumentos en donde el rango de índices de refracción que pueden medir está

claramente delimitado por la aplicación de la que se trata. La mayoría de estos refractómetros comerciales emplean el método de ángulo crítico, que será descrito más adelante, de tal manera que la muestra pueda ser colocada fácilmente en contacto con el dispositivo. La resolución que ofrecen dichos refractómetros va de 10^{-3} a 10^{-4} [141].

Los refractómetros de laboratorios también suelen emplear el mismo principio de operación, con la ventaja de que pueden abarcar rangos de índice de refracción mayores, proporcionar lecturas en diferentes longitudes de onda, controlando estrictamente factores importantes como la temperatura. Este tipo de refractómetros superan la precisión de los refractómetros comerciales en al menos una decena de veces, sin embargo su costo se proyecta en el mismo orden.

3.1.1 Métodos de refractometría

- **Método por interferometría**

Considérese un interferómetro de dos haces, tales como el interferómetro de Michelson, Rayleigh o Jamin. Se coloca una muestra con una geometría de caras paralelas en el plano, de longitud z y con un índice de refracción n en uno de los haces del interferómetro, sufriendo un retraso de fase de magnitud $\frac{2\pi n z}{\lambda_0}$; mientras que el otro haz al encontrarse en el aire presenta un retraso de magnitud $\frac{2\pi n_{\text{aire}} z}{\lambda_0}$. Entonces, la diferencia de fase del haz que atraviesa el material con respecto a la propagación del otro haz en el aire, está dada por:

$$\delta = \frac{2\pi(n - n_{\text{aire}})}{\lambda_0} \quad (3.1)$$

donde en forma práctica el índice de refracción del aire, $n_{\text{aire}} = 1$. Esta diferencia puede ser medida realizando un ajuste mediante un compensador de fase en el haz de referencia para volver a obtener el patrón de interferencia de orden cero, y por medio de la ecuación 3.1 el índice de refracción de la muestra puede ser calculado.

Otras técnicas emplean el conteo directo de las franjas en el patrón de interferencia, correspondiendo cada una a cambios de fase δ en π [rad]. Por inspección visual se pueden medir fracciones de 0.1 franjas, y empleando métodos electro-ópticos se pueden medir hasta 10^{-6} de franja. Por ello, la precisión potencial del método es muy alta. Sin embargo, un interferómetro además de caro, es delicado. La diferencia en la dispersión tanto de la muestra como del compensador puede acarrear problemas, tales como hacer invisibles las franjas. La solución a este problema consiste en emplear un compensador con dispersión semejante a la dispersión de la muestra o reducir la longitud z de la muestra pero ésta última opción implica reducción en la precisión.

El principal uso de éste método es para gases, donde la diferencia $n - 1$ es aproximadamente 1000 veces menor que $n - 1$ para sólidos y líquidos [141]. Es empleado también en refractometría diferencial de soluciones y en el caso de fluidos existen técnicas desarrolladas empleando un interferómetro de Michelson.

- **Métodos de Desviación**

Existen métodos de desviación lateral o angular que emplean la ley de Snell para obtener el índice de refracción. La desviación lateral l ocurre cuando un haz de luz es transmitido a través de una muestra de caras paralelas de un ancho L .

De acuerdo a los parámetros de la Fig. 3.1(a), se puede demostrar por medio de óptica geométrica que:

$$n = n_{\text{aire}} \text{sen} \theta_{\text{aire}} \sqrt{1 + \left(\frac{\cos \theta_{\text{aire}}}{\text{sen} \theta_{\text{aire}} - \frac{l}{L}} \right)^2}$$

Así, la precisión del método depende de la medición de los parámetros L , θ_{aire} , y principalmente de la desviación lateral l . A través de dispositivos de detección electro-ópticos, es posible determinar un desplazamiento tal que se refleje en una precisión del índice de refracción de aproximadamente 0.001.

El método de desviación angular emplea la incidencia de la luz en una de las caras de la muestra en forma de prisma con índice de refracción n tal como se muestra en la Fig. 3.1(b). El haz de luz de salida se desvía en forma angular. En el ángulo de mínima desviación D se puede demostrar que:

$$n = n_{\text{aire}} \frac{\text{sen} \left(\frac{A + D}{2} \right)}{\text{sen} \left(\frac{A}{2} \right)}$$

La incertidumbre en el índice de refracción considerando una incertidumbre de medición de l en la medición del ángulo D es de 0.0003 [141], considerando un prisma cuya cara triangular corresponda a un triángulo equilátero; es decir, $A = 60^\circ$.

Ambos métodos mencionados anteriormente pueden ser empleados en el caso de muestras líquidas, empleando una celda contenedora con caras paralelas. Dicha celda proporciona una desviación lateral, pero no causarán desviación si se emplean para conformar un prisma hueco como contenedor de la muestra.

- **Método del ángulo crítico**

Como se mencionó con anterioridad, cuando existe una interfaz entre dos medios, la ley de Snell determina la relación entre los ángulos de incidencia y transmisión de la luz con el índice de refracción de ambos medios. A partir de la medición del ángulo crítico es posible entonces determinar el índice de refracción de una muestra.

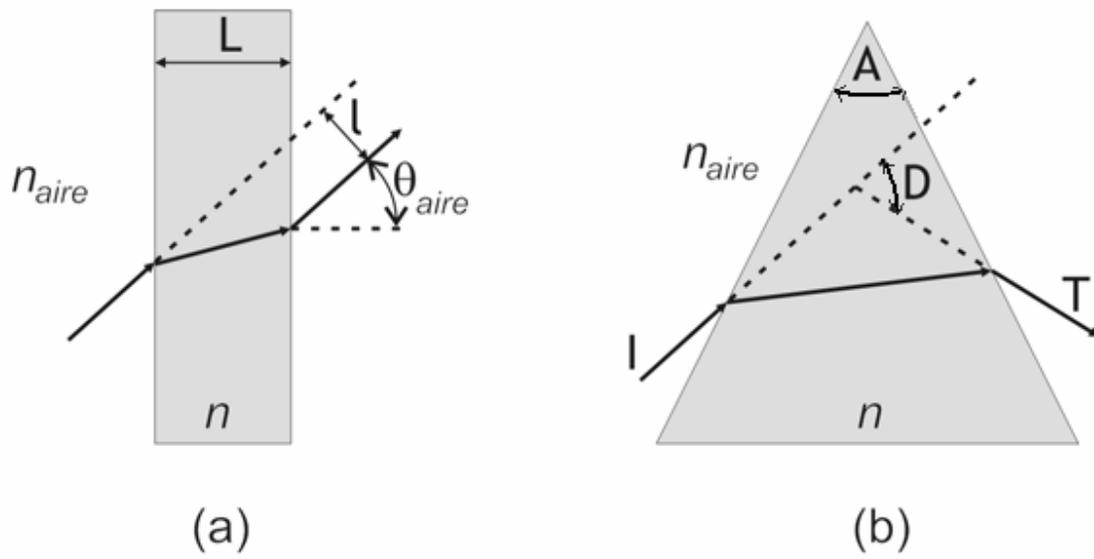


Fig. 3.1. (a) Desviación lateral de un haz de luz al atravesar un medio con índice de refracción n ; (b) desviación angular en un prisma.

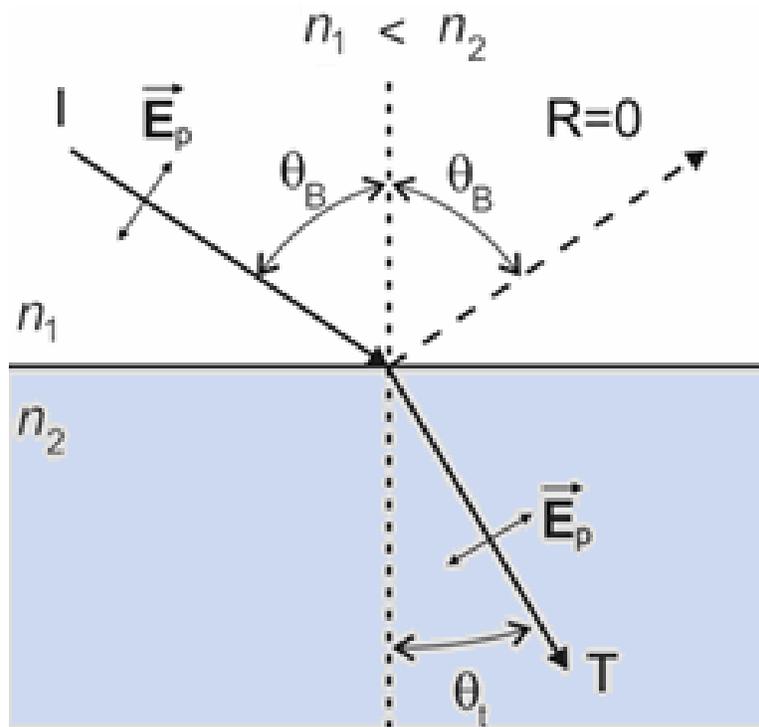


Fig. 3.2. Ilustración de ángulo de Brewster.

En la región del ángulo crítico, las ecuaciones de Fresnel muestran que la potencia óptica transmitida o reflejada varía en forma discontinua con el ángulo. Dicho ángulo puede ser medido con una precisión de alrededor de 10^{-4} o 10^{-5} [141].

En este método, por lo general se cuenta con un elemento refractométrico de detección que estará en contacto con el medio bajo medición. Si la muestra es líquida, ésta es colocada directamente sobre una de las caras del elemento de detección; si es una muestra sólida, se necesita que dicha muestra cuente con una cara plana y ópticamente pulida para ser acoplada a una de las caras del prisma mediante una capa líquida de índice de refracción intermedio.

Para realizar la medición del ángulo crítico se puede seguir el método de transmisión o de reflexión. En el modo de transmisión, la interfaz muestra-prisma es iluminada a través de la muestra y el ángulo crítico es el ángulo de transmisión mayor en el prisma. La transmitancia de la muestra al prisma es cero para $\theta > \theta_c$. El modo de reflexión ilumina la interfaz prisma-muestra a través del prisma, donde la reflexión para $\theta < \theta_c$ es muy pequeña mientras que para $\theta > \theta_c$ la luz es 100% reflejada.

Este método es simple y robusto y por ello persiste como método preferido en los refractómetros comerciales [141].

- **Método del ángulo de Brewster**

Las ecuaciones de Fresnel de reflexión en una interfaz entre dos medios muestran que si la luz incidente está linealmente polarizada con su campo eléctrico en el plano de incidencia, existe un ángulo para el cual no hay luz reflejada [142], tal que:

$$\theta_B = \frac{\text{ang } \tan n_2}{n_1} \quad (3.2)$$

El ángulo de Brewster θ_B es medido para la condición de inexistencia de luz reflejada polarizada linealmente por la superficie de la muestra. (Fig. 3.2). La ecuación 3.2 permite obtener el índice de refracción de la muestra, donde n_1 es el índice de refracción del medio que contiene la luz incidente, típicamente aire, y n_2 es el índice de refracción desconocido.

La luz es polarizada linealmente de tal forma que el campo eléctrico vibre paralelo al plano de incidencia, por ejemplo, la luz de un láser monocromático linealmente polarizado. Para usar fuentes no polarizadas, es necesario polarizadores como el prisma Glan-Thomson o polarizadores dicróicos. Empleando un láser de HeNe de 1 mW de potencia y por inspección visual de reflectancia mínima, podemos obtener una precisión en θ_B de 0.1° , dando una precisión del índice de refracción de la muestra de 0.005. Empleando métodos fotométricos, la precisión puede incrementarse en factores de 10 a 100 veces [141]. Esta precisión es comparable a la precisión del método del ángulo crítico, con la ventaja de no requerir un material de referencia con índice de refracción mayor al de la muestra y bien conocido como lo es el prisma, sin embargo no se conocen refractómetros comerciales basados en este principio.

- **Método por acoplamiento de índice de refracción**

Este método tiene la ventaja de no requerir que la muestra tenga determinada forma, sin embargo es útil para sólidos solamente. La muestra puede ser dividida finamente como

polvo. Asumiendo que las partículas son isotrópicas y homogéneas, la radiación reflejada, la desviación angular o lateral, y el cambio de fase de la luz transmitida se vuelve nula cuando existe acoplamiento de índices de refracción. El material se agrega en un líquido el cual no debe disolver, pernear o reaccionar con la muestra sólida.

Este método proporciona una precisión aproximada de 0.005 en el índice de refracción por inspección visual [141].

3.2 Sensores en fibras ópticas

Se conoce que el desarrollo de las fibras ópticas y los dispositivos optoelectrónicos impactaron a la industria de las comunicaciones de tal manera que hoy en día existen miles de kilómetros de cables ópticos tendidos con estos fines. Sin embargo, las posibilidades que ofrecen las fibras ópticas van más allá de la transmisión de datos. Cuando una fibra óptica es empleada en el campo de las telecomunicaciones, el objetivo es transmitir la mayor cantidad de información posible en altas tasas de transferencia y con la menor atenuación posible. La fibra puede estar sujeta a variaciones físicas como esfuerzos, presiones, curvaturas o inmersa en un ambiente donde varían las condiciones de presión, temperatura, humedad, etc. Estas condiciones resultan poco favorables en un sistema de comunicaciones, pero en un sistema de sensores de fibra óptica, dichas condiciones son el objeto de estudio, ya que modifican las características de la onda de luz a medida que ésta se propaga.

3.2.1 Conceptos básicos

Un sensor en fibras ópticas es un dispositivo capaz de convertir una cantidad física variable en una señal óptica modulada. Para propósitos de medición, la señal de salida es generalmente calibrada contra una cantidad física conocida. El sensor entonces se convierte en un instrumento secundario para medición de dicha cantidad. La Fig. 3.3 muestra una vista esquemática de los elementos fundamentales de un sensor de fibras ópticas. El elemento sensor S mostrado puede ser una fibra óptica o bien cualquier otro elemento óptico externo.

El elemento sensor S de la Fig. 3.3 puede ser descrito formalmente por una matriz de propagación $M(V, \lambda)$, que depende del ambiente físico V (el cual a su vez depende de todos los parámetros físicos externos a considerar) y a su vez, de las características espectrales del medio de transmisión de acuerdo a la longitud de onda en la que emite la fuente. Esa matriz de propagación puede ser descrita por:

$$M(V, \lambda) = T e^{\phi} B$$

Donde el término T es la transmitancia escalar, el parámetro ϕ representa el retardo en fase y B representa la birrefringencia¹ del elemento sensor. Así, las características de la onda de luz que pueden ser modificadas son la fase, la polarización y la intensidad.

¹ La birrefringencia es una propiedad de los materiales anisotrópicos donde son refractadas dos ondas con dos polarizaciones y dos direcciones de propagación distinta. También es llamada doble refracción [121].

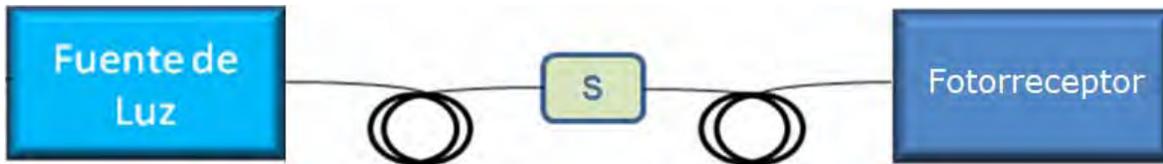


Fig. 3.3. Configuración básica de un sensor de fibras ópticas. S representa el elemento sensible.

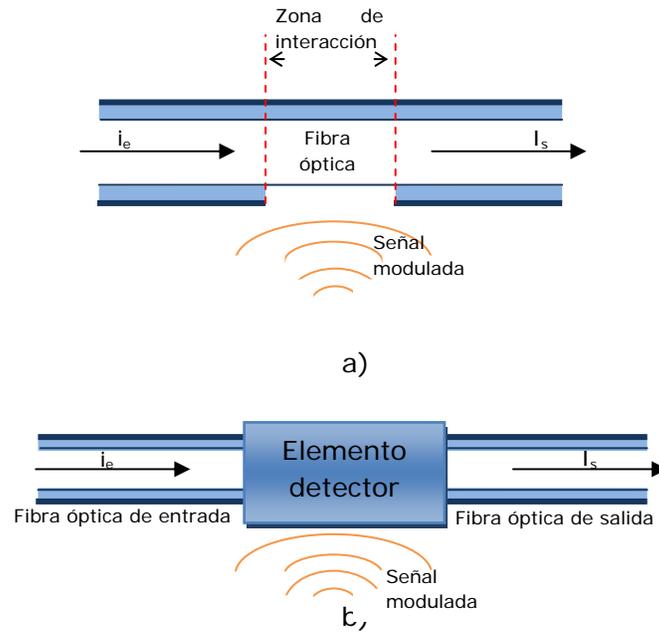


Fig. 3.4. (a) Sensor en fibra óptica intrínseco y (b) Sensor en fibra óptica extrínseco.

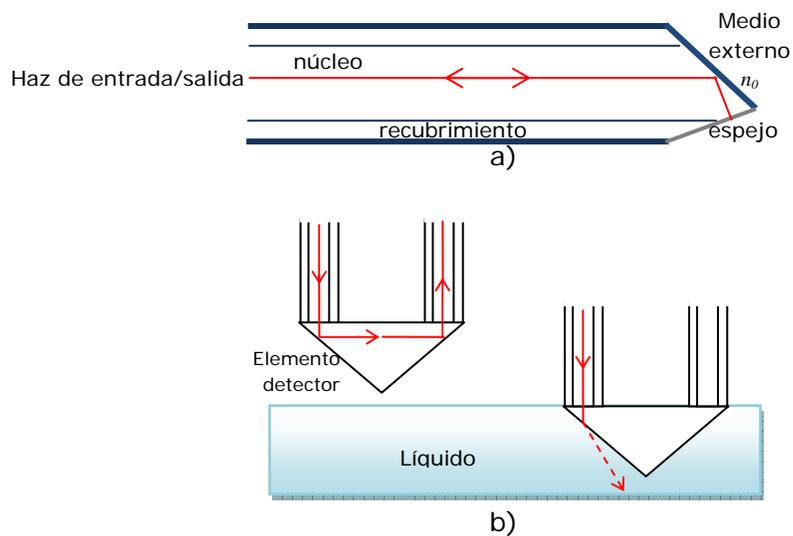


Fig. 3.5. Ejemplo de sensores basados en la reflexión total interna de un haz en función del índice de refracción del medio externo: (a) sensor intrínseco, (b) sensor extrínseco detector de líquido; se muestra la trayectoria de un haz antes y después de que el sensor es sumergido en el líquido.

3.2.2 Tipos de sensores

Los sensores en fibras ópticas suelen clasificarse dependiendo de la naturaleza del elemento de sensado. Existen fundamentalmente dos tipos de sensores en fibras ópticas: los sensores *intrínsecos* y *extrínsecos*, éstos últimos son también llamados sensores todo en fibra (all- fiber sensors).

En los sensores intrínsecos, el elemento de sensado es la propia fibra óptica y los parámetros de la luz son modificados por los efectos externos a medir sin que la luz abandone la fibra como se muestra en la Fig. 3.4(a).

En los sensores extrínsecos, la cabeza de sensado es un elemento óptico que puede ser completamente diferente, lo que conlleva a estructuras híbridas. En estos sensores, la luz abandona una fibra óptica para interactuar con el medio externo a través del elemento de sensado, el cual le imprime la información en el haz de luz en respuesta a un efecto externo y posteriormente es recogida por otra fibra óptica (en algunos sistemas se emplea la misma fibra óptica de entrada) y posteriormente procesada. La información que se lleva en el haz de luz es tomada en términos de un parámetro de la señal óptica como intensidad, fase, frecuencia, polarización, contenido espectral, entre otros. Una vez que la información fue “impresa en el haz de luz, una fibra óptica recoge esta información, la cual es transportada hacia un procesador óptico y/o electrónico. De acuerdo a la aplicación, la fibra óptica de entrada puede actuar como fibra óptica de salida. En la Fig. 3.4(b) se muestra el principio de funcionamiento de este tipo de sensores.

Existe un número importante de subclases de sensores basados en las clases mencionadas arriba. A continuación se listan algunos ejemplos de los tipos existentes de sensores en fibras ópticas y una breve descripción de su principio de operación.

Sensores en fibra óptica extrínsecos e intrínsecos se han desarrollado para medir por ejemplo, presiones, índices de refracción, nivel de líquidos, etc., basándose en el principio de reflexión total interna en la frontera con el medio externo, en donde el haz de luz sufre reflexión interna total o parcial de la luz en la superficie del sensor que está en contacto con el medio externo de acuerdo al índice de refracción que este presenta. En la Fig. 3.5(a) se muestra un esquema de un sensor intrínseco en donde la fibra óptica sirve para transportar tanto el haz de entrada como de salida; en la Fig. 3.5(b) se trata de un sensor extrínseco con un prisma como elemento de detección.

Los sensores en fibras ópticas más simples son los sensores de intensidad y por ello ofrecen la posibilidad de desarrollar dispositivos de menor costo. En este tipo de sensores, la interacción con el medio induce pérdidas a la señal óptica que se manifiesta como una atenuación de la misma. Pueden emplear cualquier tipo de fibra óptica, el uso de fuentes no coherentes resulta adecuado y las unidades de detección resultan simples de implementar. La principal desventaja que presentan es la inestabilidad de la señal analógica, como fluctuaciones en la intensidad y longitud de onda de la fuente de luz, o cambios no controlados (por ejemplo por variaciones de la temperatura) en la respuesta del detector, las pérdidas de la fibra y en los conectores.

Además de los sensores diseñados para medir un parámetro en determinada ubicación, existen los *sensores multiplexados*, que permiten realizar mediciones en distintas ubicaciones. En este sentido, cabe destacar que ningún sistema convencional de sensores tiene la capacidad de los sensores de fibras ópticas para realizar un verdadero *sensado distribuido*, para detectar simultáneamente no sólo la magnitud del factor de modulación de la onda, sino también la ubicación precisa e incluso la distribución espacial de la misma.

En los sensores cuyo funcionamiento está basado en la modificación de la fase de la luz se denominan interferométricos, ya que interviene el empleo de interferómetros en uno de los bloques del sistema. La fuente de luz empleada en estos dispositivos debe ser coherente (típicamente láser). Su geometría flexible y su alta sensibilidad permiten la posibilidad de una gran variedad de arreglos. De igual forma, un tipo de sensores de fase son los sensores polarimétricos, en donde los cambios en la polarización de la luz son detectados. En este tipo de sensores se presenta una diferencia de fase entre dos componentes de campo eléctrico de la luz que se propaga en una fibra de tipo birrefringente (doblemente refractado).

En los sensores que detectan cambios en la longitud de onda por efectos del medio externo se encuentran aquellos basados en fluorescencia, en donde el haz incidente interactúa con el material fluorescente, emitiendo en otra longitud de onda, de tal manera que esta radiación también es captada y por medio de filtros puede ser detectada.

3.2.3 Ventajas de los sensores en fibras ópticas

Debido a su naturaleza dieléctrica y a los materiales empleados en los sensores de fibras ópticas, las ventajas inherentes que presentan son:

- Inmunidad intrínseca a interferencias electromagnéticas
- Ausencia de conductividad eléctrica
- Alta resistencia a la corrosión química
- Capacidad de operación en ambientes con altas temperaturas
- Seguridad contra riesgos de fuego o explosión
- Posibilidad de realizar elementos sensores en miniatura
- Posibilidad de realizar sensado remoto, construyendo sensores capaces de transmitir en distancias considerablemente grandes entre la cabeza del sensor y el sistema interrogador, de tal manera que los componentes eléctricos se encuentren lejos de ambientes peligrosos.
- Compatibilidad con los sistemas de comunicaciones ópticas.

3.2.4 Estado del arte de sensores refractométricos en fibras ópticas

Por las ventajas que presentan los sensores en fibras ópticas mencionadas con anterioridad, diversos sensores refractométricos que se encuentran en proceso de desarrollo están basados en esta tecnología.

Actualmente una propuesta es la generación de sensores en fibras ópticas basados en rejillas de Bragg [143] y rejillas de Bragg de período largo [144]. Cuando el revestimiento de una fibra óptica con rejillas de Bragg es reducido, se presentan cambios significativos en el índice efectivo debido a las modificaciones del índice de refracción del medio que la rodea, lo que produce desplazamientos en la longitud de onda de resonancia de Bragg ya que $\Lambda_B = 2n_{eff}\lambda$. La precisión del sensor va de 10^{-4} a 10^{-5} alrededor de $n=1.333$ y $n=1.450$.

Otro sensor refractométrico que ha sido propuesto está basado en la resonancia superficial de plasmones [145]. La resonancia de plasmones es un fenómeno en el cual las ondas de plasma de superficie son excitadas en una interfaz metal-dieléctrico. En este sensor, se hace incidir un haz colimado de luz monocromática en la fibra de entrada y cuyo ángulo de incidencia es variado. En un ángulo específico, la potencia óptica es atenuada por la transferencia de energía a los plasmones. El índice de refracción puede entonces ser obtenido a partir de las mediciones de potencia óptica contra el ángulo de incidencia.

Otro sensor propuesto es el refractómetro en fibra óptica intrínseco [146]. Este tiene su aplicación en la medición de índices de refracción de los líquidos, y también se basa en la modulación de la intensidad de la luz que viaja por la fibra tal que las pérdidas en la potencia óptica que ocurren en la fibra se deben a efectos de transmisión y reflexión (parcial o total interna); consta de una fibra de perfil de índice escalonado que parcialmente es insertada en una placa de resina de poliéster; la placa es de ayuda para el proceso de pulido con el que queda descubierto el núcleo de la fibra, por lo que el sensor estará conformado por tres capas: núcleo de la fibra óptica, líquido bajo medición y el aire.

La potencia óptica que puede ser medida a la salida del sensor dependerá de las condiciones de reflexión que sufre el haz a lo largo de la fibra y, por tanto, de las condiciones presentados en la interfaz núcleo-líquido o líquido-aire. La precisión del dispositivo se ve afectada por la altura de la capa de líquido depositada sobre el núcleo de la fibra óptica, por lo que puede ser utilizado de dos maneras: depositando una gota sobre la superficie pulida (interfaz núcleo-líquido-aire) o sumergiéndolo por completo el sensor en el medio bajo medición (interfaz núcleo-líquido). La precisión del sensor es de 2×10^{-3} usando gotas sobre la superficie pulida, y de 5×10^{-3} sumergiéndolo en el líquido; es empleado para la medición de índices de refracción de 1.30 a 1.59 (usando una fibra de $n_{núcleo}=1.492$ y $n_{revestimiento}=1.417$).

Un sensor propuesto [147] opera en el rango de índices de refracción de 1.36 a 1.46 con una precisión de 10^{-4} . Éste emplea una fibra óptica multimodo que es adelgazada en un tramo de longitud L , de tal manera que los diámetros de núcleo y revestimiento se reducen. Para determinado grosor de la sección adelgazada, ciertos modos propagados no satisfacen la condición de reflexión total interna dentro del núcleo de la fibra y entonces son radiados fuera del núcleo. Sin embargo, esos modos pueden ser guiados por el revestimiento si satisfacen las condiciones de reflexión en la interfaz revestimiento-medio. Para que dichos rayos puedan ser guiados, se debe cumplir que el índice de refracción del revestimiento sea mayor que el índice de refracción del medio. La fuente de luz que emplea es un LED.

También se ha propuesto otro tipo de sensor en fibras ópticas para la determinación de índices de refracción en fluidos, para la medición en aceite [148]. En este caso, la cabeza del sensor consiste en una fibra óptica multimodo de longitud corta (5 cm) de tal manera que el revestimiento de una sección es removido empleando ácido fluorhídrico. El principio

de operación se basa en que el cambio de índice de refracción en el medio circundante modifica la atenuación de los modos guiados que se propagan en la fibra. Este sensor puede ser empleado bajo una configuración de auto referencia mediante un interferómetro de Michelson. Los autores presentan resultados en el rango de índices de refracción de 1.47 a 1.64 sin embargo no es especificada la precisión.

Uno de los métodos usados para la detección de la concentración de sal en una solución acuosa a través de la medición del índice de refracción se basa en un método de desviación de un haz de luz al ser transmitido por un sensor en fibras ópticas [149]. El arreglo está constituido por una fuente de luz (un diodo laser) las fibras ópticas de entrada y salida, un dispositivo sensible a la posición, y como elemento óptico un celda de prueba basada en un prisma. Con el dispositivo sensible a la posición se mide la desviación del haz de luz debido al cambio del índice de refracción de la muestra, el cual es proporcional al índice de refracción. Una de las ventajas que presenta es que la señal de salida de ese dispositivo es independiente de la intensidad del haz de luz ya que solo se relaciona con su posición.

3.2.5 Oportunidades para los sensores refractométricos de fibra óptica en los sistemas de propulsión

Los sistemas de propulsión son, como se ha mencionado en el capítulo anterior y en el capítulo 1, sistemas esenciales para la operación de cohetes, naves espaciales y satélites debido a que son la parte primordial para el lanzamiento, control y direccionamiento de éstos.

De su buen funcionamiento y optimización depende toda la misión, ya que una falla en este sistema nos lleva a la pérdida de movilidad y hasta una catástrofe mayor como la destrucción completa de la nave o cohete en casos de fugas que puedan originar una explosión.

Por esto, las características y diseño de todo el subsistema son esenciales. En la actualidad ya hay diversos diseños, para diferentes características y tipos de combustibles, pero uno de los puntos primordiales en la optimización de los sistemas de propulsión es la reducción del peso de los componentes, no sólo en éste sino en todos los subsistemas porque el desempeño de este subsistema es directamente proporcional al peso contenido. Además, en el caso de los satélites, a menor peso en sus componentes, se puede agregar mayor cantidad de combustible, ya que aún hay restricciones de peso en los lanzadores y, llevando menos masa seca y mayor cantidad de combustible, se aumenta la vida útil del satélite.

Adicionalmente otro parámetro importante en el diseño y operación es la medición más precisa de la cantidad de combustible en los tanques pues de eso depende la estimación de la misión o tiempo de vida. Por esto se requiere tener sensores que puedan estimar con mayor precisión el contenido de combustible en los tanques ya que actualmente sólo existen métodos indirectos de medición. Además de esto también se requiere un método no invasivo que pueda ayudar a determinar a cuando el combustible se esté agotando, la mezcla de éste y gas que viaja por las líneas de propulsión para evitar en los disparos de varios cohetes, que las burbujas de gas salgan por uno de los cohetes al mismo tiempo que por otro salga combustible causando así un torque distinto al planeado pudiendo causar hasta la pérdida de orientación de la nave o satélite.

En el caso de los sensores refractométricos de fibra óptica son elementos ligeros y debido a que una de sus aplicaciones en Tierra es la medición de contenido de algún elemento en

un contenedor de modo directo, el sensor refractométrico de fibra óptica puede tener aplicaciones útiles en los subsistemas de propulsión. Adicional a la ventaja de medición directa y de que se trata de un sistema de medición ligero, las fibras ópticas son creadas con elementos resistentes, por lo que dependiendo del tipo de sistema y del combustible del que se trate se puede lograr crear un sensor que sea más resistente que un sensor común, como la resistencia a mayor presión, a temperaturas extremas, etc., como se describirá más adelante en este trabajo.

3.3 Sensor refractométrico en fibras ópticas con elemento extrínseco

3.3.1 Principio de operación del sensor

El sensor refractométrico con un elemento de detección [151, 152, 153] de tipo extrínseco se muestra en la Fig. 3.6.

En la Fig. 3.6, la fuente de radiación óptica (1) emite un haz que incide en una fibra óptica de entrada o transmisora (2). El haz se propaga por la fibra y es transmitido al elemento óptico de detección (3) que será puesto en contacto con el medio circundante de índice de refracción n a fin de realizar la transducción. La luz que se propaga dentro del elemento óptico incide de tal manera que en algún momento encuentra una interfaz entre el elemento óptico de detección y el medio. En este punto los rayos podrán ser transmitidos o reflejados internamente dependiendo del ángulo con que incidan en la frontera. Los rayos que son transmitidos se pierden, en tanto que los rayos que son reflejados internamente continúan su propagación en el elemento óptico. Este proceso se repite para los rayos que viajan por el elemento, de tal manera que la intensidad de luz que llega a la fibra óptica de salida o receptora (4) dependerá de la cantidad de rayos que puedan alcanzar este punto y la cantidad de reflexiones que hayan experimentado. Finalmente, los rayos de luz que son aceptados por la fibra óptica receptora son transmitidos hacia el dispositivo fotorreceptor (5), que a su vez está conectado a un amplificador electrónico, a fin de realizar la transducción óptica a electrónica y poder hacer un procesamiento de datos.

La operación del sensor se basa en la variación de la intensidad de la luz que se propaga por el elemento óptico transductor. Esta intensidad varía según las condiciones para la reflexión interna de la luz en la frontera entre el material del elemento transductor y el medio que lo rodea.

Definición de parámetros: Las características de propagación de la luz en el sensor dependen fuertemente de las dimensiones de los elementos. Por ello, es necesario definir parámetros sobre las características físicas del sensor así como sobre características de su funcionamiento respecto a la manipulación de la señal óptica. En el caso de las características físicas del sensor es conveniente el empleo de parámetros adimensionales relacionados a la dimensión del elemento fundamental del sensor. Así, los modelos experimentales del sensor pueden ser fabricados en gran escala o en miniatura, conservando las propiedades de un diseño determinado.

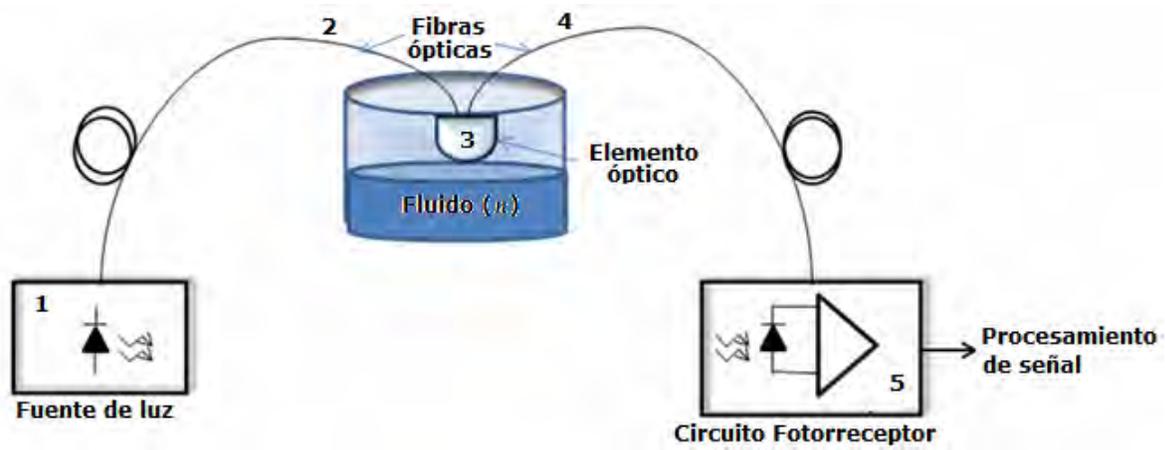


Fig. 3.6. Esquema del sensor refractométrico de fibras ópticas. (1) - fuente de radiación óptica, (2) - fibra óptica transmisora, (3) - elemento óptico transductor, (4) - fibra óptica receptora, (5) - fotorreceptor.

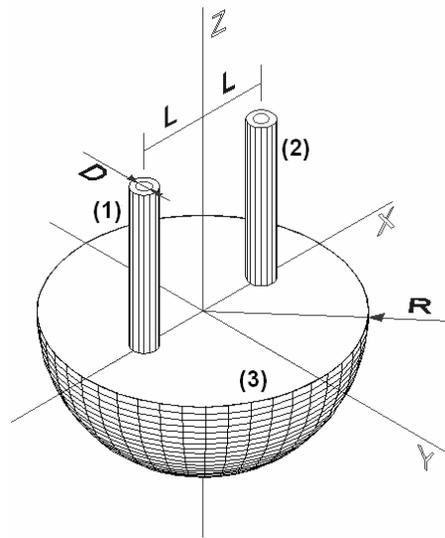


Fig. 3.7. Esquema tridimensional del transductor donde se muestra: (1) – fibra óptica de entrada; (2) – fibra óptica de salida; y (3) – elemento semiesférico de detección.

Parámetros físicos: Considérese la Fig. 3.7 donde se pueden distinguir los elementos ópticos del sensor y las dimensiones físicas importantes. El elemento óptico queda definido geoméricamente por el radio R de la semiesfera, y las cantidades estarán referidas al mismo.

De las fibras ópticas (1) y (2) resulta fundamental el diámetro del núcleo, de tal manera que el diámetro relativo de las fibras ópticas se define como:

$$\Phi = \frac{D}{R}$$

De igual forma, otro parámetro a variar es la separación que existe entre las fibras ópticas respecto a un eje central, tal que las fibras siempre se encuentran opuestas diametralmente y en forma simétrica respecto a dicho eje. La distancia entre las fibras ópticas relativa al radio del elemento entonces será:

$$\Lambda = \frac{L}{R}$$

De esta manera, los parámetros Φ y Λ son cantidades adimensionales.

Parámetros ópticos: Dado que el sensor refractométrico está basado en la modulación de intensidad óptica por efectos del medio, es importante realizar algunas acotaciones necesarias. La estructura del sensor presentada anteriormente permite observar que existe una serie de acoplamientos ópticos entre los elementos del sensor. Estos acoplamientos tienden a presentar atenuación de la señal óptica y es independiente del comportamiento del sensor en la presencia de un medio con índice de refracción n .

Se define a la cantidad llamada *transmisión* como una relación entre la intensidad óptica de salida y la intensidad óptica de entrada del transductor como función del índice de refracción del medio externo, es decir:

$$T(n) = \frac{I_2(n)}{I_1}$$

siendo I_1 la intensidad óptica de entrada al elemento óptico por la fibra emisora, e $I_2(n)$ la intensidad óptica de salida, esto es, la aceptada por la fibra receptora. Este parámetro puede ser expresado en decibeles:

$$T(n)(dB) = 10 \log_{10} T(n)$$

Esta función de transferencia define el funcionamiento del sensor, sin embargo no es posible medir en forma práctica la intensidad óptica que incide en el elemento óptico, ni medir la potencia óptica que incide directamente en la fibra receptora por la estructura del sensor. La única potencia que es posible conocer es la potencia incidente en el fotodetector. A fin de poder establecer una cantidad práctica al momento de realizar la medición, se considera la transmisión en el aire, es decir:

$$T_{aire}(n) = \frac{I_{2aire}}{I_1}$$

donde I_{2aire} es la intensidad óptica de salida y T_{aire} la transmisión del transductor, cuando el medio externo es aire. Esto permite definir la cantidad llamada *transmisión relativa (al aire)* como:

$$T^*(n) = \frac{T(n)}{T_{aire}} \frac{I_1}{I_{2aire}} = \frac{I_2(n)}{I_{2aire}}$$

Hacer relativa la transmisión de un medio relativa a la transmisión cuando el medio externo es el aire permite excluir las pérdidas intrínsecas al funcionamiento del sistema y que no dependen del fluido que se tenga como medio externo. Esto debido a que las fibras ópticas de entrada y de salida y los acoplamientos entre elementos contribuyen con la misma atenuación en ambos casos; así, la transmisión relativa $T^*(n)$ muestra solamente los efectos de atenuación de la señal óptica asociados al medio externo y por consiguiente debidos a su índice de refracción. Por esta razón resulta conveniente usar la transmisión relativa para estudiar experimentalmente las características del transductor. De igual forma, la transmisión relativa también puede ser expresada en decibels:

$$T^*(n)(dB) = 10 \log_{10} T^*(n)$$

3.3.2 Resultados de estudios previos del sensor

Desde el 2000 aproximadamente, se ha iniciado el desarrollo y análisis de un sensor refractométrico con elemento semiesférico de detección de manera teórica [152, 154, 155] por medio de desarrollo de los modelos matemáticos y generación de programas para realizar simulaciones numéricas en las cuales se han analizado las posibles características de transmisión para detectar los parámetros más óptimos y aplicaciones viables. Las bases de este desarrollo teórico han sido enfocadas a la utilización de un elemento semiesférico empleando simulaciones matemáticas en tres dimensiones y realizando el análisis de las trayectorias del haz. Se han tomado como parámetros base para el análisis la superficie de operación del sensor, las coordenadas iniciales del haz, las coordenadas del punto de intersección con la superficie ángulo de incidencia del haz, la potencia del haz reflejado, calculándose en cada punto de reflexión el coeficiente de reflexión de Fresnel, y finalmente la verificación del alcance del rayo reflejado. Adicionalmente se considera la posición de las fibras ópticas, el diámetro del núcleo de las fibras, y la divergencia del haz incidente. Se supone una distribución de luz uniforme del haz de luz, siendo ésta monocromática, no polarizada y no coherente; y formado por 10000 rayos. Así, dependiendo de los parámetros mencionados y tomando la contribución de cada rayo, se obtiene la transmisión $T(n)$.

La Fig. 3.8 muestra las curvas obtenidas suponiendo la superficie de la semiesfera totalmente reflejante, variando fundamentalmente Φ y λ . Se observan zonas de transmisión correspondientes a valores máximos de transmisión debidos al acoplamiento óptico de las fibras.

Como se puede apreciar, el ángulo de incidencia en la superficie $\alpha(\lambda)$ está ligado a la posición relativa de las fibras ópticas λ y la cantidad de reflexiones M que se presentan en el elemento. La Tabla III.2 contiene los puntos de acoplamiento considerando el número

de reflexiones M de un rayo axial sobre la superficie semiesférica totalmente reflejante, así como su ángulo de incidencia y la posición de las fibras correspondiente.

Tabla III.2. Ángulo α y número de reflexiones M en función de la distancia Δ .

Δ	Ángulo de incidencia del rayo axial α (°)	Número de reflexiones M	Número de zonas de transmisión
0	0°	1	1
0.707	45°	2	2
0.866	60°	3	3
0.924	67.5°	4	4
0.951	72°	5	5
0.966	75°	6	6
0.975	77.14°	7	7
0.981	78.75°	8	8

Se ve en la figura 3.8 y de los datos de la Tabla III.2 que existen ciertas zonas de transmisión en función de Δ .

La primer zona de transmisión es un caso físicamente no realizable donde idealmente las fibras ocuparían la misma posición y dada la naturaleza reflejante del elemento considerado se obtiene una reflexión. Sin embargo el resultado fundamental es que, a partir de la segunda zona de transmisión, se dan las condiciones para que exista reflexión total interna, lo cual resulta de interés para la aplicación práctica del sensor. La Fig. 3.8 muestra los resultados de la simulación de la transmisión relativa T^* [151] del modelo completo del sensor cuando se varía el índice de refracción del medio externo, con lo que se observa la sensibilidad del sensor a dicho cambio.

En estos resultados se observa que, para un índice de refracción del elemento óptico a ser usado, uno de los factores principales de la definición de índices de refracción permisibles es la posición de las fibras ópticas.

Otros parámetros importantes dentro del análisis, aparte de los parámetros geométricos mencionados, son los elementos que conforman el sensor como son el fotodetector, las fibras ópticas y la fuente de luz.

En el caso de este análisis realizado se consideró que las muestras son completamente transparentes, aunque la absorción finita de la muestra puede resultar en una modificación de la respuesta del sensor, lo cual podría originar mediciones erróneas del índice de refracción.

Para el modelo también se tomaron en cuenta combinaciones de factores tales como la divergencia del haz, el diámetro adimensional Φ del núcleo, la posición Δ y la apertura numérica de las fibras ópticas, así como el índice de refracción n del medio externo; para dicho modelo, se considera que la señal óptica tiene una intensidad uniforme a lo largo del haz, es monocromática, no polarizada y no coherente.

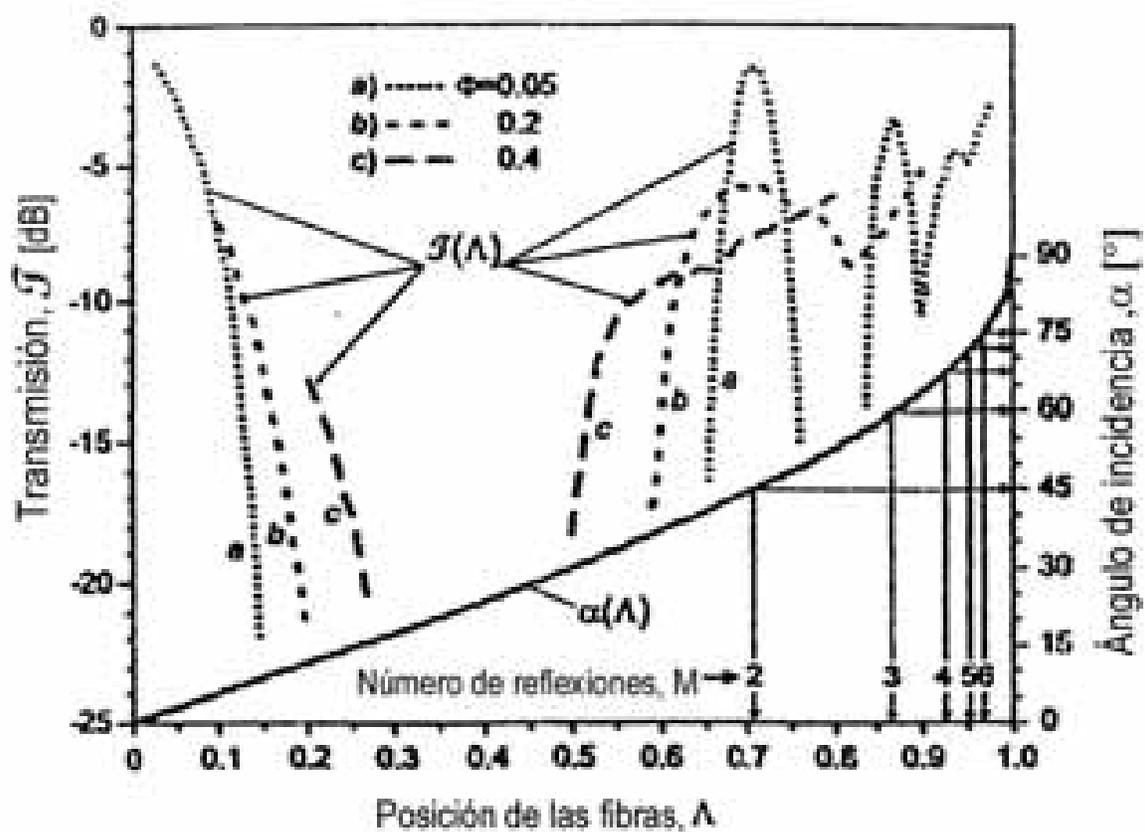


Fig. 3.8. Transmisión absoluta T contra el parámetro Λ , para el caso ideal de la superficie semiesférica totalmente reflejante, con $NA=0.2$ y: a — $\phi=0.05$, b — $\phi=0.2$ y c — $\phi=0.4$. Se muestra el ángulo de incidencia de un rayo axial dependiente de Λ , y el número de reflexiones en serie, M . [151].

El coeficiente de transmisión T es determinado por medio de la integración de las contribuciones de cada rayo que es acoplado al núcleo de la fibra óptica receptora y considerando los coeficientes de reflexión en la intensidad resultante de cada uno de éstos.

Los resultados muestran que, considerando que la superficie del elemento es 100% reflectiva (superficie plateada), existen zonas de transmisión bien definidas separadas por intervalos de no transmisión en función de la posición Δ de las fibras ópticas. Estas zonas existen debido a que las condiciones de acoplamiento del haz entre la fibra óptica emisora y receptora se satisfacen fuertemente para algunas posiciones Δ ; si se considera un rayo axial de la fibra óptica emisora, el acoplamiento ocurre para un número entero de reflexiones seriales en la superficie del elemento óptico y para una orientación paralela del rayo del haz de entrada y salida, como se muestra en la tabla, donde el número de reflexiones determina el número de zonas de transmisión que se presentan.

Cabe mencionar que el ancho de estas zonas depende de la apertura numérica NA y el diámetro ϕ del núcleo de las fibras ópticas: el incremento de estos parámetros tiene como consecuencia un incremento en el ancho de las zonas de transmisión y un incremento en la transmisión entre cada zona. La Tabla III.2 contiene las distancias relativas Δ teóricas de las fibras ópticas en las que se presentan los picos de las distintas zonas de transmisión que se observan en la respuesta del sensor para una superficie del elemento óptico 100% reflectiva.

Si se considera que la superficie del elemento óptico es transparente y que como medio externo se tiene aire ($n=1$), existen pequeñas discrepancias con respecto a los resultados obtenidos para la superficie plateada para valores menores y en la vecindad de $\Delta=0.7$, es decir, para cuando las condiciones de reflexión interna total no son satisfechas para todos los rayos que conforman al haz, ajustándose los resultados para posiciones mayores a esta distancia; el resultado de un haz de diámetro finito divergente es el espectro de ángulos de incidencia, el espectro de puntos de dispersión y el número de reflexiones seriales que se presentan en la superficie del elemento óptico.

El estudio realizado indica que es posible cambiar el número de reflexiones internas en la superficie del elemento óptico mediante la modificación de la distancia Δ de las fibras ópticas, lo que permite obtener niveles de transmisión adecuados para la medición de índice de refracción n del medio externo para un rango amplio (teóricamente de $n=1$ a $n=1.45$) empleando las distintas zonas de transmisión que presenta la respuesta del sensor; de esta manera, por ejemplo, se observa que para la medición de la transmitividad y , por tanto, del índice de refracción teniendo como medio externo al elemento óptico agua destilada ($n=1.33$), puede ser empleada la cuarta zona de transmisión. La transmisión, la cual es función del índice de refracción n , tendrá forma semejante para distintos valores de la distancia Δ , aunque el rango medido de índice de refracción será distinto para cada posición. Mientras el índice de refracción n del medio externo se incrementa, la distancia Δ de las fibras ópticas para que se satisfagan las condiciones de reflexión interna será cada vez mayor.

Para rangos amplios en el índice de refracción, la transmisión del sensor no sigue un comportamiento lineal; sin embargo, se muestra la posibilidad de aproximar la respuesta a una tendencia lineal para determinados rangos de índice de refracción que dependerán de la posición de las fibras ópticas.

De la misma forma que es posible, para un mismo medio externo, obtener

distintos niveles en la transmisión por medio de la modificación de la distancia L de las fibras ópticas, distintos niveles de transmisión pueden obtenerse, para una misma distancia L , por medio de la modificación del índice de refracción n del material del sensor.

El sensor refractométrico en fibras ópticas con elemento semiesférico tiene la ventaja de emplear un elemento que favorece el enfoque de la radiación óptica reflejada internamente gracias a su geometría. Así mismo, los resultados teóricos prueban su versatilidad de rangos de operación, el cual deberá ser establecido de acuerdo a la aplicación. Así, con este sensor pueden ser medidos desde gases o fluidos con índices de refracción tan próximos al índice de refracción del aire, o bien materiales con índice de refracción elevado, limitado únicamente por el índice de refracción del elemento óptico de detección.

Sin embargo, los datos existentes no son suficientemente detallados; en particular, no hay datos que correspondan a las aplicaciones del sensor refractométrico que se consideran en este trabajo (medición de monometil hidracina, hidrógeno líquido, etc.).

Debido a esto, es importante ampliar los estudios en este campo y llevar a cabo los análisis teóricos variando parámetros que nos permitan mejorar las características del sensor, principalmente analizando efectos de diferentes parámetros geométricos y ópticos, evaluando el efecto de las tolerancias, y analizando la posible utilización del sensor en la industria aeroespacial.

3.4 Conclusiones

1. Los sensores en fibra óptica son atractivos para su aplicación en diversos sistemas debido a sus ventajas comparados con otros tipos de sensores, por lo que podrían servir para reemplazar los sensores tradicionales usados actualmente.
2. Dentro de los sensores desarrollados hasta ahora, en base a las geometrías utilizadas el que mayores ventajas ha presentado es el refractómetro con detector semiesférico debido a que ha presentado una mejor sensibilidad y exactitud además de poder operar en un rango más amplio de índices de refracción.
3. Aún con las ventajas detectadas de los sensores refractométricos de fibra óptica contra sensores comunes no se ha encontrado información sobre la aplicación de este tipo de sensores para la medición del contenido de propelentes, como son el hidrógeno líquido o la monometil hidracina, en los sistemas de propulsión comerciales donde actualmente se tiene la desventaja de la imprecisión en la medición del contenido de combustible y gas en líneas de transmisión con los métodos de estimación tradicionales.

En los siguientes capítulos se profundizará en el estudio de la aplicación de este sensor para la medición mencionada de propelentes en los sistemas de propulsión.

CAPITULO 4. MODELO MATEMÁTICO PARA ANÁLISIS TEÓRICO DE UN SENSOR REFRACTOMÉTRICO EN FIBRAS ÓPTICAS

4.1 Metodología de desarrollo y optimización de un sensor refractométrico en fibras ópticas

4.1.1 Proceso iterativo de desarrollo del sensor

El desarrollo de un sensor se hace por medio de un procedimiento iterativo (como cualquier otro desarrollo nuevo de ingeniería), primeramente haciendo un diseño, luego verificando este diseño por medio de modelado matemático y/o experimentalmente y luego haciendo modificaciones al diseño; este ciclo se repite hasta que se obtienen las características satisfactorias del sensor, o se acaba el tiempo o los recursos (cualquiera de estos eventos que ocurra primero). Este proceso se presenta en la Fig. 4.1 en forma de diagrama de bloques que describe la secuencia de los procesos en el desarrollo del sensor. La toma de decisiones sobre los procedimientos a seguir (el estudio teórico o la caracterización experimental, o las dos), los detalles de cada etapa, y el número total de iteraciones lo cual es la responsabilidad de la persona que realice el desarrollo del dispositivo (en nuestro caso, el sensor).

A continuación se presenta la descripción de los procedimientos básicos utilizados en la simulación numérica de las características del sensor refractométrico en fibras ópticas, para los elementos de diferentes formas geométricas y diferente sensibilidad, en general.

En el modelado matemático, estamos utilizando un modelo matemático y software desarrollado por un integrante de nuestro grupo de investigación. El modelo utilizado ha sido validado de manera teórica a través de análisis matemáticos y comparaciones con problemas ópticos para los cuales existen soluciones analíticas bien conocidas: reflexión de luz de los espejos esféricos y parabólicos [155]. Adicionalmente, ha sido probado de manera teórico práctica en diversas aplicaciones [153, 156]. A este modelo y software se le hicieron algunas modificaciones. En primer lugar, se sacó más provecho de esta herramienta teórica que consiste, a diferencia de trabajos anteriores, en que ahora es posible generar archivos que muestran el comportamiento de los haces elementales de luz (sus características estadísticas) con mayor detalle.

Específicamente se generan archivos con los resultados de las evaluaciones de las distribuciones de los números de los haces contra el ángulo de incidencia en la entrada y salida del elemento óptico transductor, potencia de los haces contra el ángulo de incidencia, potencia acumulada de los haces, principalmente.

Al utilizar estas distribuciones se entiende mejor el rol de cada haz, el rol de los diferentes parámetros del sensor, y cómo optimizar su rendimiento en base a la mejor combinación de parámetros para éste. Antes sólo se consideraba el coeficiente de refracción sin considerar trayectorias de haces y su contribución.

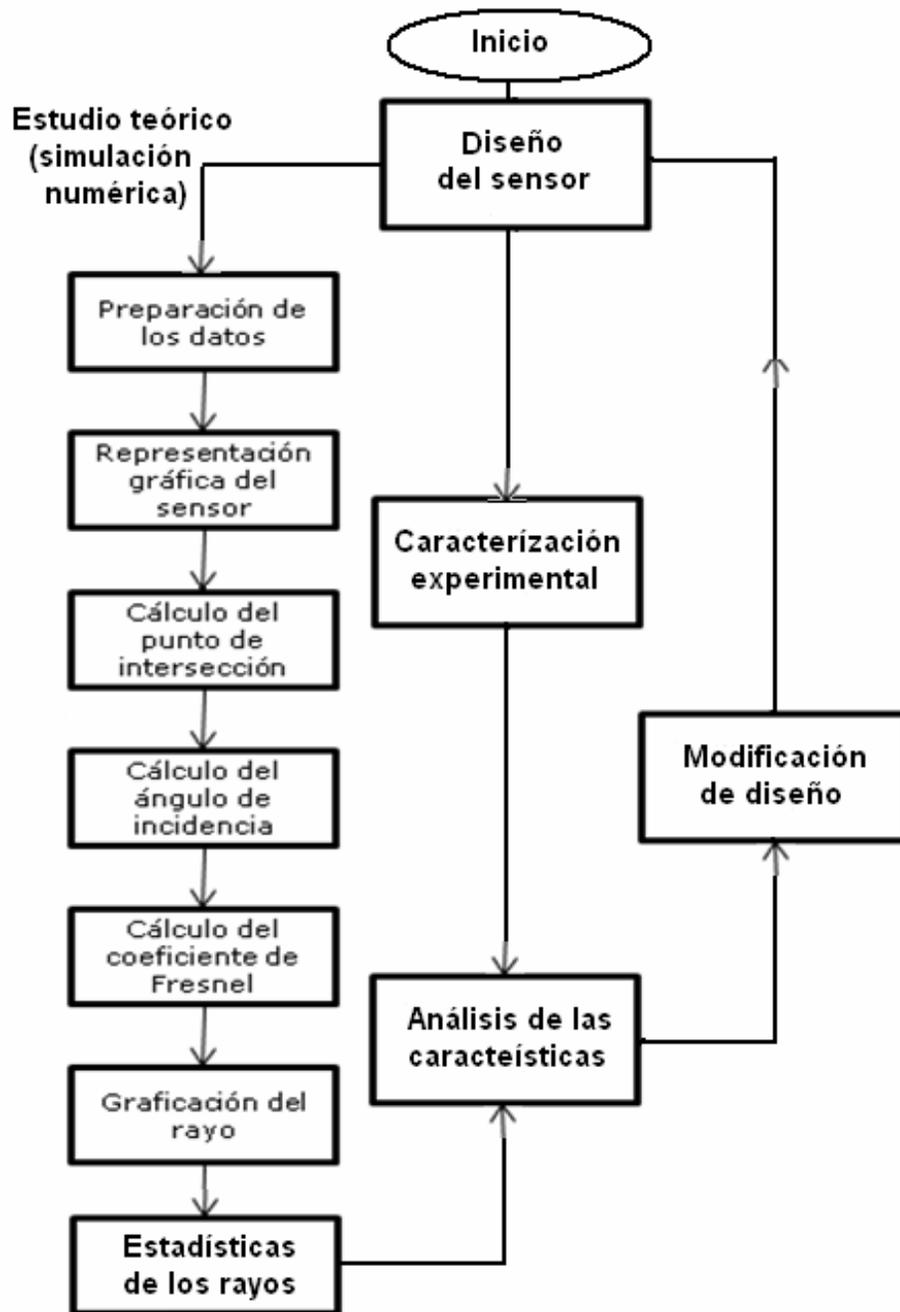


Fig. 4.1 Diagrama de bloques del proceso iterativo de desarrollo del sensor.

4.1.2 Descripción resumida del modelo matemático y algoritmo de cálculo

El modelo matemático del sensor incluye el modelo de la superficie de trabajo y el modelo del haz de la luz.

La superficie de trabajo de segundo orden se describe en forma general como [155]:

$$a_1x^2 + a_2y^2 + a_3z^2 + a_4x^2y + a_5x^2z + a_6y^2x + a_7y^2z + a_8z^2x + a_9z^2y + a_{10}xy + a_{11}xz + a_{12}yz + a_{13}x + a_{14}y + a_{15}z + a_{16} = 0 \quad (4.1)$$

En el caso de un elemento de sensibilidad esférico, la ecuación (4.1) es mucho más simple, si el centro de las coordenadas se coloca en el centro de simetría de la superficie de segundo grado dada y los ejes de las coordenadas se colocan paralelamente a los ejes de simetría de la superficie, se reduce la ecuación en una forma canónica a:

$$a_1x^2 + a_2y^2 + a_3z^2 + a_{16} = 0. \quad (4.2)$$

En este caso, el término a_{16} es el radio de la esfera en cuestión.

Así mismo, un paraboloides, que se coloca paralelamente a los ejes de simetría se puede describir como:

$$a_1x^2 + a_2y^2 - a_{15}z = 0. \quad (4.3)$$

Para una simulación adecuada de la función de distribución de la potencia óptica sobre la superficie de la cara del extremo de la fibra óptica transmisora, y dentro de los límites de su apertura angular $J(r, \varphi, \theta, \psi)$, se reproduce el carácter de esta distribución durante la determinación de las coordenadas iniciales del rayo elemental. La función de la distribución de la potencia óptica sobre la superficie de la cara del extremo de la fibra óptica es proporcional al cuadrado de la apertura numérica y la distribución angular depende de la composición y del perfil de la fibra.

El modelo matemático del haz saliente de la fibra óptica se compone de un gran pero finito número de rayos individuales con potencia unitaria individual igual a $1 \cdot x$ donde x está dado en función del tipo de la fibra óptica.

La distribución uniforme de las coordenadas de los puntos de salida de los rayos elementales sobre la cara de la fibra transmisora se presenta como una distribución estadística e igualmente probable. La simulación de tal distribución es a través de la generación de un número aleatorio determinando, así como de las coordenadas del vector radial del punto de salida del rayo en el sistema polar de coordenadas unido con la cara del extremo de la fibra óptica transmisora.

Otro punto importante de modelo es el encontrar las coordenadas del punto de la intersección del rayo con la superficie de trabajo.

Se define el ángulo de incidencia del rayo y luego se define la potencia relativa del rayo reflejado.

La descripción completa del modelo matemático utilizado se encuentra en el apéndice C.

Este modelo matemático se ha implementado mediante el algoritmo mostrado en forma de diagrama de bloques en la Fig. 4.2. A diferencia de las variantes anteriores, este algoritmo cuenta con dos nuevos bloques (7 y 8):

1. Análisis y preparación de las variables iniciales (Posición de las fibras, apertura numérica, composición, número de rayos etc.). (Fig. 4.2, bloque 1).
2. Generación de las coordenadas aleatorias del rayo inicial (Punto de salida del rayo desde la cara de la fibra transmisora en función de la posición de la fibra transmisora y de la apertura numérica). (Fig. 4.2, bloque 2).
3. Asignación de la potencia inicial al rayo primario en función de las características de la fibra (perfil escalonado o gradual, composición modal). (Fig. 4.2, bloque 3).
4. Comprobación del alcance del rayo en la fibra receptora (Fig. 4.2, bloque 4).
5. Si el rayo entró en la fibra receptora, se marca el rayo en el arreglo de datos, y se va al punto 6. (Fig. 4.2, bloque 5).
6. Selección del índice de refracción. (Fig. 4.2, bloque 12).
7. Arreglo de los parámetros de los rayos útiles (los que entraron al receptor). (Fig. 4.2, bloque 7 y 12).
8. Generación de las distribuciones (números de haces contra ángulo de incidencia, potencia contra ángulo de incidencia, ángulo de incidencia contra coordenadas espaciales) (Fig. 4.2, bloque 8 y 13).
9. Cálculo del punto de intersección del rayo con la superficie del sensor. (Fig. 4.2, bloque 14).
10. Si el rayo sale del área de trabajo del sensor ($z_i > z_{fibra}$) se va al 14 (Fig. 4.2, bloques 16 y 17).
11. Cálculo de la ecuación del rayo reflejado. (Fig. 4.2, bloque 6).
12. Cálculo de la potencia del rayo reflejado (coeficiente de Fresnel). (Fig. 4.2, bloque 19).
13. Actualización del arreglo de datos de los rayos. (Fig. 4.2, bloque 20).
14. Graficación del rayo (si el usuario lo requiere). (Fig. 4.2, bloque 21).
15. Si se procesó el intervalo de trabajo, se va al punto 2, en caso contrario se va al punto 14 (Fig. 4.2, bloque 22).
16. Si no se procesó el número total de rayos, se va al punto 2. (Fig. 4.2, bloque 9).
17. Se preparan los datos y se graban en el archivo de los resultados (archivos de salida). (Fig. 4.2, bloque 10).
18. Se presentan los resultados de la simulación y termina el programa. (Fig. 4.2, Bloque 11).

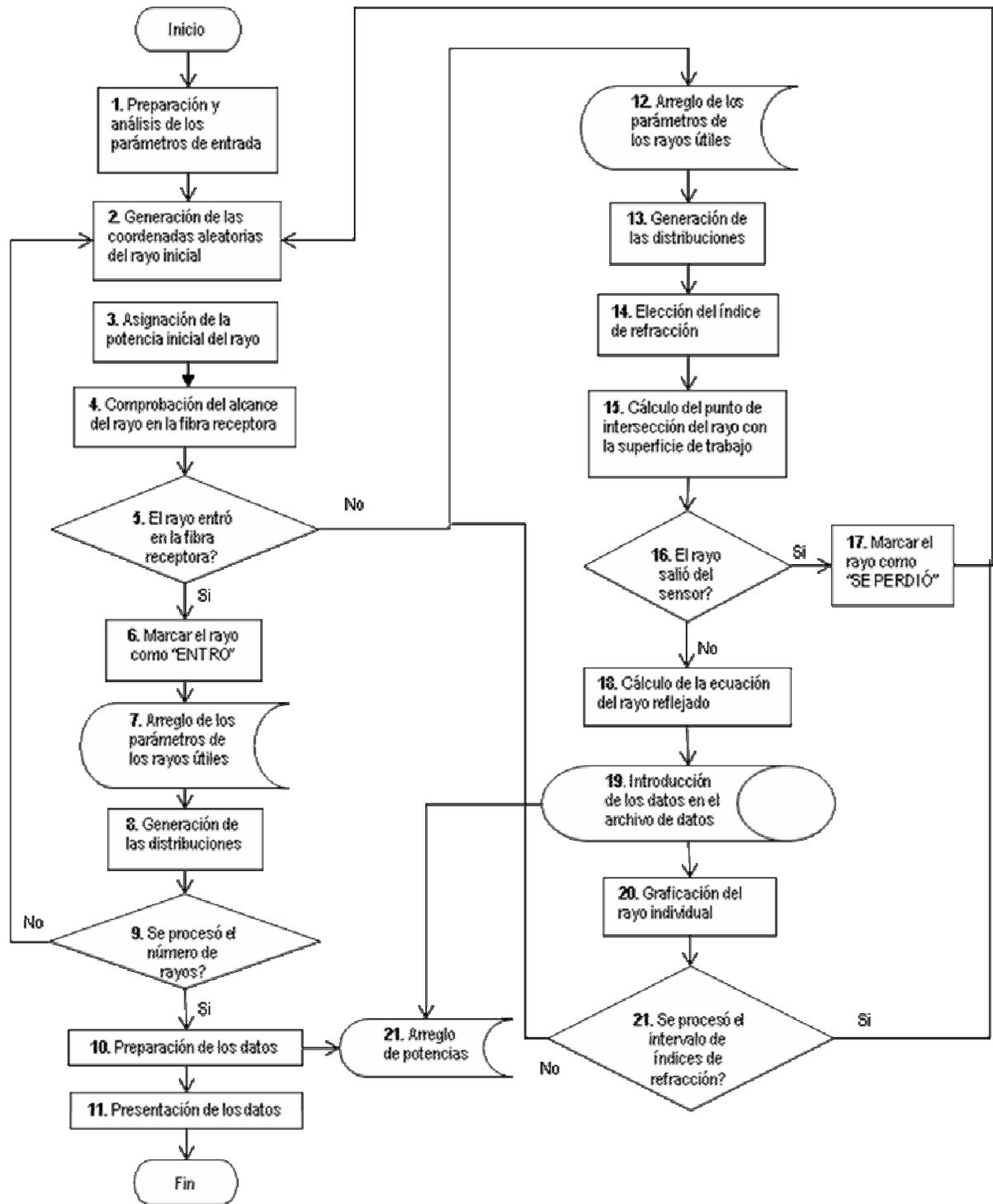


Fig. 4.2 Diagrama de flujo del algoritmo de cálculo.

El algoritmo de cálculo está implementado en el lenguaje de programación Visual Basic que genera interfaces gráficas de fácil acceso.

Debido a que en este estudio se está implementando la nueva función de análisis estadístico de los parámetros de los haces para un comparativo más a detalle de las variantes de los parámetros principales del sensor, se tiene un diseño óptico de naturaleza interactiva, lo cual lleva a un proceso interminable, sólo restringido cuando apremia el resultado, por el tiempo o el costo del estudio. Pero, para los fines del presente trabajo, el rango de variabilidad de los parámetros que serán ocupados fue acotado a rangos cerrados para un estudio general de los parámetros requeridos.

Un punto importante en la implementación de un algoritmo es el tomar la consideración de poder utilizar el desarrollo en conjunto con otras herramientas para análisis más a fondo de los resultados de este desarrollo sin que esto limite las funciones de operación.

Para el caso del análisis de los datos de salida de este modelo, fue desarrollada una herramienta en Excel, ya que los datos en este formato pueden ser manipulados de diversas maneras y con esto se pueden recabar los archivos de datos de salida y procesarlos en gráficos y tablas de valores tanto con este software, así como importarlo a otros programas matemáticos y así realizar el análisis de las posibles combinaciones de parámetros y comparaciones entre variaciones de éstos.

4.2 Ejemplos de cálculo, presentación e interpretación de los datos

Como se mencionó en la sección anterior, por medio del algoritmo de cálculo se obtienen los datos de números de haces contra ángulo de incidencia, potencia contra ángulo de incidencia, ángulo de incidencia contra coordenadas espaciales. Estos datos son procesados y por medio de ellos se pueden presentar los resultados en forma de gráficos para una mejor comprensión de éstos.

Dentro de los datos graficados directamente por el software del modelo matemático, graficaciones consideran los rayos que salen de la fibra transmisora y cuáles de éstos están entrando a la fibra receptora en dos ejes como se ve en la Fig. 4.3. En esta imagen también se muestra la ventana de los resultados desplegados por el programa, que son el número de rayos de salida y su razón en base al número de rayos de entrada seleccionados.

Esto permite tener a primera vista una idea de la cantidad de energía que llega a la fibra receptora en base a los parámetros seleccionados del sensor y dependiendo del fin del experimento, esto puede ayudar a saber si los parámetros elegidos son adecuados y seguir con el análisis de los demás datos de salida.

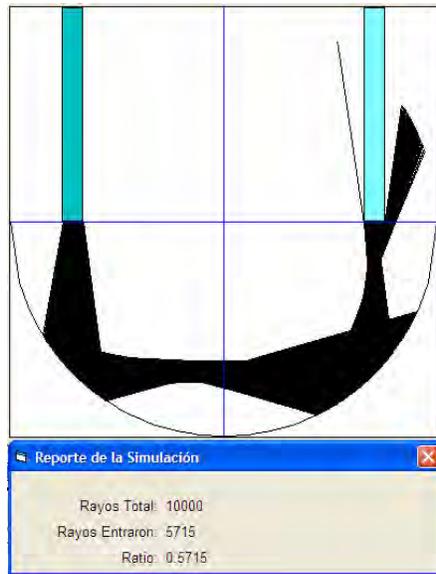


Fig. 4.3. Ventana reporte de resultados de cálculo con la geometría del sensor (en el plano x-z) y las trayectorias de los haces elementales.

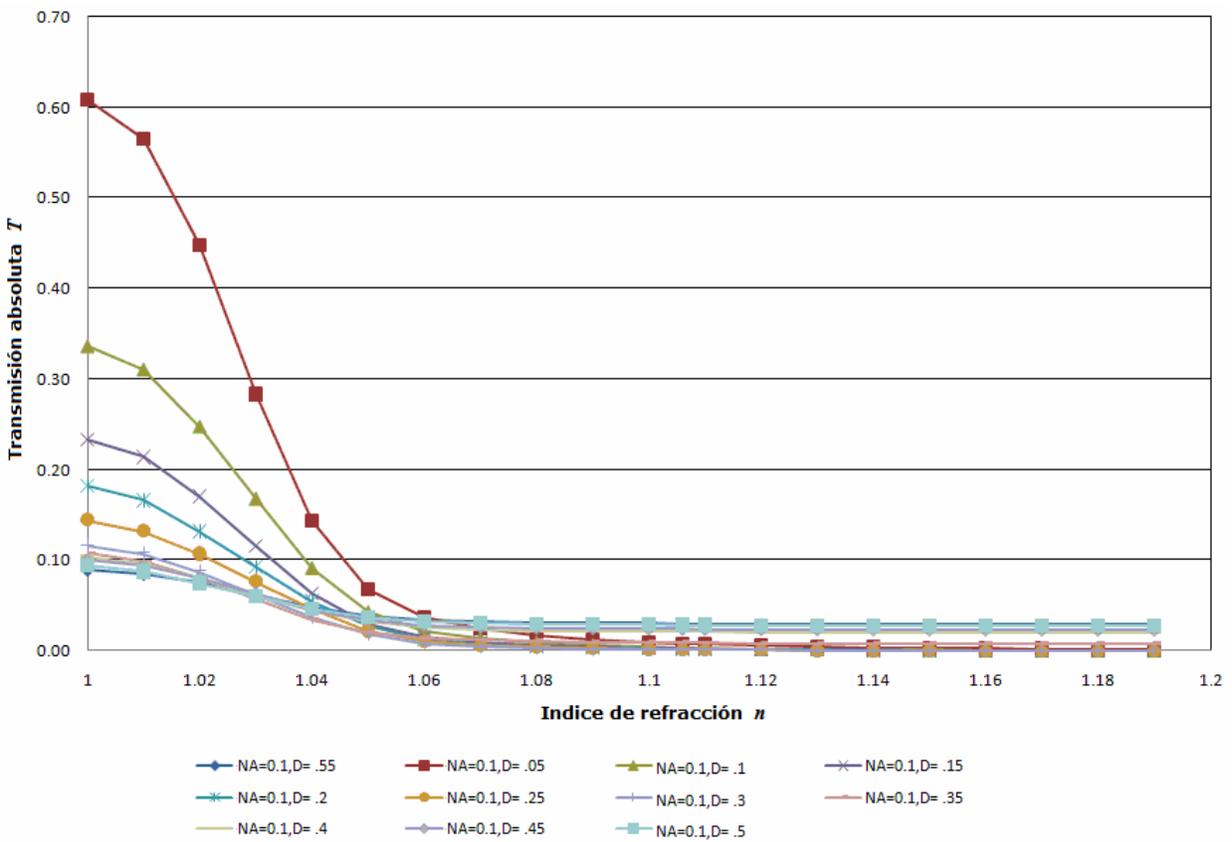


Fig. 4.4. Ejemplo de graficación de la Transmisión absoluta T en función del índice de refracción n .

Por otro lado, los datos de salida del programa son generados en archivos de texto, los cuales son almacenados en el directorio raíz de la PC y posteriormente, usando un programa de visual Basic a través de Excel, estos son pasados a una hoja de cálculo por medio de la cual son procesados y graficados.

Las gráficas obtenidas pueden ser individuales, por cada conjunto de datos o, dependiendo del fin de la etapa particular de diseño, se puede definir un rango de variación de algún parámetro de interés y comparar así los resultados para decidir la mejor combinación de datos para el diseño en cuestión.

Una de las características analizadas es la transmisión absoluta del sensor T contra índice de refracción n como se muestra en la Fig. 4.4. Con esto se puede definir la respuesta del sensor al índice de refracción del medio externo n_{externo} con la geometría y material del sensor y de las fibras ópticas como parámetros de evaluación.

En la Fig. 4.5 se muestra un ejemplo de la graficación de la transmisión relativa en función del índice de refracción externo n_{externo} con el diámetro adimensional Φ de las fibras, posición de las fibras λ , y la apertura numérica NA como parámetros de entrada.

Otra distribución importante a analizar teóricamente es la respuesta de la transmisiones absoluta T en función de la distancia adimensional λ para la comprobación de las zonas del sensor donde se logra el mejor acoplamiento entre las fibras y el elemento transductor. Un ejemplo de esto se muestra en la Fig. 4.6.

La finalidad de todo el análisis teórico es la determinación de los parámetros óptimos del sensor, tales como NA , Φ , λ , n_{sensor} , etc.

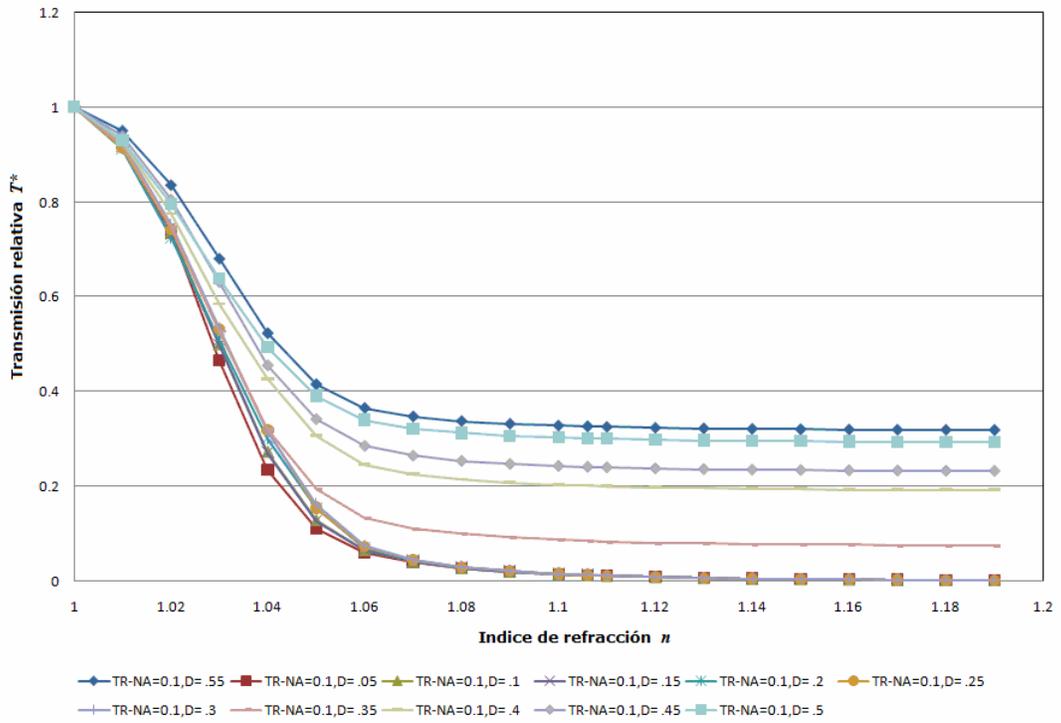


Fig. 4.5. Ejemplo de graficación de transmisión relativa T^* en función del índice de refracción n .

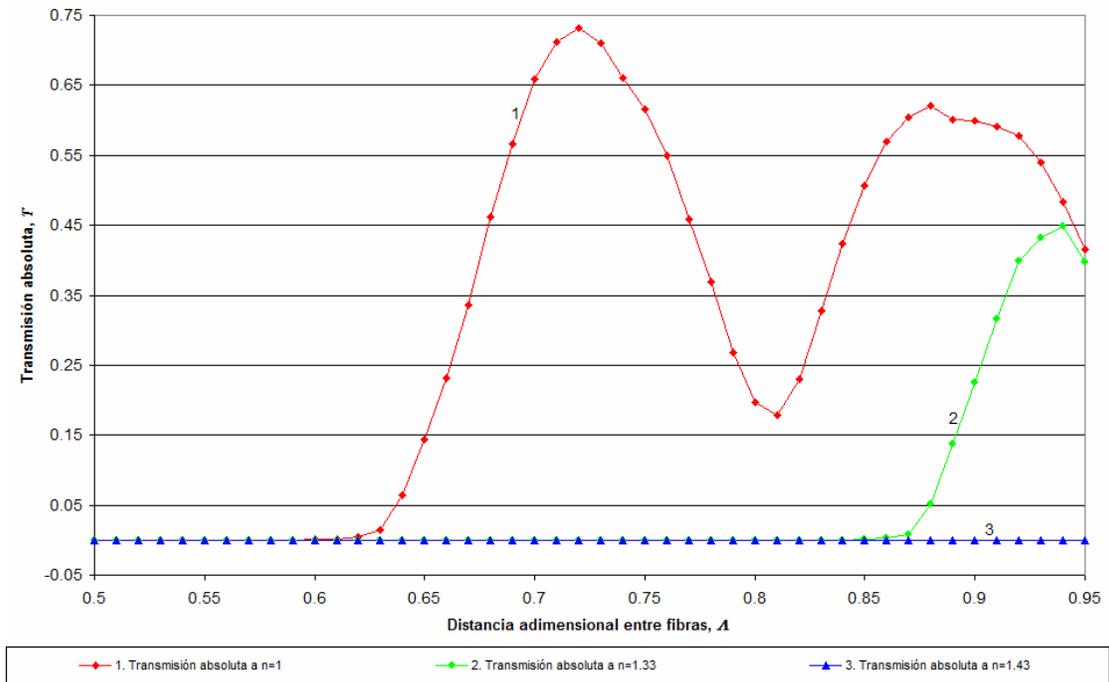


Fig. 4.6. Ejemplo de transmisión absoluta T en función de la distancia adimensional entre las fibras A .

4.3 Conclusiones

1. El modelo matemático que se utilizó en la simulación numérica del sensor se basa en las consideraciones geométricas básicas, características de las fibras ópticas y del elemento de sensado y parámetros de los rayos ópticos empleados, tales como el tipo de perfil de índice de refracción de la fibra óptica, la distribución de la luz en la sección transversal de la fibra óptica y los modos de propagación dirigidos y tunelizados en la fibra óptica.
2. A diferencia de los trabajos anteriores [151-156], restringidos al trazado de rayos únicamente, este modelo y el algoritmo correspondiente se utilizó para la generación de varias características estadísticas de los haces:
 - La potencia de transmisión T y transmisión relativa T^* contra el índice de refracción externo n ,
 - Las distribuciones de los números de haces de entrada y salida contra el ángulo de incidencia en la entrada y salida del sensor, respectivamente,
 - La distribución de la potencia relativa en los haces de entrada y salida contra el ángulo de incidencia en la entrada y salida del sensor, respectivamente,
 - La distribución de los ángulos de incidencia contra coordenadas espaciales x y y , en las facetas de las fibras ópticas.
3. Estas características y distribuciones estadísticas ayudarán a entender el efecto de diferentes parámetros ópticos y geométricos del sensor sobre sus características T y T^* y de esta manera ayudan en la toma de decisiones sobre la optimización del sensor.

CAPITULO 5. RESULTADOS TEÓRICOS OBTENIDOS SOBRE NUEVOS SENSORES REFRACTOMÉTRICOS DESTINADOS A LA MEDICIÓN DE PROPELENTE

5.1 Introducción

En este capítulo, se investiga teóricamente la posibilidad de desarrollo de los sensores refractométricos en fibras ópticas para la medición de dos tipos de propelente: monometil hidracina (MMH), el propelente más usado en los sistemas de propulsión de los satélites de comunicación, y el hidrógeno líquido (LH2) que tiene una aplicación amplia en cohetes modernos y también tiene perspectivas grandes de empleo en los automóviles, autobuses, y otros medios de transporte de nueva generación. El motivo de considerar solamente estos dos propelentes es que éstos corresponden a dos casos extremos en lo relacionado al índice de refracción. La MMH tiene el índice de refracción más grande entre los propelentes comunes y el LH2 el índice de refracción mínimo; los índices de refracción de los demás propelentes se encuentran entre estos dos valores. El diseño básico del sensor consiste de una superficie esférica de trabajo integrada con dos fibras ópticas multimodo. Se analizan y muestran algunas variantes particulares de un sensor refractométrico para las aplicaciones mencionadas.

5.2 Parámetros, consideraciones básicas y optimización de la respuesta de un sensor refractométrico de superficie semiesférica para medición de propelentes

5.2.1 Parámetros y consideraciones básicas

Los parámetros a considerar en un análisis numérico y optimización de la respuesta de un sensor refractométrico son el tipo de líquido (propelente) a ser medido, el tipo de material del sensor, ya que el material a usarse en el sensor debe soportar estar inmerso en el líquido (propelente) sin degradarse, y la temperatura y presión a soportar. Considerando estos parámetros podemos definir el tipo o tipos de material con los cuales se puede construir el sensor.

Dentro de los parámetros importantes del líquido (propelente) a ser sentido está el índice de refracción de éste y el índice de refracción del gas que va a estar encima del líquido (propelente), por ejemplo aire o helio (He).

El sensor debe ser capaz de detectar la diferencia entre el índice de refracción de un medio y otro. En sensores refractométricos, la máxima sensibilidad al índice de refracción externo es alcanzada cuando el ángulo de incidencia de los rayos ópticos en la superficie de trabajo del transductor θ_i es mayor que el ángulo crítico de la interfaz vidrio – aire $\theta_{c \text{ aire}}$, pero no excede el ángulo crítico de la interfaz vidrio – líquido, $\theta_{c \text{ líquido}}$. Estos valores los obtenemos por medio de la ley de Snell:

$$\text{sen}\theta_c = \frac{n_2}{n_1}$$

En este caso, hay una reflexión total interna cuando el sensor está en el aire y una reflexión total parcial cuando el sensor está en el líquido. Por lo tanto, la intensidad de luz reflejada es una función del medio externo (su índice refractivo n), en este caso, cuando está en propelente, la función es baja y cuando está en el aire es alta.

Para un rayo central no polarizado del sector $\Delta\theta$, el coeficiente de reflexión R cambia de R_{aire} a $R_{\text{líquido}}$. Esto corresponde a la disminución en la intensidad de la luz reflejada internamente de la interfase entre el material del transductor y el medio externo por un factor (lo cual es convertido a una señal eléctrica a la salida del sensor \mathfrak{R}). Para un haz óptico de diámetro y divergencia finitos, la señal \mathfrak{R} es una cantidad integral, la cual puede ser diferente del valor calculado correspondiente al haz central.

Un incremento en la respuesta del sensor a la variación del índice refractivo de un medio externo se puede lograr por medio de reflexiones seriales de la luz en la interfaz de vidrio/medio externo en el caso de una superficie de trabajo esférica del sensor, S como la mostrada en la Fig. 5.1.

Adicionalmente, la superficie esférica tiene propiedades de enfoque, las cuales permiten el uso de haces ópticos divergentes en el sensor. El número de reflexiones internas en el sensor m está relacionado al ángulo de incidencia del rayo central del haz a la superficie S . En el caso de las dos reflexiones seriales internas, $\theta_{i \text{ central}}=45^\circ$, y en el caso de tres reflexiones seriales internas, $\theta_{i \text{ central}}=60^\circ$, y así sucesivamente. El coeficiente total es igual al producto de todos los coeficientes parciales de reflexión y éste aumenta la sensibilidad del medio externo.

Comúnmente en los sistemas de propelente se utiliza el He como gas presurizante en el tanque de propelente, el cual tiene un índice de refracción $n \approx 1$. La MMH cuenta con un índice de refracción $n \approx 1.436$ a 20°C [121], por lo que el sensor debe ser capaz de discriminar entre éste líquido y el He que se encuentre por encima del líquido en el tanque o tubería de el subsistema de propulsión. Considerando que se ocupará un sensor refractométrico de tipo de intensidad, se puede estimar que el mayor nivel de intensidad al índice de refracción externo, que en este caso será el He o cualquier gas cercano al índice de refracción $n \approx 1$ se obtendrá cuando el ángulo de incidencia de los rayos ópticos en la superficie de trabajo del transductor θ_i sea más grande que el ángulo crítico de la interfaz vidrio – aire $\theta_{c \text{ aire}}$, pero no excede el ángulo crítico de la interfaz vidrio – líquido $\theta_{c \text{ líquido}}$.

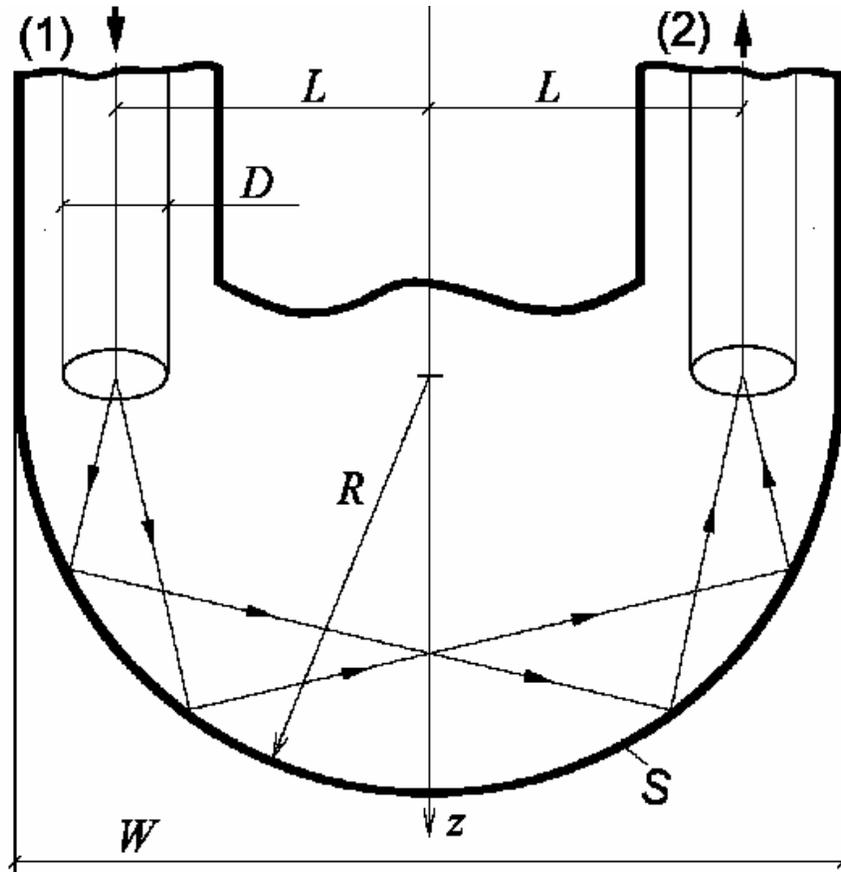


Fig. 5.1. (1) Sensor refractométrico de fibra óptica genérico con la superficie de trabajo esférica S , (2) La entrada y salida de las fibras ópticas multimodo, respectivamente.

Aplicando la ley de Snell [141] para calcular el valor del ángulo requerido para ambos medios, si se considera el metacrilato (PMMA) para la construcción del sensor ($n_{PMMA}=1.49$) [157], con una superficie de trabajo plana y He como presurizante (en este caso siendo el medio externo) con $n \approx 1$, el ángulo crítico $\theta_{c\ gas}$ es 42.12° . Cuando el medio externo cambia de gas a MMH, el ángulo crítico incrementa a $\theta_{c\ MMH} = 74.4^\circ$ (se asume $n_{MMH}=1.436$ [121]).

Si un haz de luz pasa por la superficie de trabajo del sensor en un sector de $\Delta\theta = |\theta_{c\ gas} - \theta_{c\ MMH}| = 32.3^\circ$, así el haz de luz sufrirá una reflexión total interna cuando el sensor está en el gas y habrá una refracción del haz cuando el sensor se encuentre en MMH. Es decir, la intensidad de la luz de salida del sensor va a estar en función del índice de refracción del medio externo.

Si se considera como material el sílice fundido ($n=1.45$) [165], el valor del ángulo requerido en este caso para ambos medios para la construcción del sensor, con una superficie de trabajo plana y He como presurizante como medio externo ($n \approx 1$), el ángulo crítico $\theta_{c\ gas}$ es 43.6° . Cuando el medio externo cambia de gas a MMH, el ángulo crítico será de $\theta_{c\ MMH} = 82.03^\circ$.

Si un haz de luz pasa por la superficie de trabajo del sensor con ángulo $\Delta\theta = |\theta_{c\ gas} - \theta_{c\ MMH}| = 38.42^\circ$, el haz de luz sufrirá una reflexión total interna cuando el sensor está en el gas y una reflexión total parcial cuando el sensor se encuentre en MMH.

Para un rayo central no polarizado con un sector de ángulo $\Delta\theta$, el coeficiente de reflexión R cambia de $R_{gas}=1$ a $R_{MMH}=0.435$, aproximadamente el 50% de ésta.

5.2.2 Diseño básico del sensor para hidrógeno líquido (LH2)

En este caso, el sensor tiene que soportar el enfriamiento y calentamiento en una gama amplia de temperaturas - de la temperatura ambiente a temperaturas por debajo o cercanas a 20 K (-253°C). La estructura óptica del sensor deberá soportar múltiples ciclos de temperatura si la tensión termo-inducida en ella se reduce al mínimo. Para alcanzar esto, el sensor y las fibras ópticas que lo conectan se deben hacer del mismo material que soportaría tanto temperaturas altas como bajas. El vidrio de sílice es el único tipo de material de fibra óptica que trabaja bien en un ambiente criogénico. Por lo tanto, el elemento transductor se debe también hacer de vidrio de sílice, que tiene una alta fuerza mecánica en temperatura normal y criogénica, y tiene una alta resistencia al agua y a los ácidos. Su conductividad térmica baja es una ventaja significativa para la presente aplicación. Hay una variedad de vidrios del alto contenido de sílice que se utilizan para la fabricación de fibras ópticas. En este trabajo consideramos el uso de sílice sintético fundido para el elemento transductor y las fibras ópticas.

El LH2 tiene el segundo índice de refracción más bajo de todos los fluidos, después del He líquido. Para la discriminación confiable entre el LH2 y el gas localizado arriba del líquido en el tanque, el sensor refractométrico típico debe ser capaz de detectar un pequeño cambio en el índice refractivo externo de $n=1.0$ (el gas) a $n \approx 1.1$ (LH2) y viceversa. Debido a que en este tipo de sensores (del tipo de intensidad), su máxima sensibilidad al índice de

refracción externo se obtiene con un ángulo de incidencia en la superficie de trabajo del transductor θ_i mayor que el ángulo crítico de la interfaz vidrio – aire $\theta_{c\ aire}$, pero menor que el ángulo crítico de la interfaz vidrio – líquido $\theta_{c\ liquido}$, por medio de la ley de Snell [141] se puede encontrar que, si se considera el sílice fundido para la construcción de nuestro sensor ($n=1.45$ a $\lambda=940$ nm y 20 K) [164], con una superficie de trabajo plana, e hidrógeno gaseoso o He como el medio externo ($n\approx 1$), el ángulo crítico $\theta_{c\ gas}$ es 43.6° . Cuando el medio externo cambia de gas al LH2, el ángulo crítico incrementa a $\theta_{c\ LH2}=49.8^\circ$ (se asume la longitud de onda operacional de 940nm y $n_{LH2}=1.106$ [121]).

La luz es lanzada a la superficie del sensor en un sector de trabajo con ángulo $\Delta\theta=|\theta_{c\ gas}-\theta_{c\ LH2}|=6.2^\circ$ sufriendo una reflexión total interna cuando el sensor está en el gas y una reflexión total parcial cuando el sensor está en el LH2. Por lo que bajo las condiciones que se mencionaron anteriormente, la intensidad de la luz en la salida del sensor es una función del medio externo.

Para un rayo central no polarizado del sector de ángulo $\Delta\theta=6.2^\circ$, el coeficiente de reflexión R cambia de $R_{gas}=1$ a $R_{LH2}=0.124$. Esto corresponde a la disminución en la intensidad de la luz reflejada (lo cual es convertido a una señal eléctrica a la salida del sensor) por un factor $\mathfrak{R}=9.1$ dB.

Los valores obtenidos de $\Delta\theta$ y \mathfrak{R} son significativamente más pequeños que las cantidades correspondientes de líquidos tales como la MMH y otros propelentes no criogénicos. Esto hace difícil el desarrollo de sensores refractométricos para el LH2. Además, la señal puede decrecer adicionalmente debido a la capa de líquido remanente en la superficie del sensor [152] o degradación de algunos elementos del sensor tales como la fuente de luz. Por lo cual es deseable incrementar la intensidad de la señal \mathfrak{R} lo más posible.

Como se mencionó en la sección 5.2.1, se puede obtener un incremento de la señal \mathfrak{R} mediante reflexiones seriales de la luz en la interfaz de vidrio/medio externo.

Adicionalmente, el número de reflexiones internas en el sensor m dependerá del ángulo de incidencia del rayo central del haz a la superficie S . Se deduce de previos análisis que solamente dos reflexiones internas seriales son posibles en el sensor del caso presente. Un gran número de reflexiones internas en la superficie de trabajo ($m\geq 3$) podría resultar en ángulos de incidencia con $\theta_i \gg \theta_{c\ LH2}$ y una pérdida completa de la sensibilidad al índice de refracción externo en el rango de interés.

5.2.3 Metodología de análisis numérico y optimización de la respuesta del sensor

El análisis de la propagación de la luz en el sensor se lleva a cabo por medio del trazado numérico de rayos empleando un modelo matemático tridimensional especialmente desarrollado para el sensor y un programa computacional respectivo descrito en capítulo 4.

Se asumió un elemento semisférico transparente de detección con índice de refracción n_e , y las dos fibras ópticas multimodo idénticas con el mismo índice de refracción del núcleo $n_{núcleo}=n_e$ y la misma apertura numérica en el aire NA . Las fibras se colocaron perpendicularmente a la superficie plana del transductor. El haz de luz fue modelado por

un número grande de rayos geométricos (10,000). Las coordenadas cartesianas y angulares de cada rayo al final de la cara de la fibra óptica fueron asignadas de manera aleatoria. Para cada rayo, se determinaron, tanto el punto de incidencia en la superficie de trabajo, así como el vector del rayo reflejado. El trazo de cada rayo se repitió hasta que cada rayo estuviera acoplado a la salida de la fibra óptica o se perdiera. Entonces las trayectorias de los rayos se grafican y la transmisión relativa se calcula como [155]:

$$T^*(n) = I_r(n) / I_{r_{gas}} \quad (5.1)$$

Donde $I_r(n)$ es la intensidad de la luz en la salida del sensor (esto es, la luz acoplada al medio de la fibra óptica receptora, la cual es una función del índice refractivo n del medio externo), e $I_{r_{gas}}$ es la intensidad de la luz a la salida del sensor cuando el sensor está en el gas.

También, la señal fue calculada como:

$$\mathfrak{R} = I / T^*_{Liquido} = I_{r_{gas}} / I_{r_{liquido}} \quad (5.2)$$

Y las pérdidas intrínsecas, no dependientes del fluido fueron calculadas como:

$$A(dB) = 10 \log_{10}(I_i / I_{m=1}) \quad (5.3)$$

Donde I_i es la intensidad de la entrada de la luz (esto es, la luz lanzada dentro del elemento desde la entrada de la fibra óptica).

5.2.4 Resultados del modelado numérico del sensor para monometil hidracina (MMH)

Fue utilizado un proceso iterativo de análisis numérico y ajustes al diseño del sensor, para la optimización a su respuesta al medio externo.

Para este caso, se planteó el análisis teórico de un sensor para la medición de MMH a temperatura ambiente donde su índice de refracción sea de $n_{MMH}=1.43$ a 20°C . Se consideró el manejo de luz monocromática, no polarizada, en una longitud de onda operacional de $\lambda=940$ nm.

Por otro lado, haciendo una revisión sobre fibras ópticas en el mercado de PMMA para considerar que tanto el elemento detector así como las fibras sean del mismo material y por ende, tengan en mismo índice de refracción de $n=1.491$, se encontraron fibras ópticas multimodo de índice de escalonado con un diámetro D de 0.980 mm y una apertura numérica $NA = 0.5$ [162, 163].

En el caso de que fuera ocupado como material el sílice fundido como material de fabricación del elemento transductor con un índice refractivo de 1.45, se consideraría también en este caso la utilización de fibras ópticas multimodo de índice de escalonado y con núcleo del mismo material. En este caso, del análisis de fibras en el mercado se encontró que las fibras con estas características tienen diámetros de núcleo D que pueden ir desde los 30 μm hasta 1.5 mm con apertura numérica estándar $NA = 0.22$ [167].

Como se mencionó, se considerará para el modelado teórico del sensor un transductor hecho de PMMA con un índice de refracción $n=1.491$, También se considerará un sensor completamente simétrico y fibras con parámetros iguales, ya que la fabricación del sensor es mucho más simple en este caso.

Para fines de comparación y poder hacer un análisis experimental con distintos materiales considerando el aire, el agua y un líquido con índice refractivo igual o muy cercano a MMH (para poder estudiar experimentalmente un sensor con las características mencionadas anteriormente), se consideraron los rangos de evaluación del sensor de índices refractivos externos desde 1 hasta 1.49.

En la Fig. 5.2 se muestra la evaluación de la transmisión absoluta teórica T , al variar la distancia adimensional A , para índices de refracción n del medio a ser sensado desde 1, índice de gases, hasta 1.49 para un elemento transductor semiesférico, y con un número máximo de reflexiones M de 5. Para este análisis se consideró el radio del elemento transductor $R = 1$ para normalizar tanto el diámetro adimensional, ϕ , así como la distancia adimensional A . Se puede observar que, a medida que el índice de refracción n del medio va incrementando, las zonas de acoplamiento van desplazándose, por lo que para algunos medios con índice de refracción $n \geq 1.15$ en el rango analizado de A desde 0.5 a 0.95 sólo tienen una de las zonas de acoplamiento.

En la Fig. 5.3 se muestran los valores de transmisión absoluta teórica T , al variar la distancia adimensional A , para índices de refracción n del medio externo para este caso que son el gas ($n=1$), el agua ($n=1.33$) y el de MMH ($n=1.43$). También se puede observar que, en base al análisis teórico, podría ser considerada $A \approx 0.7$ como un parámetro que asegura tanto un buen acoplamiento, como sensado, ya que al tener el sensor en agua o MMH se tendrá una transmisión absoluta T muy baja mientras que en un gas como el He, tendrá una transmisión absoluta T que permite la discriminación entre el gas y el líquido.

Adicionalmente se muestra en las Figs. 5.4 y 5.5 la transmisión relativa T^* para el caso del agua ($n=1.33$) y MMH ($n=1.43$).

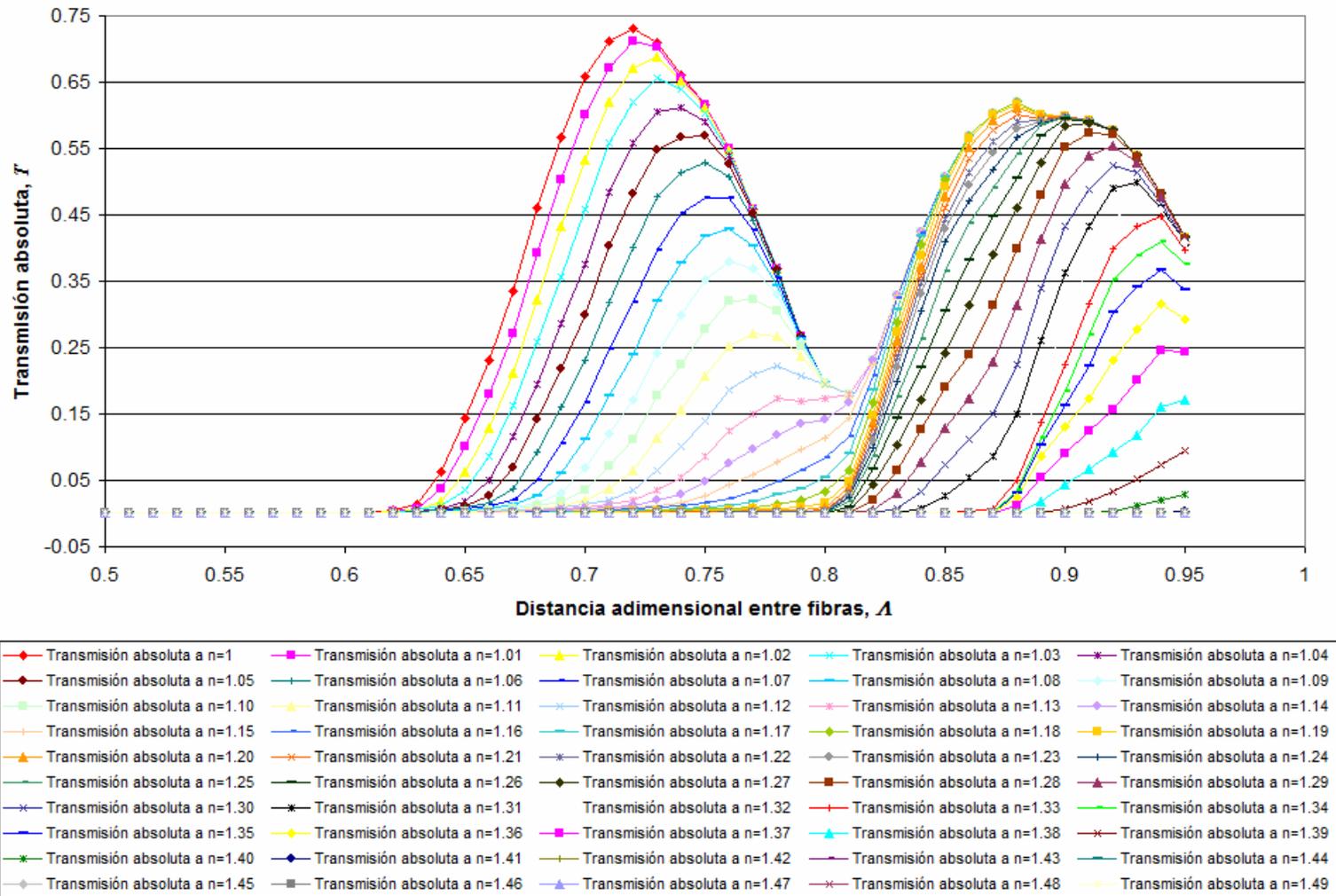


Fig. 5.2. Transmisión absoluta teórica T en función de la distancia adimensional Δ con una apertura numérica $NA=0.5$ y diámetro adimensional $\phi=0.980$.

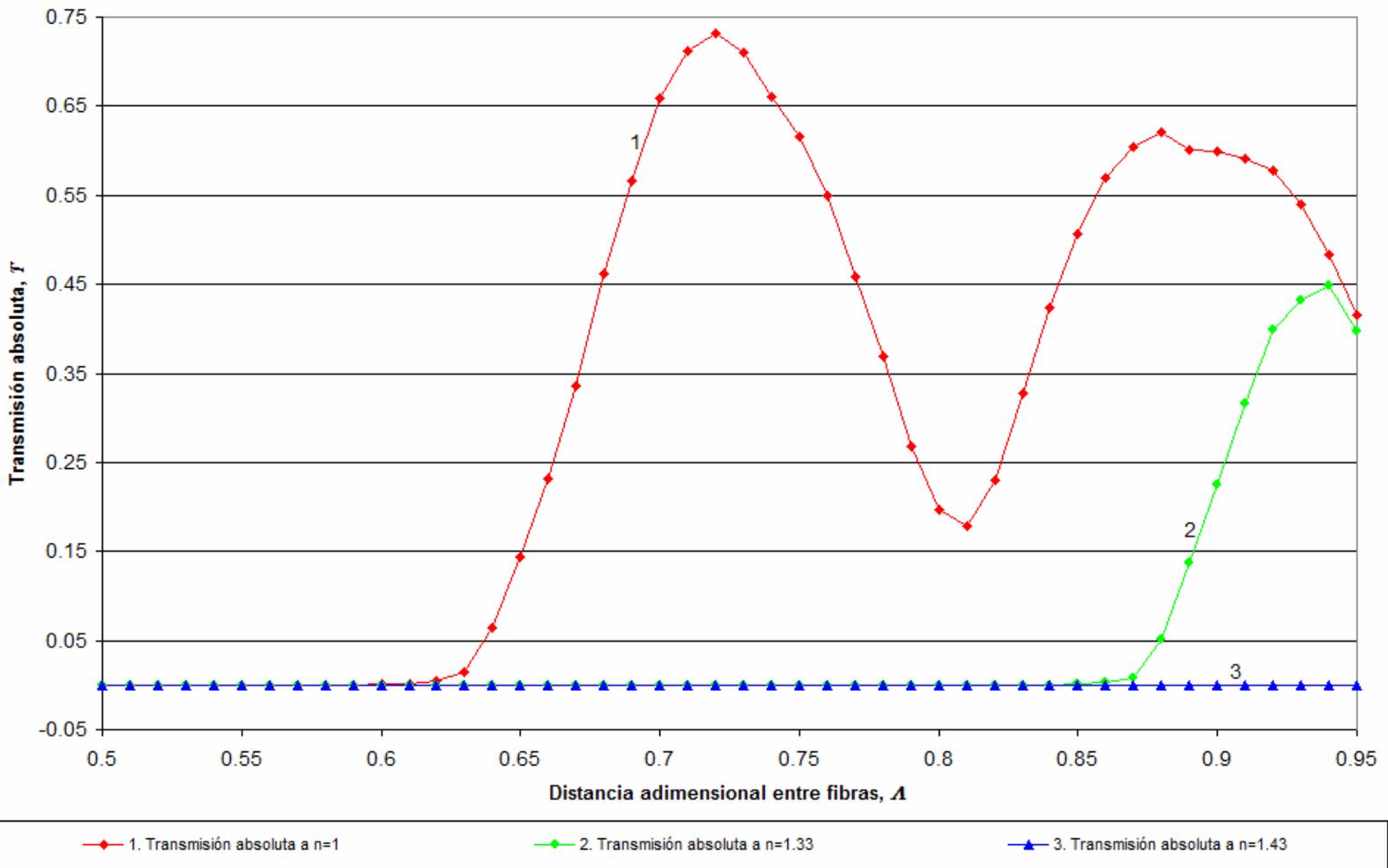


Fig. 5.3. Transmisión absoluta teórica T en función de los índices de refracción n : (1) Gas ideal; (2) Agua; (3) MMH.

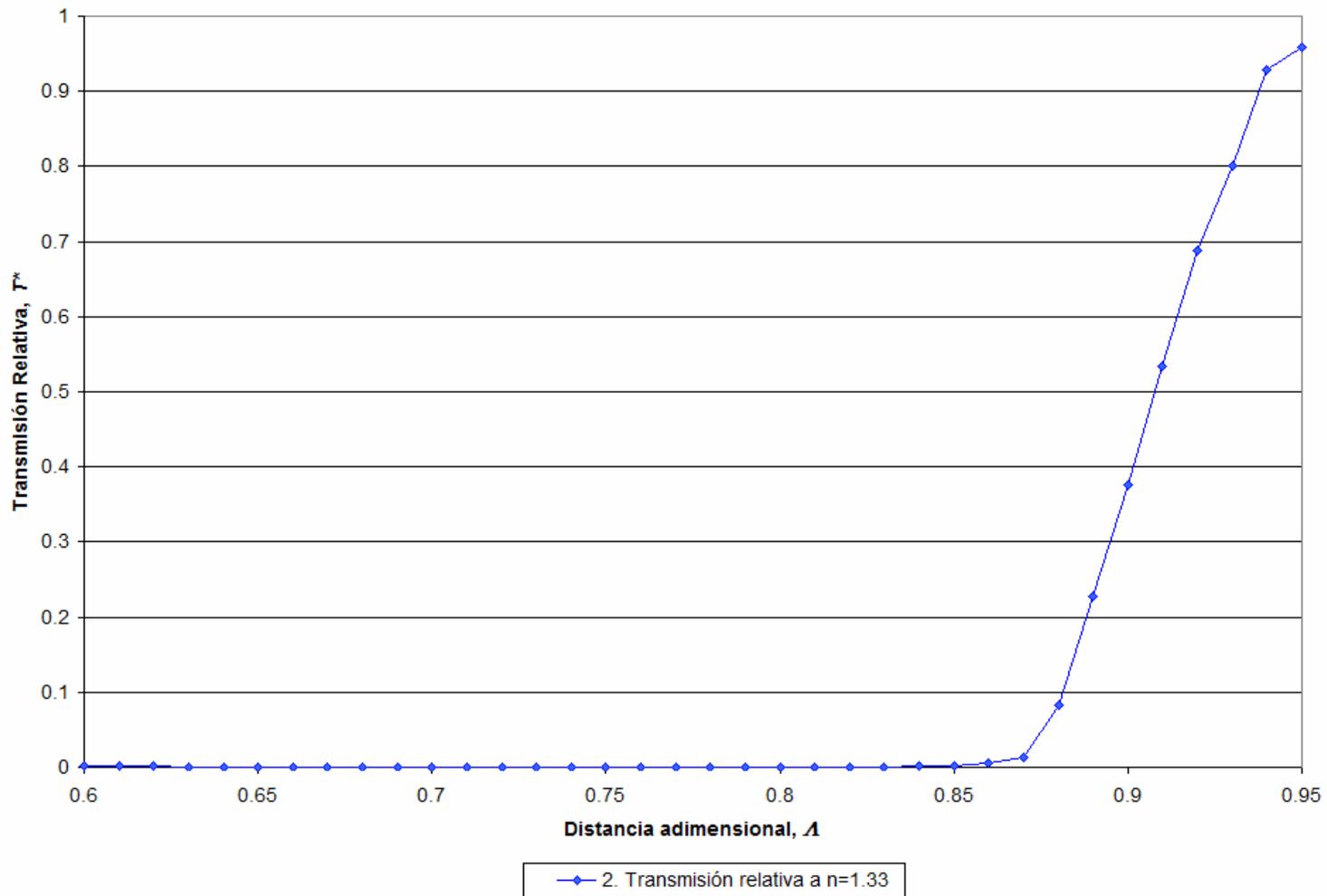


Fig. 5.4. Transmisión relativa teórica del agua T^* en función de la distancia adimensional λ con una apertura numérica $NA= 0.5$ y diámetro adimensional $\phi=0.980$.

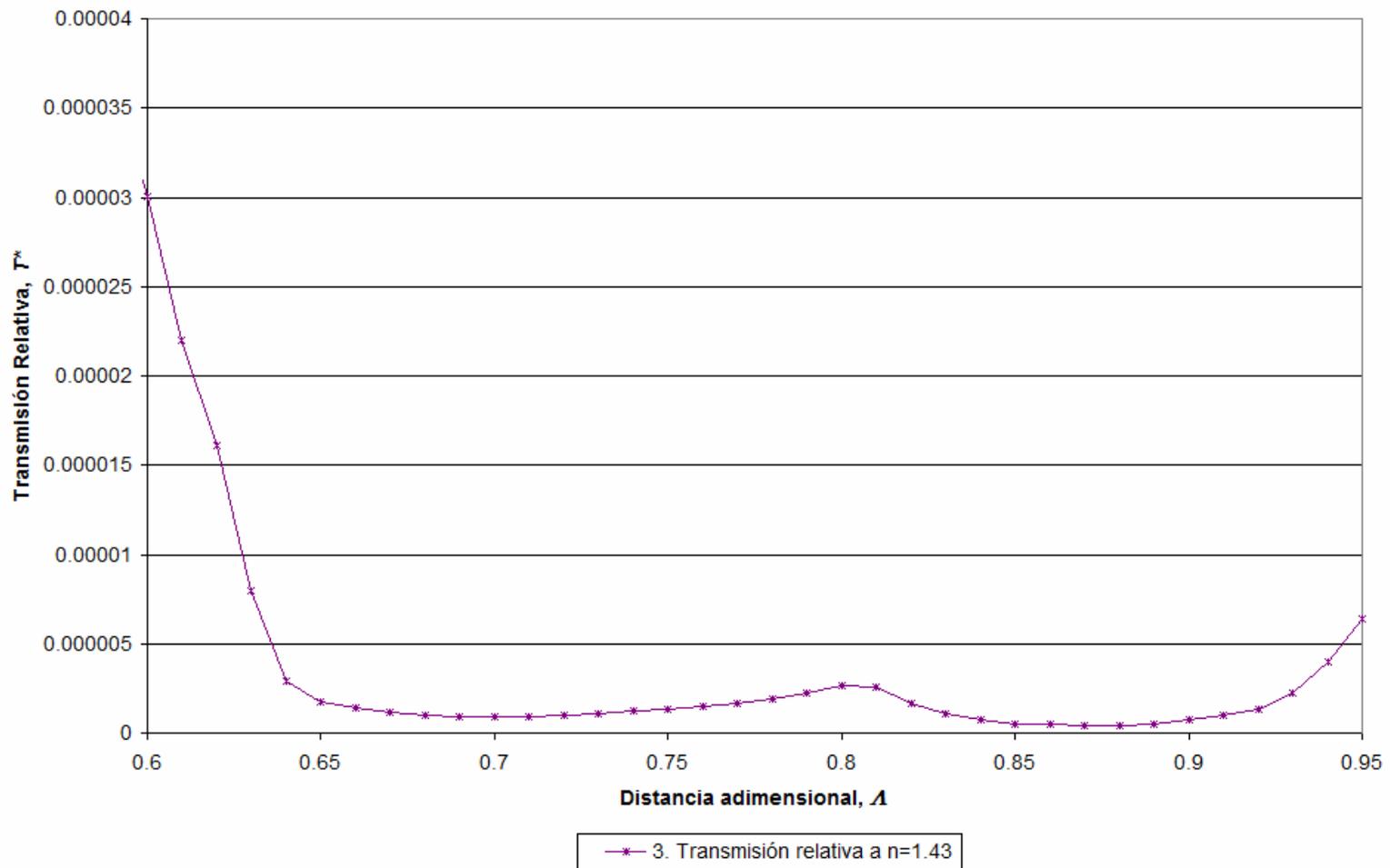


Fig. 5.5. Transmisión relativa teórica de MMH T^* en función de la distancia adimensional Δ con una apertura numérica $NA=0.5$ y diámetro adimensional $\phi=0.980$.

5.2.5 Resultados del modelado numérico del sensor para hidrógeno líquido (LH2)

Se analizaron los efectos de varios parámetros en la transmisión relativa y pérdidas ópticas intrínsecas del sensor. Se consideró la luz monocromática, no polarizada, en una longitud de onda operacional de $\lambda=940$ nm, fibras ópticas multimodo de índice escalonado, un transductor hecho de sílice fundido con un índice refractivo de 1.45, una fibra óptica de núcleo del mismo material, y el índice refractivo del LH2 de $n_{LH2}=1.106$ a $\lambda=940$ nm. También se tomaron como consideraciones un sensor completamente simétrico y fibras con parámetros iguales.

La simulación numérica de la propagación de la luz en el sensor fue ejecutada en un rango de índices refractivos externos de 1.0 a 1.16. Se varió el diámetro adimensional ϕ en el rango de 0.05 a 0.6 y la apertura numérica NA en el rango de 0.1 a 0.5. La distancia teórica óptima $A=0.707$ fue usada como una distancia base, pero también se varió la distancia adimensional A en el rango de 0.60 a 0.75.

Un ejemplo del patrón de propagación de la luz en el transductor para un diámetro relativamente pequeño de $\phi=0.1$ con $NA=0.2$ es mostrado en la Fig. 5.6, y la función de transmisión respectiva relativa se muestra en la Fig. 5.7, curva 1. Este caso corresponde a una pequeña fuente de luz puntual y un patrón de radiación similar a la mostrada en la Fig. 5.1. La eficiencia del acoplamiento óptico de las dos fibras es bastante alta (la pérdida óptica intrínseca, A es solamente de 3.7 dB), la transmisión relativa en el LH2 es $T^* = 0.015$, y $\mathfrak{R}=18.2$ dB. Sin embargo, la dimensión transversal W es grande en comparación con el diámetro de la fibra óptica D . Por lo que, cuando $D=50$ μm , $W=1$ mm.

Las funciones de transmisión relativa T^* calculadas con otras combinaciones de parámetros son mostradas en la Fig. 5.7. Estos datos muestran que la transmisión relativa T^* disminuye a mayor índice refractivo externo n_{externo} , este es un efecto útil que permite la discriminación entre el gas y el líquido; al contrario que el caso cuando hay un incremento del diámetro adimensional ϕ y la apertura numérica NA ya que en este caso, disminuye la diferencia en la transición entre gas y líquido, lo que es peor para la discriminación. Esto es debido al amplio rango de ángulos de incidencia de la luz en la superficie de trabajo.

Con un valor grande de apertura numérica NA , muchos rayos se acoplan a la fibra de salida sin importar el tipo de medio externo, y contribuyen a la luz de fondo parásita, a la salida del sensor, lo cual disminuye la señal \mathfrak{R} .

Un análisis más detallado demuestra un cambio relativamente pequeño del nivel de la señal \mathfrak{R} debido a la apertura numérica NA en el rango de 0.16 a 0.2.

Adicionalmente, se encontró que, para un valor suficientemente pequeño de NA , y un diámetro grande ϕ , y una distancia adecuada A , la transmisión óptica en el sensor ocurre principalmente debido a luz que es dependiente del líquido, mientras otra luz (parásita) no está acoplada a la salida de la fibra óptica, como se muestra en la Fig. 5.8. Esto ayuda a mantener una señal \mathfrak{R} relativamente grande dentro de una iluminación excesiva de la superficie de trabajo del sensor por un haz.

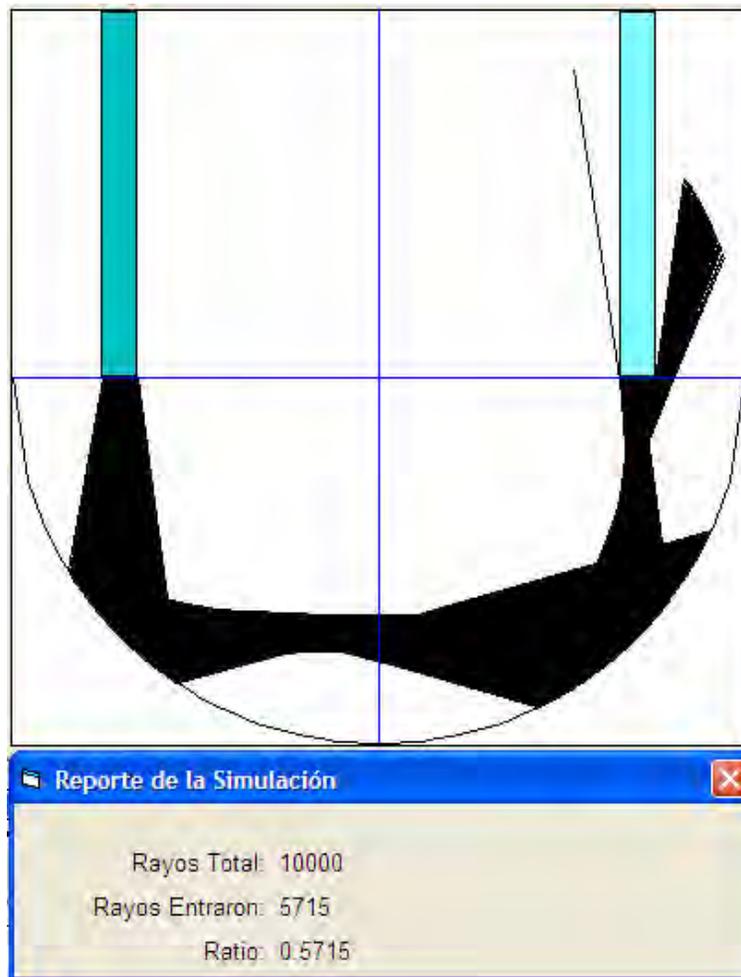


Fig. 5.6. Resultados del trazado de rayos numéricos para distancia adimensional $\lambda=0.707$, diámetro adimensional $\phi=0.1$, y apertura numérica $NA=0.2$.

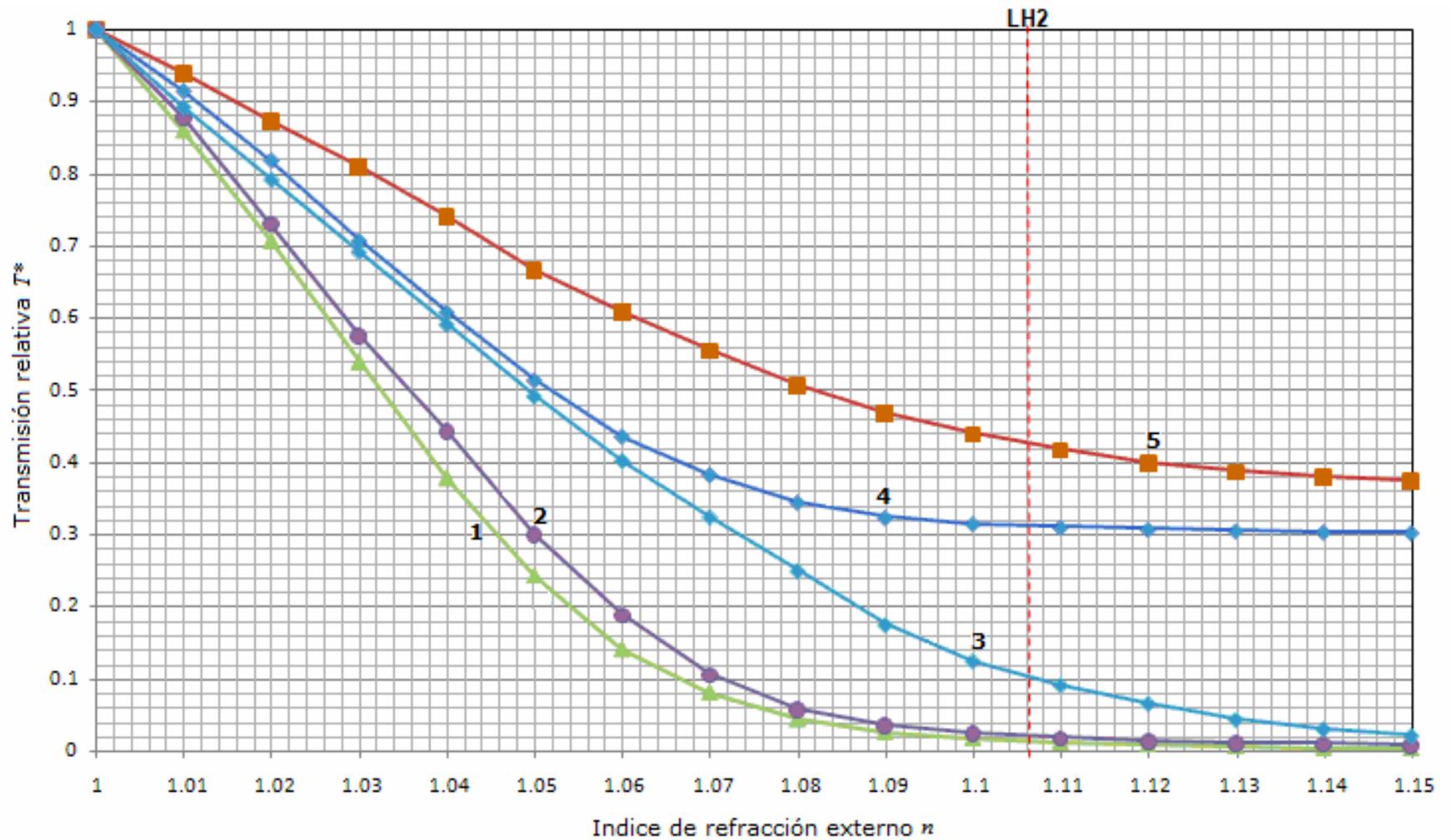


Fig. 5.7. Transmisión relativa teórica T^* en función de índice refractivo externo n para $\lambda = 0.707$ para diferentes diámetros adimensionales ϕ y aperturas numéricas NA : (1) $\phi=0.1$, $NA=0.2$; (2) $\phi=0.3$, $NA=0.2$; (3) $\phi=0.3$, $NA=0.4$; (4) $\phi=0.5$, $NA=0.2$ y (5) $\phi=0.5$, $NA=0.4$.

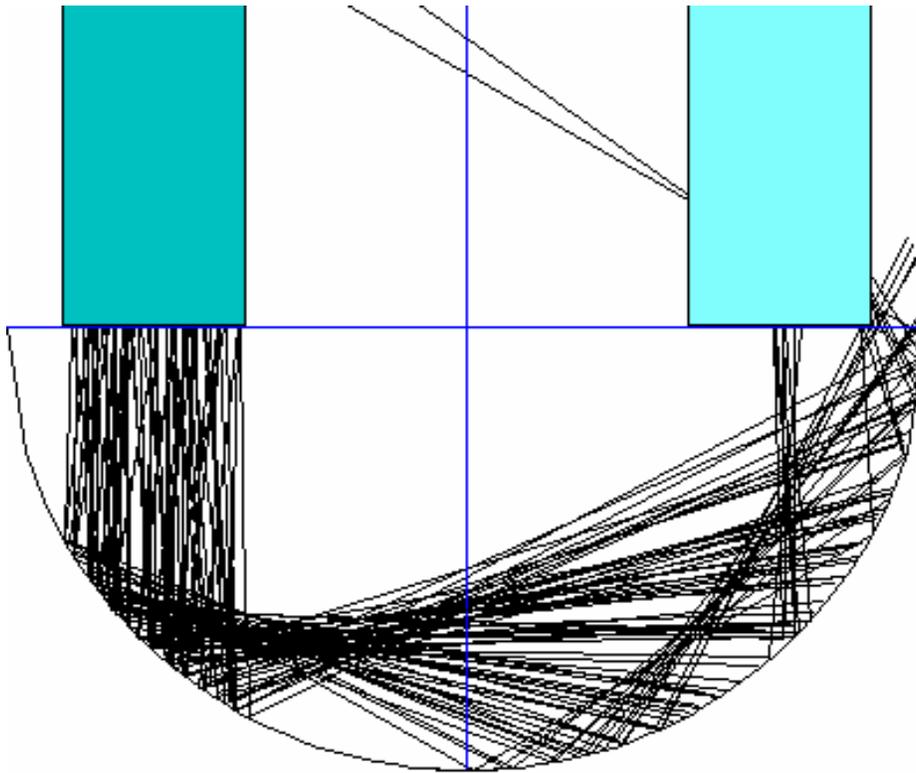


Fig. 5.8. Resultados del trazado de rayos para distancia adimensional $\lambda=0.68$, diámetro adimensional $\phi=0.4$, y apertura numérica $NA=0.18$.

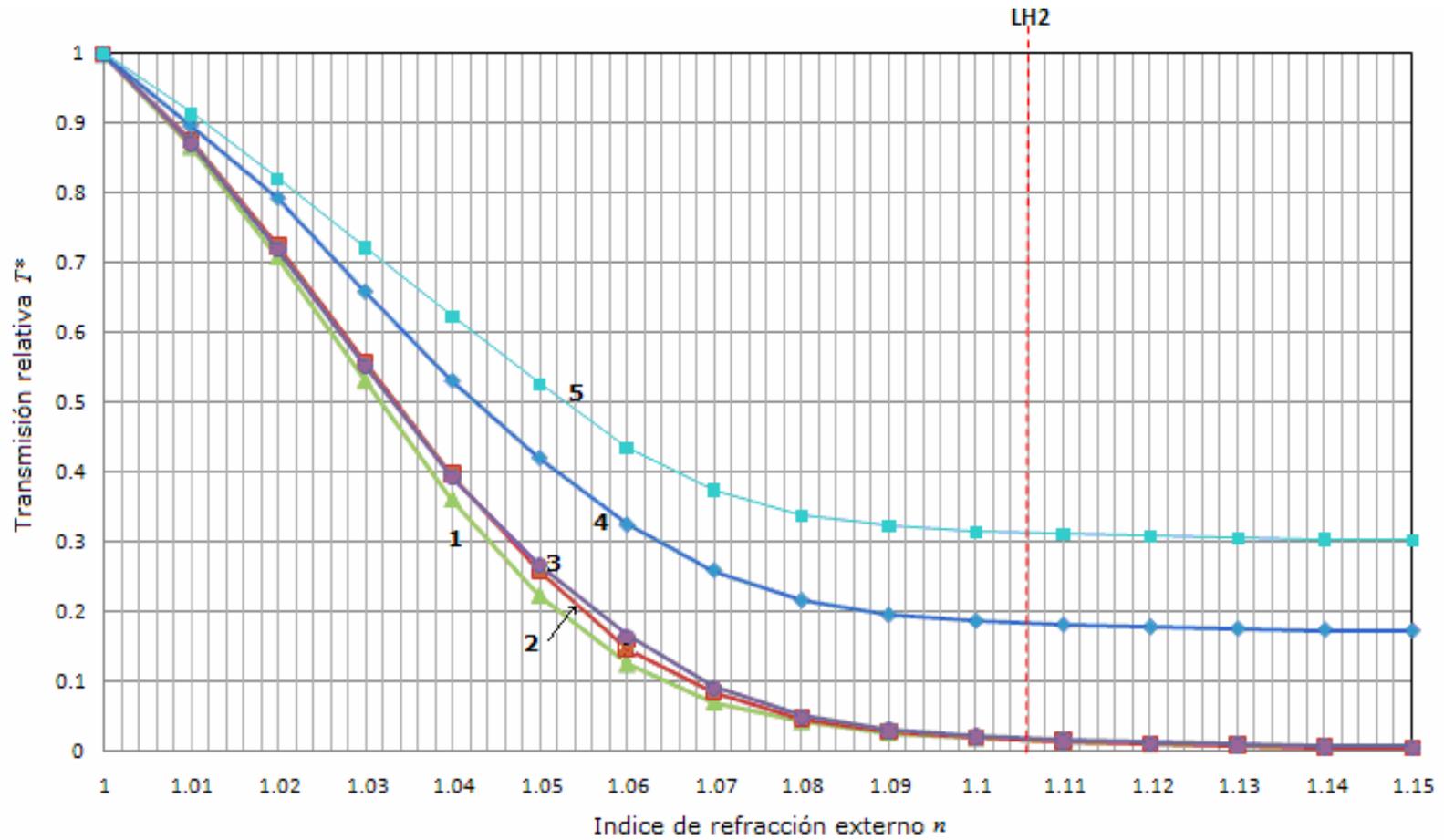


Fig. 5.9. Transmisión relativa teórica T^* en función del índice de refracción externo n con $\lambda=0.707$ y $NA=0.18$ para diferentes diámetros ϕ : (1) $\phi=0.1$, (2) $\phi=0.2$, (3) $\phi=0.3$, (4) $\phi=0.4$ y (5) $\phi=0.5$.

Los siguientes son los resultados de la optimización del sensor para el parámetro comercial de $NA=0.18$ (usamos este parámetro debido a que éste correspondió a la fibra óptica con el menor NA que estuvo disponible). El criterio de la optimización fue el mínimo de T^*_{LH2} . La función de transmisión relativa de varios valores de Φ y de la distancia óptima L para cada combinación de parámetros se muestran en la Fig. 5.9.

La distancia óptima L fue obtenida por experimentos numéricos. La distancia L varió cuasi-linealmente en el rango de 0.69 a 0.70 como el diámetro Φ en el rango de 0.05 a 0.6. Las gráficas de la Señal \mathcal{R}_{LH2} y las pérdidas ópticas intrínsecas A en función del diámetro Φ de la distancia óptima L son mostradas en las Figs. 5.10 y 5.11 respectivamente.

Los datos en la Fig. 5.9 muestran que, para un valor realista y razonablemente pequeño de NA y un parámetro adecuado de L , el diámetro Φ tiene un efecto moderado en la función de transmisión relativa $T^*(n)$. El cambio relativo en la intensidad de la señal es solamente de alrededor de 19 a 15 dB (Fig. 5.10). Las pérdidas ópticas intrínsecas incrementan monótonicamente de alrededor de 3 dB a 12 dB en el mismo rango de Φ .

El efecto relativamente pequeño del diámetro D en la señal \mathcal{R} permite diseñar el presente sensor con un valor relativamente grande de Φ ($0.2 < \Phi \leq 0.6$) mientras se satisfacen las condiciones especificadas: un pequeño NA y el L óptimo, con esto, reduciendo la dimensión transversal del sensor W .

Realizando una búsqueda en el mercado de fibras ópticas de sílice puro, con perfil escalonado y que puedan transmitir en el rango de $\lambda=940$ nm se encontró que los valores de apertura numérica NA de fibras ópticas de sílice van de 0.12 a 0.39. En el mercado actualmente la tolerancia más común para la apertura numérica y para el diámetro es del 2% [161 - 164].

La siguiente revisión se hizo para encontrar el punto teórico optimizado para el sensor propuesto, en el rango de NA de 0.1 a 0.45 y Φ de 0.05 a 0.55 mm. A continuación se presentan los resultados de los análisis de los parámetros importantes en el sensor como son Transmisión absoluta T , comparación de Potencia relativa P^* así como la Transmisión relativa T^* . Las gráficas obtenidas en la evolución teórica de los rangos de NA y Φ mencionados se encuentran en el apéndice D. A continuación se muestran ejemplos de los resultados de las variaciones mencionadas.

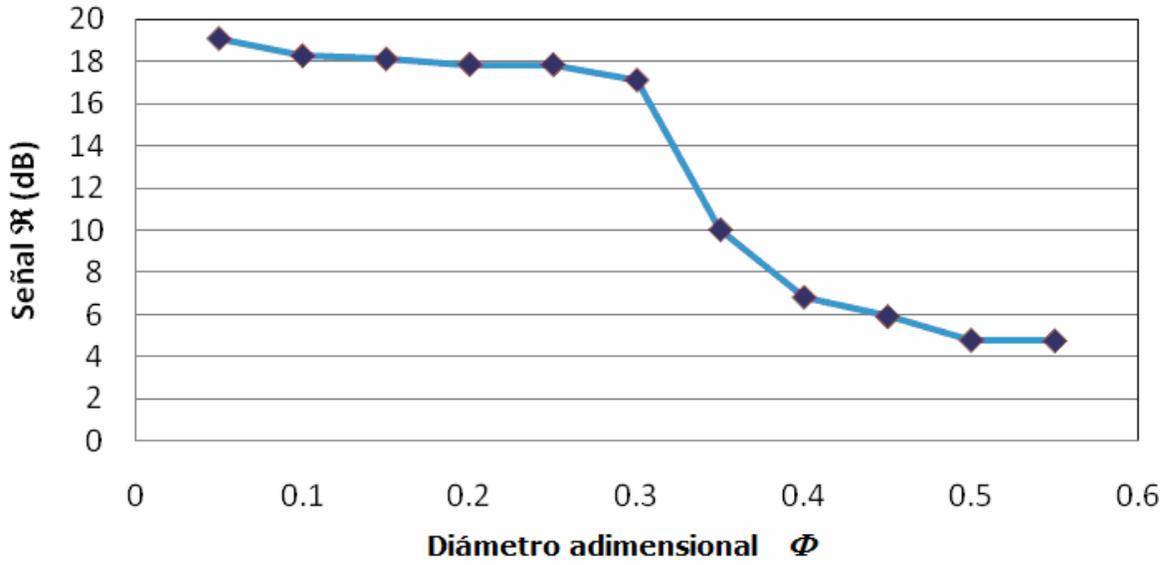


Fig. 5.10. Señal teórica \mathcal{R} en función del diámetro adimensional ϕ para la distancia adimensional óptima $\lambda=0.707$ y una apertura numérica $NA=0.18$.

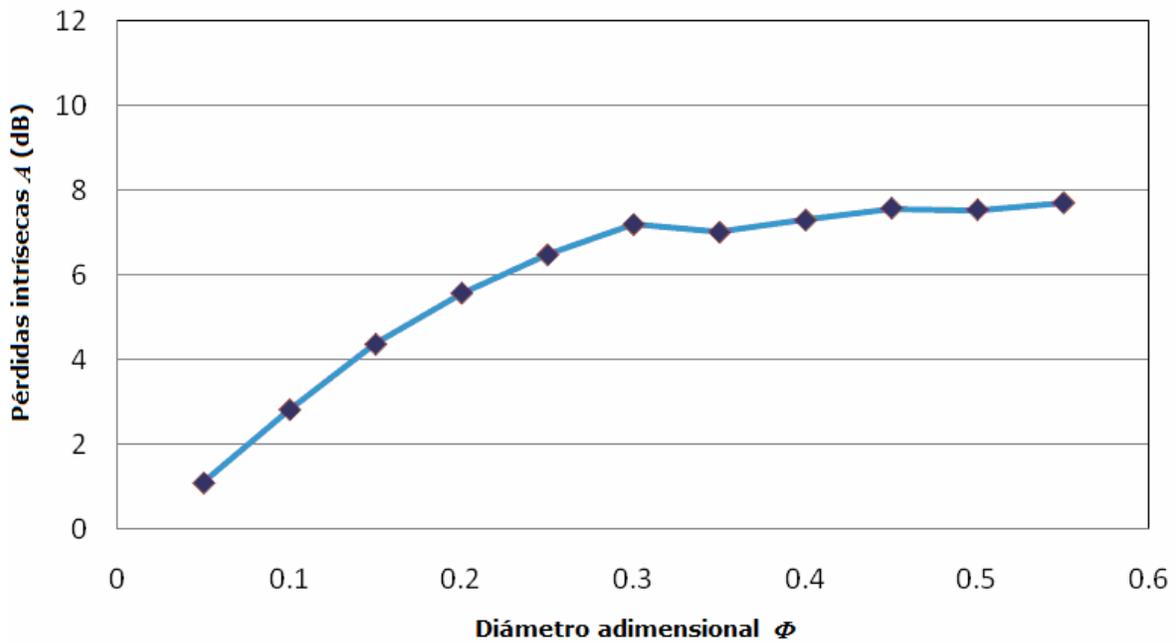


Fig. 5.11. Pérdidas ópticas intrínsecas teóricas \mathcal{A} en función del diámetro adimensional ϕ para la distancia adimensional óptima $\lambda=0.707$ y $NA=0.18$.

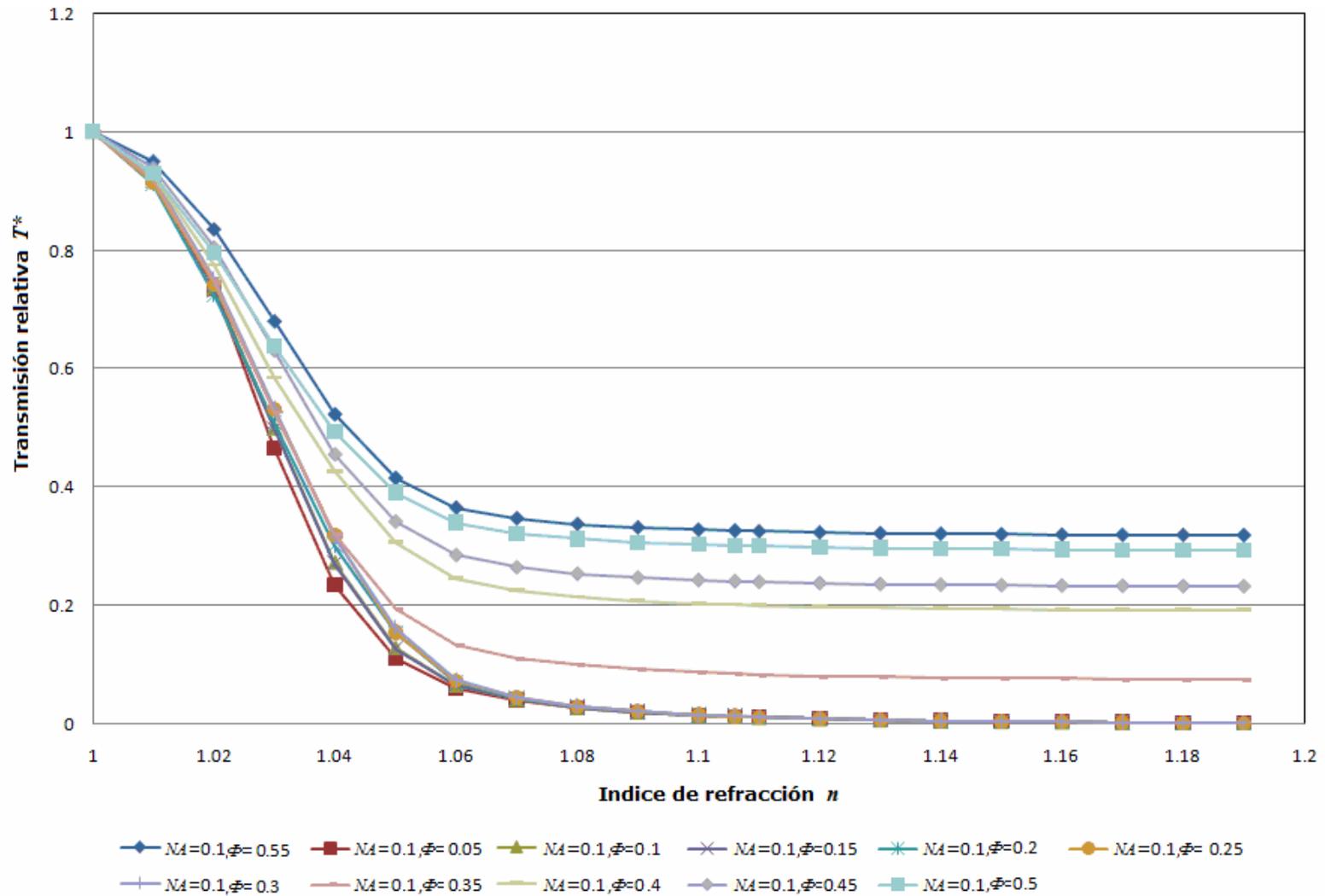


Fig. 5.12. Transmisión relativa T^* en función del índice de refracción externo n para la apertura numérica $NA = 0.1$, diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55 y distancia adimensional $\lambda=0.707$.

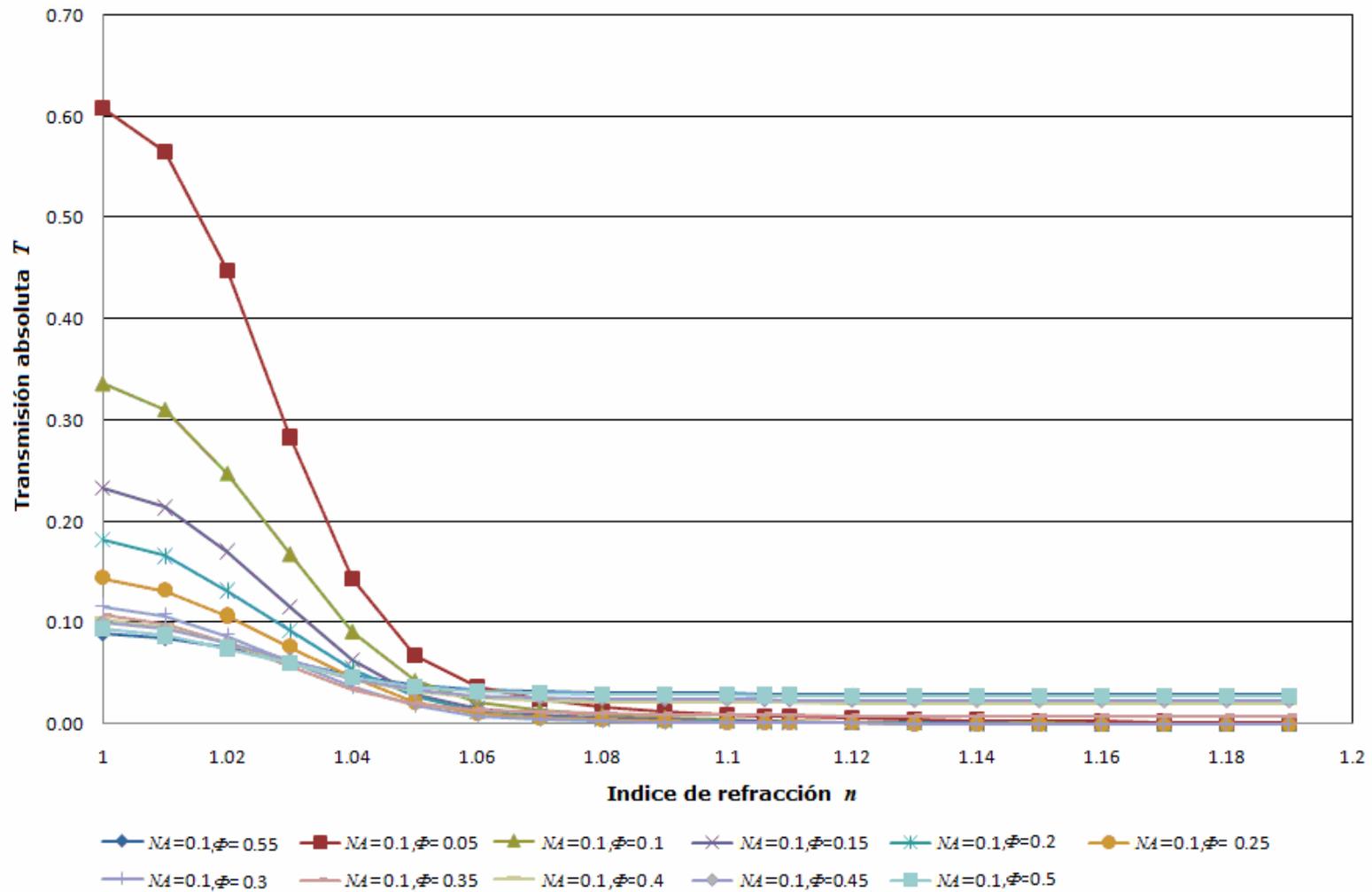


Fig. 5.13. Transmisión absoluta T en función del índice de refracción externo n para la apertura numérica $NA = 0.1$, distancia adimensional ϕ de 0.05 a 0.55 y diámetro adimensional $A=0.707$.

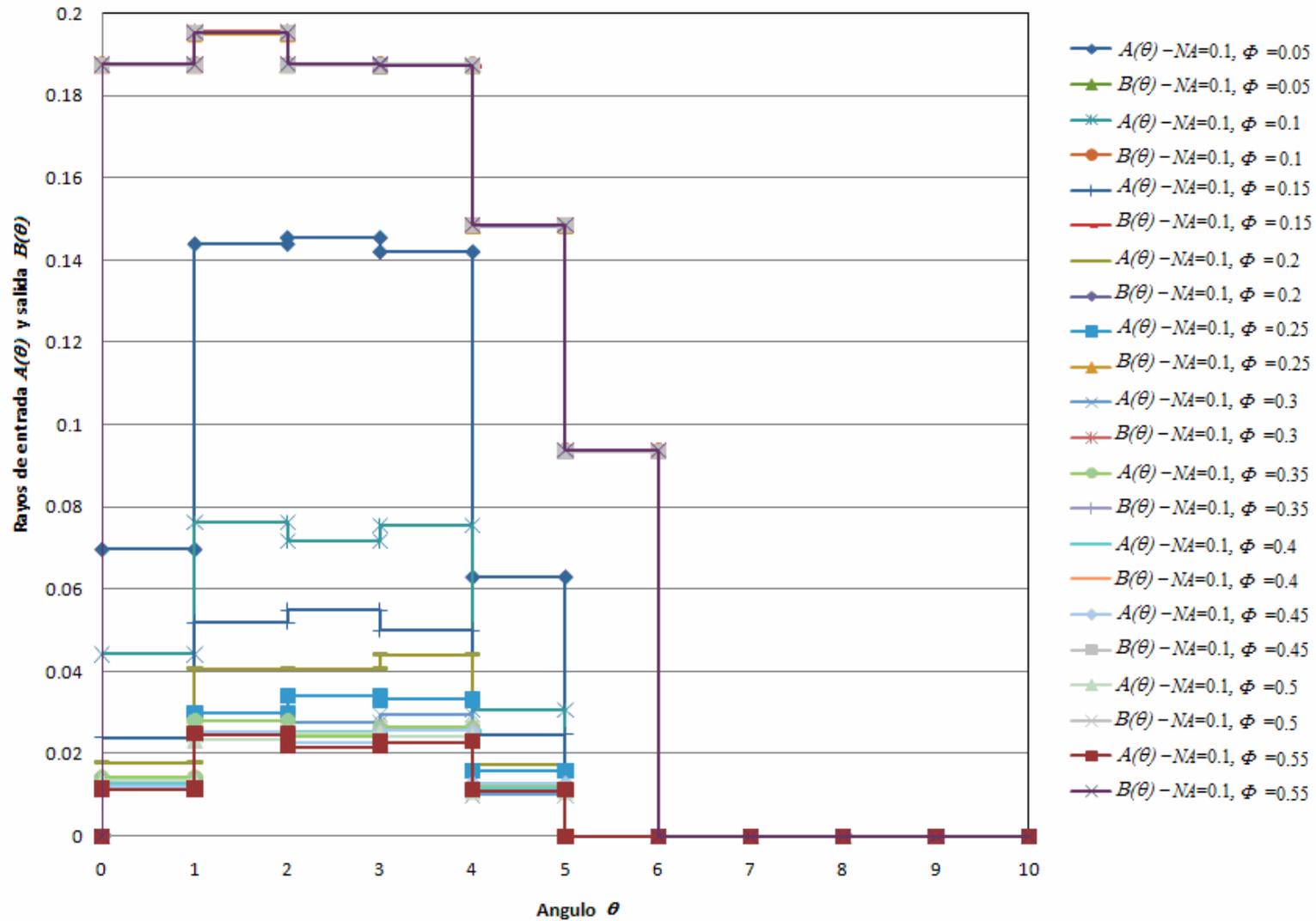


Fig. 5.14. Número adimensional de los rayos de entrada y salida $A(\theta)$ y $B(\theta)$, respectivamente, en función del ángulo de entrada θ , para la apertura numérica $NA = 0.1$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55, para la distancia adimensional $L=0.707$.

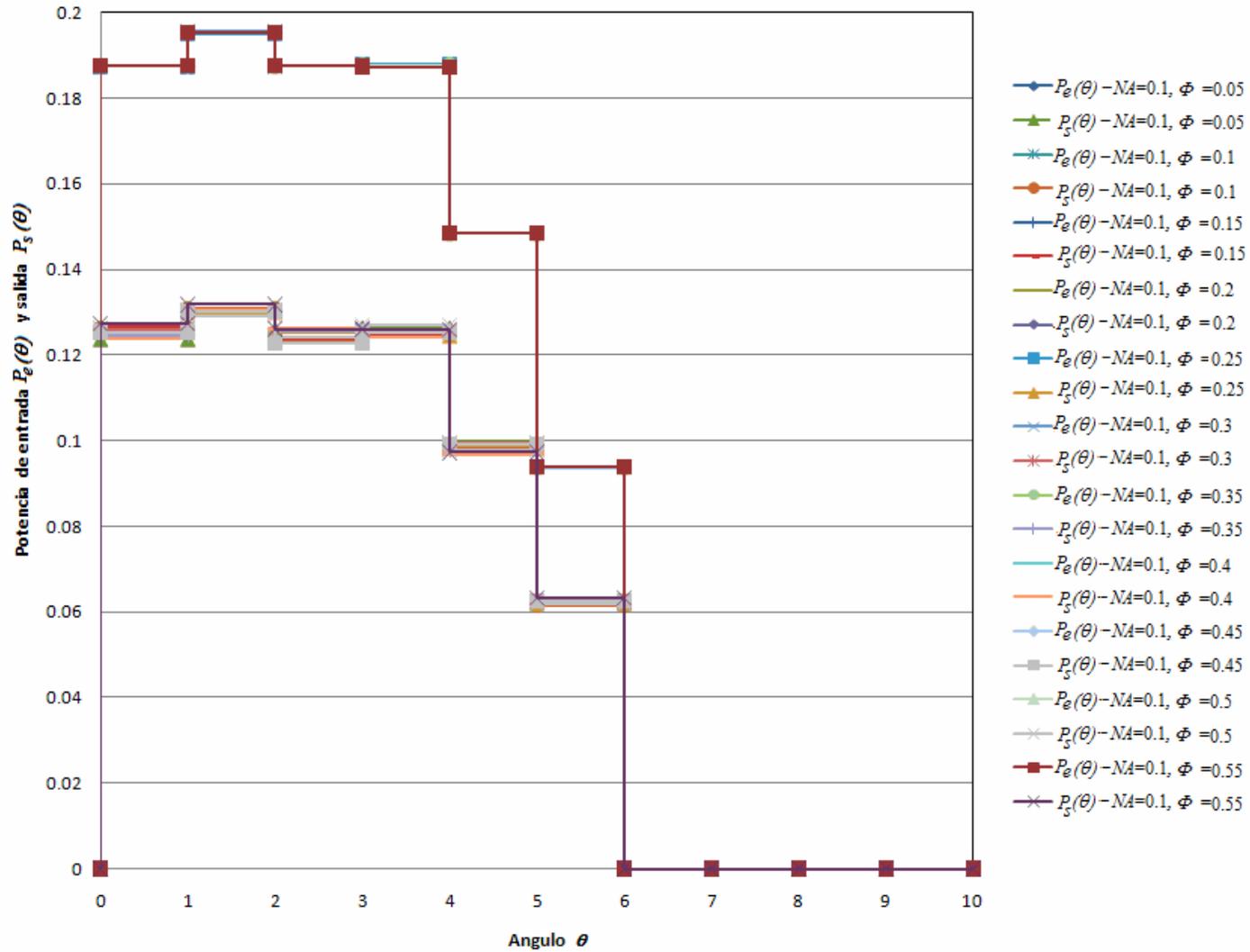


Fig. 5.15. Potencia relativa de entrada $P_e(\theta)$ y salida $P_s(\theta)$, respectivamente, en función del ángulo de entrada θ , para la apertura numérica $NA = 0.1$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55, para la distancia adimensional $\Lambda=0.707$.

En la Fig. 5.12 se ve que a mayor ϕ la transmisión relativa T^* es más alta y a medida que aumenta el índice de refracción n , en el rango de 1 (índice del gas) a 1.106, éste tiene una caída brusca, a valores mayores, la transmisión relativa T^* es casi constante a un ϕ dado. En la Fig. 5.13 se ve que a mayor ϕ la Transmisión absoluta T es más baja y se vuelve casi constante para todos los valores de ϕ . A menores valores de diámetro con esta apertura numérica NA al igual que la transmisión relativa T^* , tiene cambios bruscos antes de índices de refracción n de 1.106.

De las gráficas anteriores y de las incluidas en el Apéndice D, se puede observar que a medida que aumenta la apertura numérica NA , los rayos, R_e y la Potencia relativa de entrada, PR^*_e y salida PR^*_s se vuelven menos directivos, aunque la transmisión absoluta T y la transmisión relativa, T^* , son menores a menor apertura numérica NA y menor diámetro adimensional ϕ .

Debido a que en este análisis se está considerando la medición del nivel de LH2 contra el nivel de gas contenido en un tanque, y considerando que se tiene $\lambda=940$ nm, $n_{LH2}=1.106$ y $n_{gas}=1$, se muestran en la Tabla V.1 los resultados de las simulaciones para éstos índices de refracción comprendidos en el rango de variación NA de 0.1 a 0.45 y de ϕ de 0.05 a 0.55. Se consideró el valor teórico nominal de $A=0.707$.

Tabla V.1. Características del sensor: razón de salida, transmisiones relativa T^* y absoluta T del gas y del LH2, señal \mathfrak{R} y atenuación A al variar los rangos de apertura numérica de 0.1 a 0.45 y de ϕ de 0.05 a 0.55. Se consideró el valor teórico nominal de $A=0.707$.

Apertura numérica NA	Diámetro Adim. ϕ	Transmisión absoluta T_{Gas}	Transmisión absoluta T_{LH2}	Transmisión relativa T^*_{gas}	Transmisión relativa T^*_{LH2}	Porcentaje de rayos a la salida R	Señal \mathfrak{R} (dB)	Atenuación A (dB)
0.10	0.05	0.6086	0.0071	1.0000	0.0117	0.5640	19.320	2.487
0.10	0.10	0.3362	0.0041	1.0000	0.0122	0.2983	19.145	5.253
0.10	0.15	0.2322	0.0028	1.0000	0.0122	0.2060	19.135	6.861
0.10	0.20	0.1815	0.0023	1.0000	0.0125	0.1605	19.019	7.945
0.10	0.25	0.1440	0.0018	1.0000	0.0128	0.1252	18.944	9.024
0.10	0.30	0.1162	0.0015	1.0000	0.0132	0.1040	18.794	9.830
0.10	0.35	0.1079	0.0091	1.0000	0.0845	0.1049	10.729	9.792
0.10	0.40	0.1034	0.0209	1.0000	0.2022	0.1003	6.943	9.987
0.10	0.45	0.1001	0.0241	1.0000	0.2411	0.992	6.177	10.035
0.10	0.50	0.0942	0.0284	1.0000	0.3019	0.972	5.202	10.123
0.10	0.55	0.0890	0.0291	1.0000	0.3266	0.919	4.860	10.367
0.15	0.05	0.7378	0.0091	1.0000	0.0123	0.7269	19.101	1.385
0.15	0.10	0.4536	0.0062	1.0000	0.0136	0.4407	18.660	3.559
0.15	0.15	0.3153	0.0044	1.0000	0.0141	0.3026	18.516	5.191
0.15	0.20	0.2354	0.0033	1.0000	0.0142	0.2273	18.476	6.434
0.15	0.25	0.1984	0.0029	1.0000	0.0148	0.1897	18.296	7.219
0.15	0.30	0.1650	0.0028	1.0000	0.0170	0.1577	17.694	8.022
0.15	0.35	0.1564	0.0158	1.0000	0.1008	0.1649	9.963	7.828

Apertura numérica NA	Diámetro Adim. ϕ	Transmisión absoluta T_{Gas}	Transmisión absoluta T_{LH2}	Transmisión relativa T_{gas}^*	Transmisión relativa T_{LH2}^*	Porcentaje de rayos a la salida R	Señal \mathcal{R} (dB)	Atenuación A (dB)
0.15	0.40	0.1502	0.0310	1.0000	0.2064	0.1558	6.854	8.074
0.15	0.45	0.1461	0.0342	1.0000	0.2340	0.1537	6.308	8.133
0.15	0.50	0.1386	0.0398	1.0000	0.2868	0.1474	5.424	8.315
0.15	0.55	0.1372	0.0443	1.0000	0.3225	0.1449	4.915	8.389
0.20	0.05	0.7801	0.0097	1.0000	0.0124	0.7931	19.065	1.007
0.20	0.10	0.5316	0.0083	1.0000	0.0156	0.5776	18.055	2.384
0.20	0.15	0.3727	0.0063	1.0000	0.0170	0.4007	17.696	3.972
0.20	0.20	0.2883	0.0051	1.0000	0.0175	0.3053	17.562	5.153
0.20	0.25	0.2270	0.0039	1.0000	0.0173	0.2433	17.621	6.139
0.20	0.30	0.1995	0.0041	1.0000	0.0207	0.2112	16.833	6.753
0.20	0.35	0.1870	0.0206	1.0000	0.1103	0.2137	9.573	6.702
0.20	0.40	0.1877	0.0357	1.0000	0.1900	0.2076	7.212	6.828
0.20	0.45	0.1818	0.0469	1.0000	0.2579	0.1973	5.886	7.049
0.20	0.50	0.1745	0.0527	1.0000	0.3018	0.1964	5.203	7.069
0.20	0.55	0.1711	0.0592	1.0000	0.3460	0.1929	4.609	7.147
0.25	0.05	0.7943	0.0097	1.0000	0.0122	0.8134	19.149	0.897
0.25	0.10	0.5688	0.0099	1.0000	0.0174	0.6606	17.600	1.801
0.25	0.15	0.4175	0.0092	1.0000	0.0220	0.4931	16.578	3.071
0.25	0.20	0.3180	0.0079	1.0000	0.0250	0.3724	16.022	4.290
0.25	0.25	0.2645	0.0064	1.0000	0.0244	0.3043	16.133	5.167
0.25	0.30	0.2285	0.0070	1.0000	0.0308	0.2599	15.114	5.852
0.25	0.35	0.2177	0.0270	1.0000	0.1241	0.2621	9.063	5.815
0.25	0.40	0.2166	0.0470	1.0000	0.2170	0.2566	6.635	5.907
0.25	0.45	0.2086	0.0605	1.0000	0.2898	0.2467	5.378	6.078
0.25	0.50	0.2122	0.0732	1.0000	0.3448	0.2460	4.624	6.091
0.25	0.55	0.1944	0.0695	1.0000	0.3574	0.2361	4.469	6.269
0.30	0.05	0.7774	0.0094	1.0000	0.0121	0.8123	19.174	0.903
0.30	0.10	0.5930	0.0109	1.0000	0.0184	0.7188	17.360	1.434
0.30	0.15	0.4442	0.0139	1.0000	0.0312	0.5638	15.056	2.489
0.30	0.20	0.3554	0.0132	1.0000	0.0370	0.4445	14.312	3.521
0.30	0.25	0.2994	0.0122	1.0000	0.0409	0.3673	13.882	4.350
0.30	0.30	0.2501	0.0124	1.0000	0.0496	0.3099	13.048	5.088
0.30	0.35	0.2415	0.0346	1.0000	0.1433	0.3070	8.439	5.129
0.30	0.40	0.2393	0.0595	1.0000	0.2485	0.2991	6.047	5.242
0.30	0.45	0.2328	0.0728	1.0000	0.3128	0.2879	5.047	5.408
0.30	0.50	0.2379	0.0882	1.0000	0.3709	0.2901	4.308	5.375
0.30	0.55	0.2252	0.0920	1.0000	0.4085	0.2817	3.888	5.502
0.35	0.05	0.7549	0.0090	1.0000	0.0120	0.8026	19.216	0.955
0.35	0.10	0.5966	0.0110	1.0000	0.0184	0.7455	17.356	1.276
0.35	0.15	0.4731	0.0170	1.0000	0.0359	0.6331	14.452	1.985

Apertura numérica NA	Diámetro Adim. ϕ	Transmisión absoluta T_{Gas}	Transmisión absoluta T_{LH2}	Transmisión relativa T_{gas}^*	Transmisión relativa T_{LH2}^*	Porcentaje de rayos a la salida R	Señal \mathfrak{R} (dB)	Atenuación A (dB)
0.35	0.20	0.3744	0.0211	1.0000	0.0564	0.5122	12.488	2.906
0.35	0.25	0.3137	0.0194	1.0000	0.0620	0.4179	12.079	3.789
0.35	0.30	0.2817	0.0214	1.0000	0.0761	0.3661	11.184	4.364
0.35	0.35	0.2656	0.0469	1.0000	0.1765	0.3537	7.534	4.514
0.35	0.40	0.2675	0.0731	1.0000	0.2731	0.3493	5.636	4.568
0.35	0.45	0.2603	0.0843	1.0000	0.3239	0.3344	4.896	4.757
0.35	0.50	0.2682	0.1065	1.0000	0.3971	0.3320	4.011	4.789
0.35	0.55	0.2513	0.1058	1.0000	0.4211	0.3269	3.756	4.856
0.40	0.05	0.7130	0.0086	1.0000	0.0120	0.7716	19.195	1.126
0.40	0.10	0.5856	0.0107	1.0000	0.0183	0.7570	17.376	1.209
0.40	0.15	0.4860	0.0181	1.0000	0.0372	0.6778	14.289	1.689
0.40	0.20	0.3959	0.0269	1.0000	0.0680	0.5731	11.674	2.418
0.40	0.25	0.3390	0.0296	1.0000	0.0875	0.4810	10.582	3.179
0.40	0.30	0.2945	0.0312	1.0000	0.1060	0.4085	9.748	3.888
0.40	0.35	0.2866	0.0549	1.0000	0.1917	0.3999	7.175	3.980
0.40	0.40	0.2873	0.0877	1.0000	0.3053	0.3954	5.152	4.030
0.40	0.45	0.2862	0.1026	1.0000	0.3584	0.3774	4.456	4.232
0.40	0.50	0.2832	0.1246	1.0000	0.4401	0.3737	3.565	4.275
0.40	0.55	0.2732	0.1254	1.0000	0.4592	0.3677	3.380	4.345
0.45	0.05	0.6728	0.0080	1.0000	0.0118	0.7311	19.270	1.360
0.45	0.10	0.5671	0.0103	1.0000	0.0182	0.7586	17.409	1.200
0.45	0.15	0.4793	0.0174	1.0000	0.0363	0.6953	14.400	1.578
0.45	0.20	0.4090	0.0304	1.0000	0.0742	0.6236	11.293	2.051
0.45	0.25	0.3539	0.0365	1.0000	0.1032	0.5398	9.865	2.678
0.45	0.30	0.3022	0.0360	1.0000	0.1190	0.4485	9.244	3.482
0.45	0.35	0.3029	0.0681	1.0000	0.2249	0.4435	6.481	3.531
0.45	0.40	0.3071	0.0986	1.0000	0.3211	0.4360	4.934	3.605
0.45	0.45	0.3057	0.1208	1.0000	0.3953	0.4217	4.031	3.750
0.45	0.50	0.3095	0.1363	1.0000	0.4402	0.4233	3.563	3.734
0.45	0.55	0.2962	0.1459	1.0000	0.4927	0.4148	3.074	3.822

Las siguientes Figs. muestran las relaciones entre los valores de la Tabla V.1.

La Fig. 5.16 muestra la razón de salida de rayos de salida en función de los rayos de entrada, para este análisis se está considerando que se transmiten 10000 rayos. En la Fig. se puede observar que a mayor ϕ , el porcentaje en el que varían los rayos de salida al ir variando NA , se encuentra en un rango más cerrado, aunque se alcanzan valores más altos en el rango intermedio de ϕ , con un valor máximo de aproximadamente 81% para la apertura numérica $NA=0.25$ y $\phi=0.05$.

La Fig. 5.17 muestra la relación entre la transmisión relativa T^* del LH2 y del gas en el mismo rango de variación de NA y ϕ . En este caso se tiene una T^* de 1 para el gas mientras que la T^* del LH2 se incrementa a medida que incrementa NA y a mayor valor de ϕ . Los valores máximos se encuentran con un valor de ϕ de 0.55 y de la NA de 0.45.

En la Fig. 5.18 se muestra la relación entre la Transmisión absoluta T del LH2 y del gas. En este caso, en el rango de estudio, se obtuvo que la Transmisión absoluta T del LH2 ($n=1.106$) es muy baja en comparación con la Transmisión absoluta del gas ($n=1$), donde el comportamiento a estos dos índices de refracción n son inversos, ya que el gas a menor diámetro adimensional ϕ alcanza valores más altos, mientras que el LH2 alcanza valores mayores a mayor diámetro adimensional ϕ . La Fig. muestra los valores máximos de ambos parámetros y su correspondiente valor de Transmisión absoluta T .

La Fig. 5.19 muestra la relación de la señal \mathfrak{R} entre el gas y el LH2 en el rango de parámetros de estudio. En este caso, los valores de señal \mathfrak{R} son más altos a la misma apertura numérica NA pero menor diámetro adimensional ϕ . El valor más alto se encuentra a una apertura numérica $NA=0.45$ y un diámetro adimensional ϕ de 0.05.

La Fig. 5.20 muestra que, a una misma NA , a menores valores de ϕ , tenemos menores atenuaciones A , y que el menor valor de atenuación A se encuentra en una $NA=0.25$ y $\phi=0.05$.

En conclusión, dependiendo de cual sea el fin del sensor, podemos hacer una elección de los parámetros, ya que no hay una concordancia exacta entre la variabilidad de los parámetros de entrada y el mejor desempeño de cada uno de los valores revisados en el presente estudio.

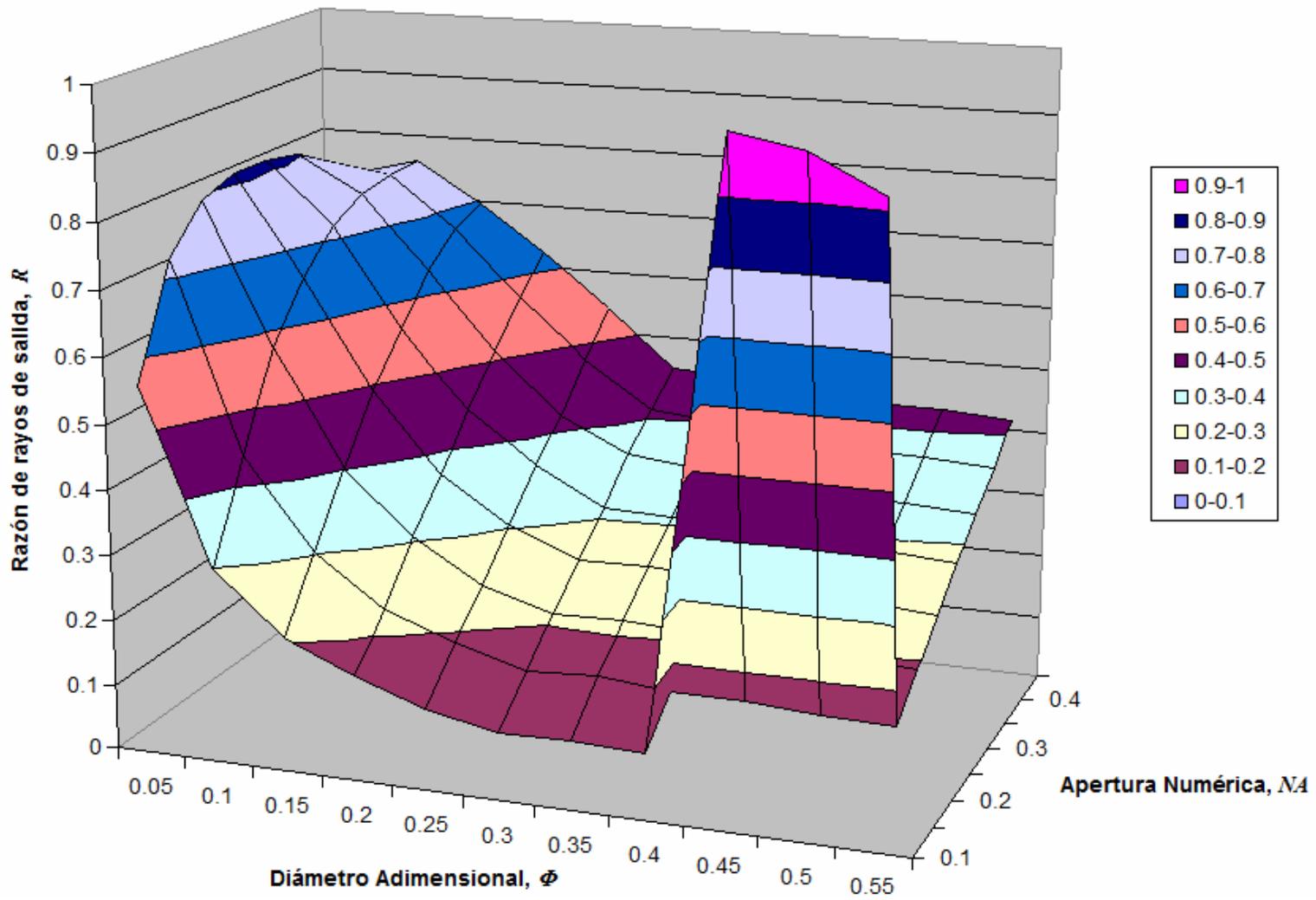


Fig. 5.16. Razón de rayos de salida teóricos R en función de la apertura numérica, NA , de 0.1 a 0.45 y el diámetro adimensional, ϕ desde 0.05 hasta 0.55, a una distancia adimensional $\lambda = 0.707$ con LH2 como medio externo.

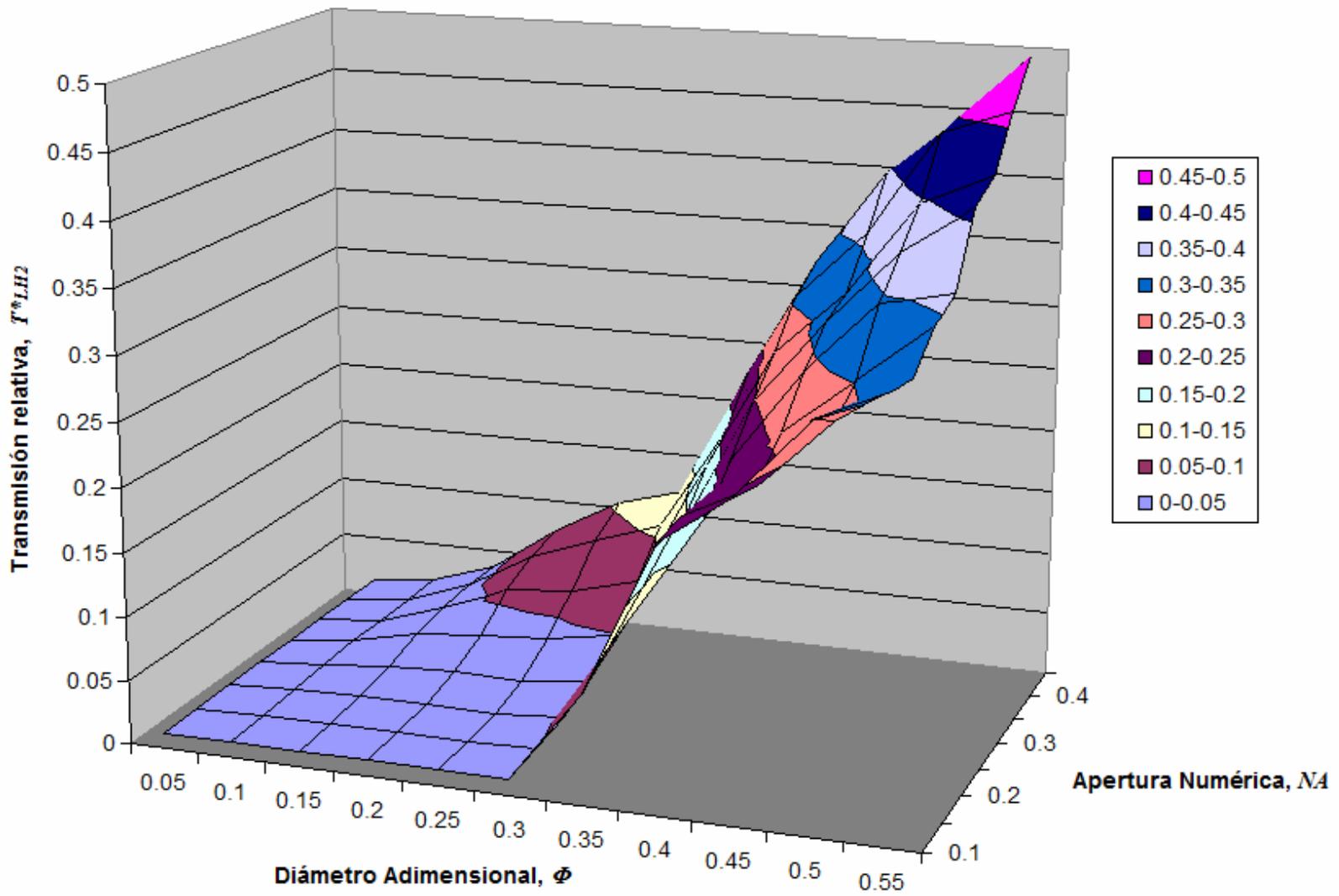
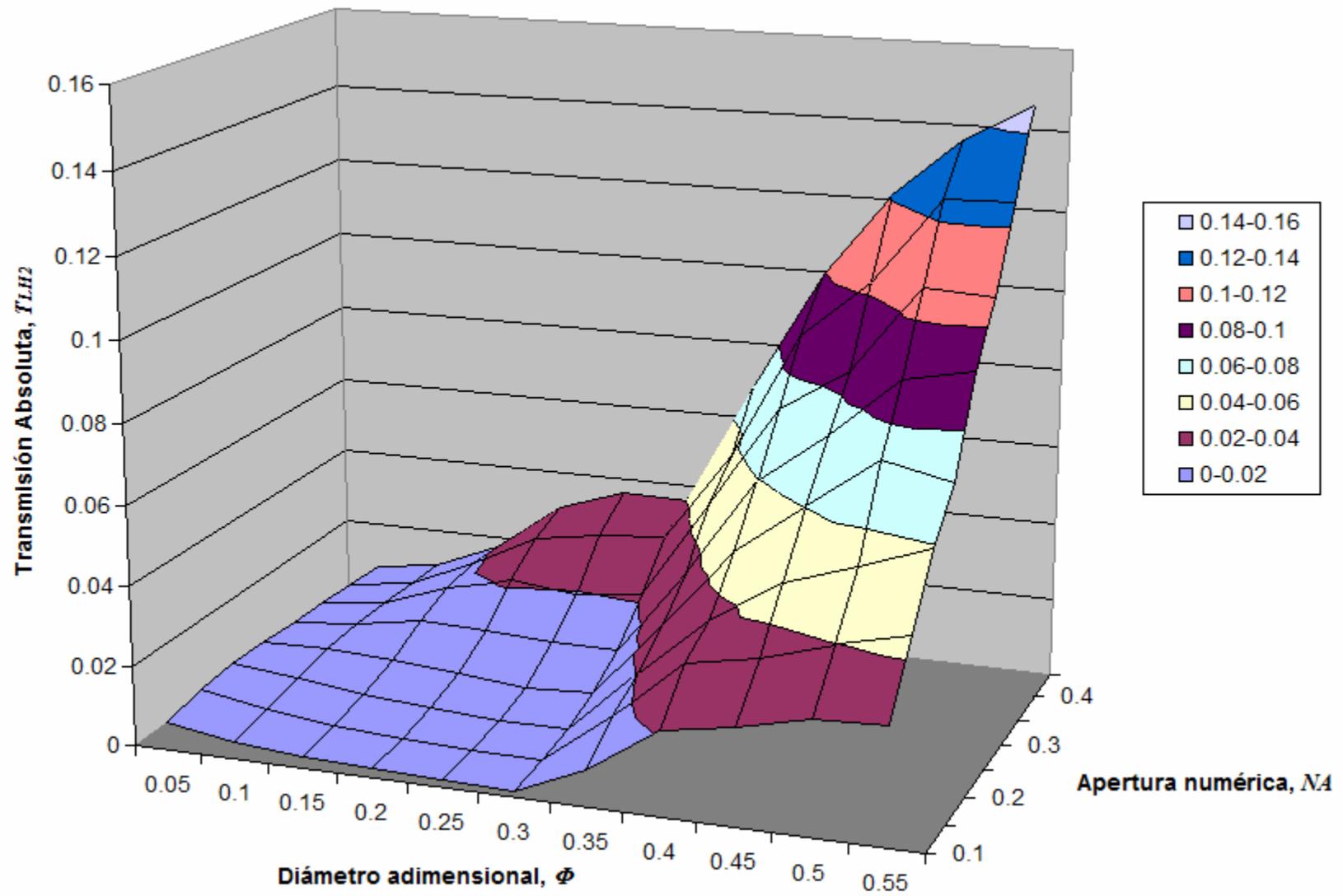
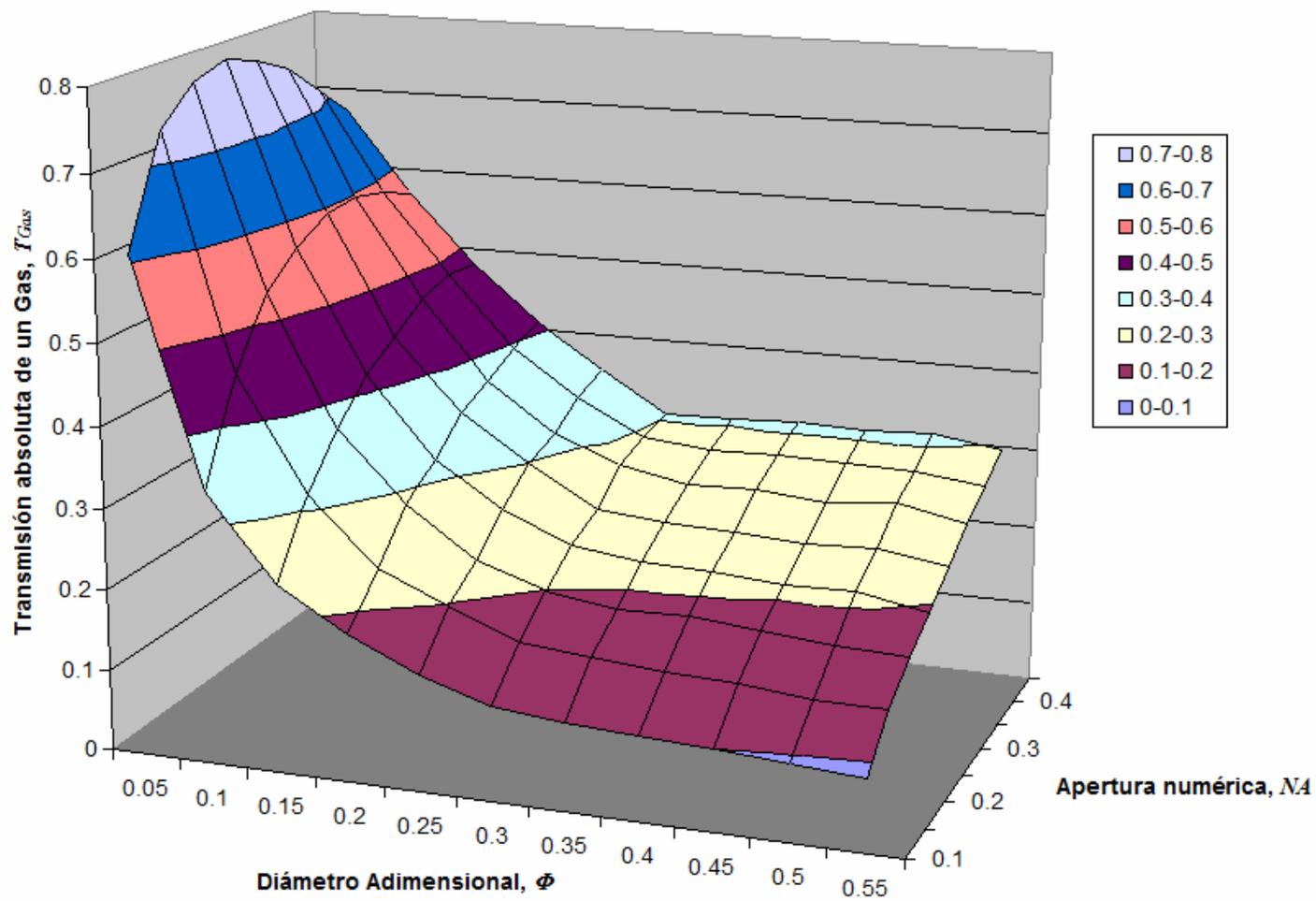


Fig. 5.17. Transmisión relativa teórica T^* del LH2 en función del diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55 y apertura numérica NA de 0.1 a 0.45, a una distancia adimensional $A = 0.707$ con LH2 como medio externo.



a)



b)

Fig. 5.18. Transmisión absoluta teórica T en función del diámetro adimensional ϕ y apertura numérica NA a una distancia adimensional L de 0.707: a) Medio externo el LH2, b) Medio externo el gas.

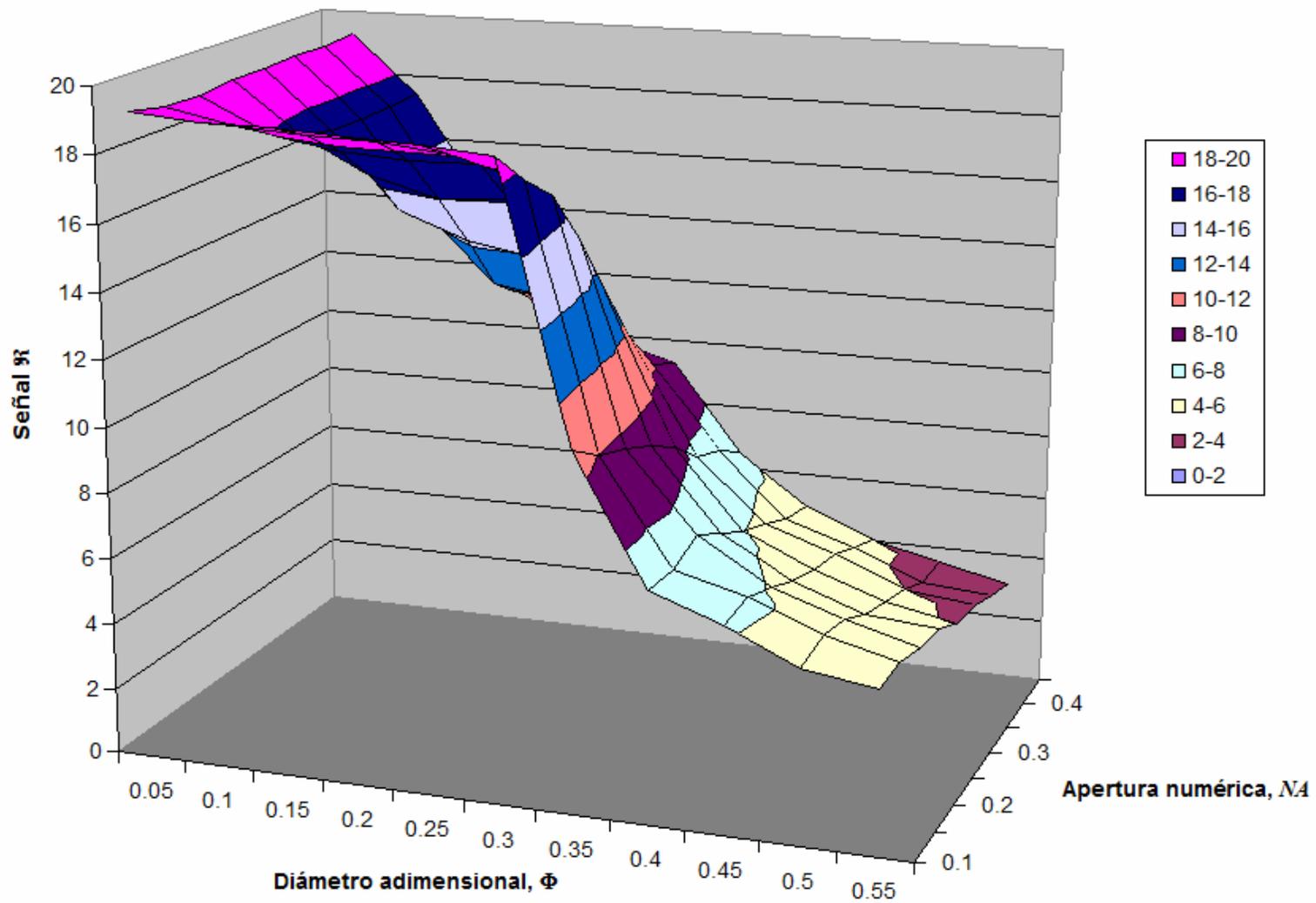


Fig. 5.19. Señal teórica \mathfrak{R} en función del diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55 y apertura numérica NA de 0.1 a 0.45 a una a una distancia adimensional $\Delta=0.707$.

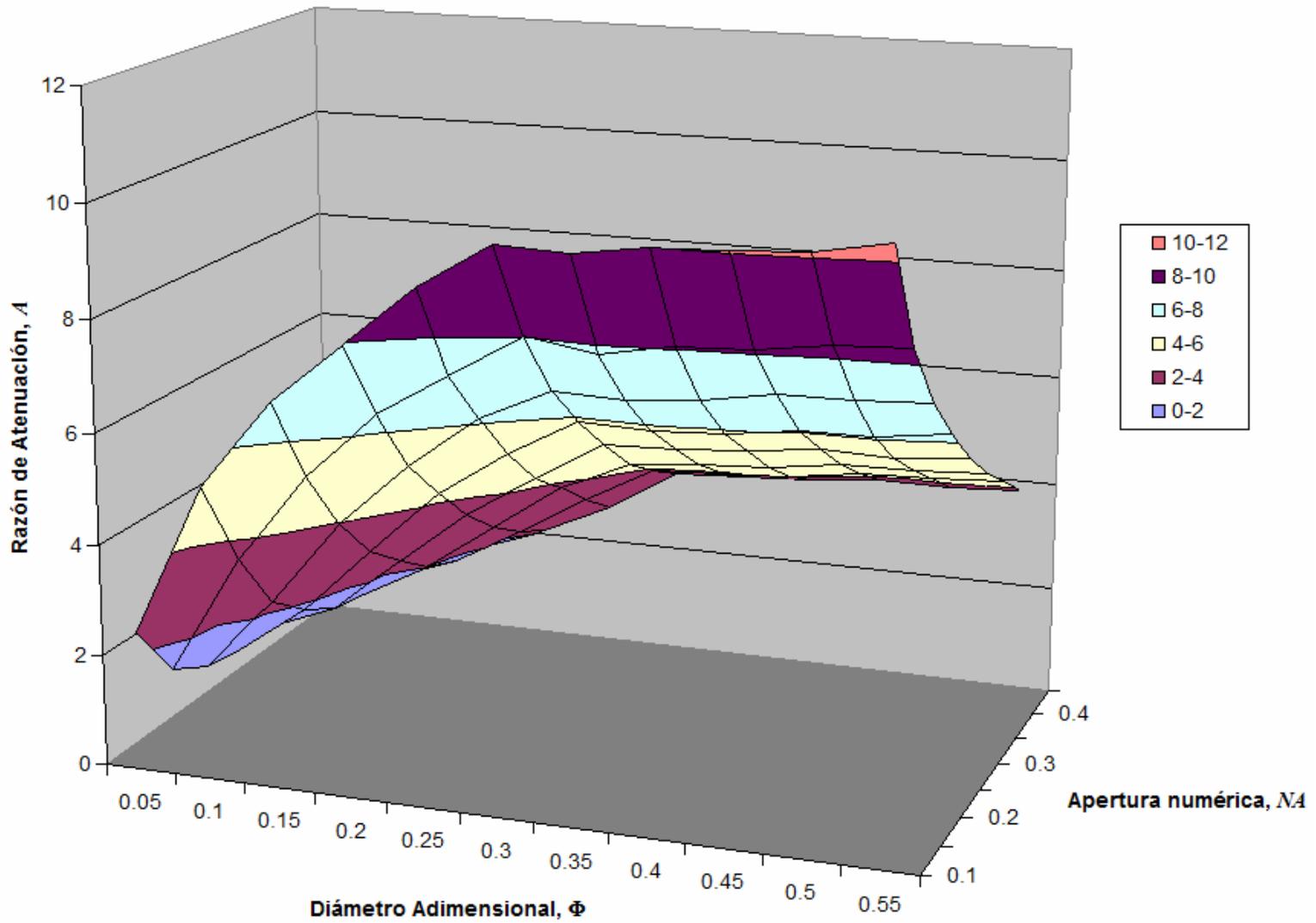


Fig. 5.20. Razón de Atenuación de la señal teórica del gas en función de LH2 en base a la variación de diámetro adimensional Φ de 0.05 a 0.55 y apertura numérica NA de 0.1 a 0.45 una a una distancia adimensional $\Delta = 0.707$.

5.3 Conclusiones

1. Se demostró que el sensor refractométrico de fibra óptica con un elemento semiesférico de detección, puede ser optimizado para la detección de la interfaz de un líquido específico en tanques o tuberías, incluyendo propelentes tales como MMH y el LH2. El sensor de sílice, el cual está integrado por dos fibras ópticas (una de entrada y otra de salida), está bien adaptado para la operación en las temperaturas normales y también criogénicas muy bajas. También, se encontró que las dimensiones transversales del sensor se podrían reducir al mínimo sin una disminución significativa de la sensibilidad, si las fibras ópticas con una apertura numérica suficientemente pequeña fueran utilizadas y cuando la posición de las fibras ópticas en el sensor resulten en una pérdida significativa de la luz dependiente del líquido. Las pequeñas dimensiones transversales del sensor ofrecen muchas ventajas en un ambiente operacional realista, tal como la retención reducida del líquido en su superficie, en forma de película o de gota.
2. Uno de los puntos esenciales a considerarse en el diseño de este tipo de sensores es la optimización de los parámetros de los elementos que lo conforman así como la consideración de las posibles variaciones debidas a la tolerancia de los elementos que conforman a un sistema que, en este caso, es referente a las tolerancias de la apertura numérica NA y del diámetro ϕ de las fibras ópticas.
3. La pérdida óptica intrínseca relativamente grande del sensor para LH2 (de 12 dB máximo) no presenta un problema significativo provisto al presupuesto de potencia del sistema de medición, ya que es más grande por varios órdenes de magnitud.
4. Para el caso propuesto de fabricación de sensores refractométricos para la medición de monometil hidracina, en base a los materiales seleccionados y a los resultados teóricos de la respuesta con los parámetros de estos elementos, se observa que es viable su utilización en la medición de presencia o ausencia de dicho fluido comparado con un gas, al ocupar la zona 2 de transmisión del transductor semiesférico. Esto debido a la diferencia entre el índice de refracción de ambos medios.
5. El sensor se puede utilizar como dispositivo puntual, en pares, o en arreglos multipunto, para la medición discreta de nivel de varios líquidos que se utilizan en la instrumentación en los medios de transporte y en la tecnología espacial en particular. Hay varios sistemas, como ejemplo, si se requiere un arreglo lineal para sustituir el sensor de nivel del tanque de la Fig. 2.10 mostrada en el capítulo 2, se podría colocar un arreglo lineal de sensores refractométricos en sustitución al sensor lineal de medición de nivel, por lo que el arreglo dependerá del tipo de tanque. En el caso de la fig 2.7 se pueden incorporar los sensores en las paredes del tanque. La forma de incorporarlos también depende del tipo de tanque elegido porque puede haber distintos tipos de integración de los arreglos de los sensores refractométricos en base a la estructura y elementos internos en éstos.

En el caso de la ocupación de los sensores para detección de presencia de un fluido en tuberías, también se requiere la instalación de arreglos dentro de los tubos, definiendo el número de sensores y geometría del arreglo en base a los requerimientos de precisión de las mediciones.

6. Este tipo de sensores pueden ser utilizados en el sector espacial, en el sector terrestre en servicios, lanzamientos y sector de pruebas preliminares donde puede tener un mayor campo de desarrollo, ya que se requiere un gran número de éstos en pruebas para la caracterización de elementos y equipos; aunque para dar respuestas concretas se tiene que trabajar con el personal que esta directamente involucrado en estas tareas.

CAPITULO 6. FABRICACIÓN DE LAS MUESTRAS DE SENSORES, INSTALACIÓN EXPERIMENTAL Y RESULTADOS DE LAS PRUEBAS DE SENSORES REFRACTOMÉTRICOS

6.1 Introducción

En este capítulo se describe la fabricación de los elementos transductores de los sensores refractométricos, la instalación para la realización de estudios experimentales, la metodología de estos estudios y los resultados obtenidos experimentalmente.

Debido a que todos los propelentes son altamente inflamables y varios de éstos son tóxicos, existen muchas restricciones para su distribución y manejo, además de que deben utilizarse en instalaciones especialmente diseñadas para este propósito y certificadas por las agencias gubernamentales encargadas de los asuntos de seguridad laboral, industrial y ambiental. Hay pocas de estas instalaciones en el mundo y realizar pruebas con propelentes reales son caras y complejas. Por esto, en la tecnología espacial, en el diseño y pruebas de varios elementos y equipos que deben trabajar con propelentes, es común que se utilicen líquidos modelo que tienen características físicas similares al propelente de interés particular, pero no son tan inflamables ni tóxicos y solamente en la etapa final se realizan pruebas con propelentes reales. Por lo que en el presente trabajo las pruebas experimentales, en su mayoría, fueron realizadas con los líquidos modelo. En nuestro caso, para pruebas de los sensores de tipo refractométrico, el parámetro físico que debe considerarse en la selección de un líquido modelo es su índice de refracción n , el cual debe ser igual o muy cercano al índice de refracción del propelente de interés. Los dos propelentes considerados en este trabajo son MMH con un índice refractivo de $n_{\text{MMH}}=1.439$ a $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ (293.15 K) y LH2 con un índice refractivo de $n_{\text{LH}_2}=1.106$ a 20 K . Considerando este rango de índices refractivos, en el presente trabajo como modelos físicos de los propelentes fueron utilizados los siguientes líquidos:

1. El etilenglicol ($\text{C}_2\text{H}_6\text{O}_2$) puro, no diluido, con un índice refractivo $n= 1.433$ a $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ [166], fue elegido ya que su índice refractivo es muy cercano al de MMH. Este es el compuesto principal del anticongelante. Dicho material no es inflamable y aún ligeramente tóxico, tiene menos restricciones de manejo en un laboratorio y es comercial.
2. El agua destilada, con un índice refractivo $n=1.333$ a $20\text{ }^{\circ}\text{C}$. El agua destilada fue utilizada por su abundancia, simplicidad de trabajo y bajo costo.

6.2 Fabricación de las muestras de elementos transductores para los sensores refractométricos

En el marco del presente trabajo fueron fabricadas y utilizadas muestras de elementos transductores para los sensores refractométricos de dos tipos:

1. Elementos transductores de escala relativamente grande ($R=30$ mm), hechos a base de una semiesfera hueca de vidrio de borosilicato ($n = 1.474$ a $\lambda = 589.3$ nm [167]), de un grosor de pared de 1.2mm como se muestra la Fig. 6.1. La semiesfera fue rellena con glicerina, cuyo índice de refracción ($n = 1.4722$ a $\lambda = 589.3$ nm [168]) es cercano al material del elemento transductor, por lo que el comportamiento óptico de este elemento fue considerado como una semiesfera de material ópticamente uniforme de un índice de refracción de $n=1.473$ aproximadamente.

La utilización de un sensor con un modelo físico a gran escala del elemento transductor tiene la ventaja de que todos los parámetros geométricos tienen una mayor precisión, además el ajuste de la posición de las fibras respecto al sensor es más fácil y controlable.

2. Elementos transductores de escala pequeña ($R=5$ mm) hechos de polimetil metacrilato (PMMA). Este material es fácil de procesar (cortar, pulir), es económico y abundante comercialmente. Dicho material se puede conseguir en placas y en barras. Para los fines del presente trabajo se consiguieron barras de PMMA de diferentes grosores como se ve en la Fig. 6.2. Se cortaron segmentos de las barras de PMMA de una longitud de 30 mm aproximadamente para iniciar el proceso de manufactura del elemento transductor.

Una vez cortado el material, el elemento cilíndrico de PMMA fue colocado en un torno (colocando una abrazadera de plástico en el extremo del elemento para no dañarlo mecánicamente) y por medio de varias herramientas mecánicas se le fue dando forma hasta obtener la forma requerida como se muestra en las Figs. 6.3 y 6.4.

Posteriormente se utilizaron materiales abrasivos más y más finos para eliminar las pequeñas deformidades que hayan quedado en la pieza y obtener una superficie ópticamente perfecta como se observa en las fotos de la Fig. 6.5.

Posteriormente se cortó el extremo de la pieza de PMMA para obtener un elemento transductor. Este elemento fue hecho y utilizado en dos variantes: 1. Una semiesfera de PMMA sin base, para pruebas y caracterización de su comportamiento óptico (Fig. 6.5 c) y 2. Un elemento transductor con superficie semiesférica de trabajo y con una base en la parte posterior (Fig. 6.5b). La base tiene como fin, una vez pegadas las fibras ópticas, el mantener éstas de modo fijo sin que sufran algún tipo de movimiento que pueda causar la separación de éstas de la semiesfera y la variación de la zona de acoplamiento. La base consta de dos segmentos laterales con una ranura de 3 mm de ancho en el plano central del elemento.



a)



b)



c)

Fig. 6.1. a) Esferas de cristal de diferentes tamaños usadas como piezas brutas para la fabricación del modelo físico del elemento transductor b) Esfera cortada (semiesfera). c) Semiesfera de cristal rellena de glicerina montada en soporte de pruebas.

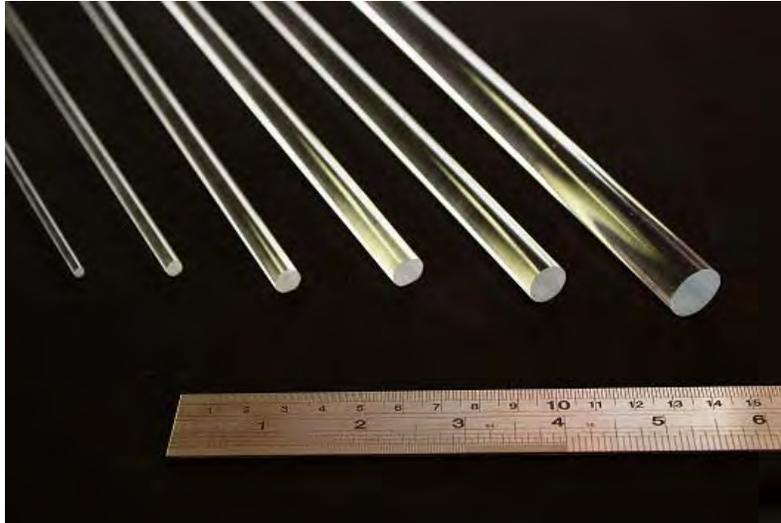
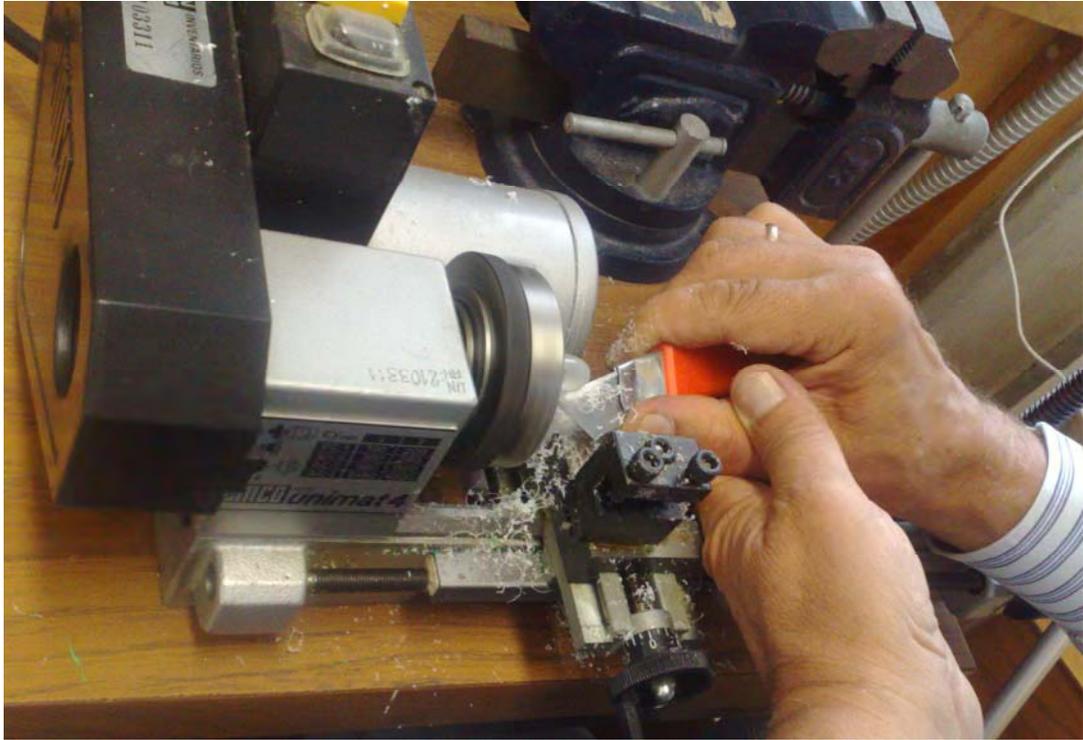


Fig. 6.2 Barras de PMMA de diferentes grosores utilizadas para la fabricación de elementos transductores.



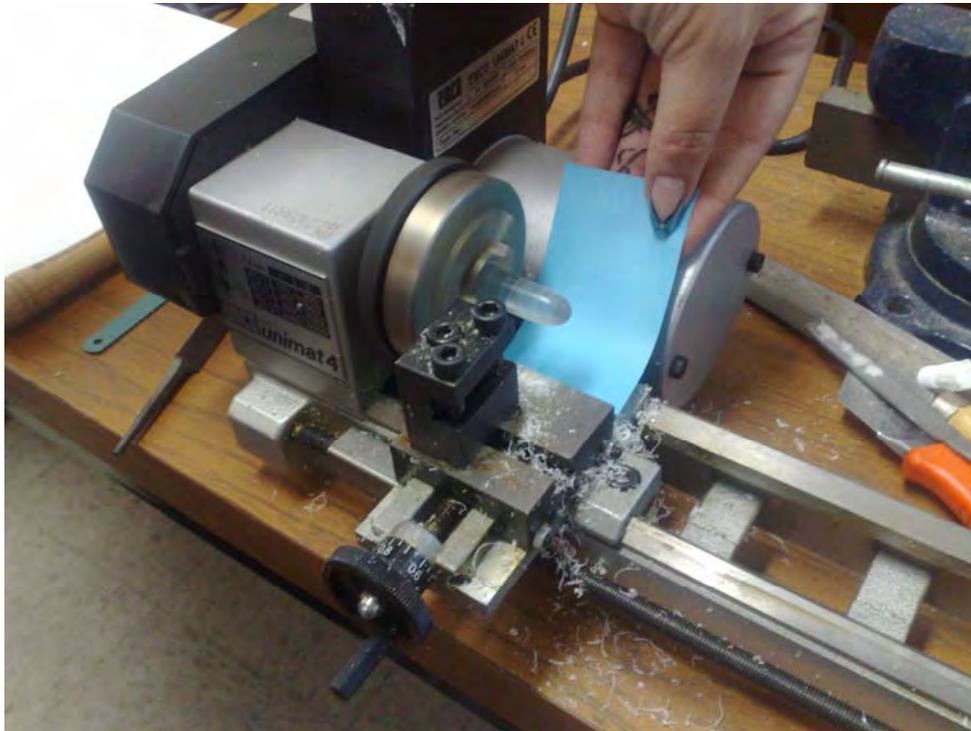
Fig. 6.3. Colocación de pieza de trabajo (barra de PMMA) en el torno; (1) Barra de PMMA, (2) Abrazadera plástica; (3) Torno UNIMAT.



a)



b)



c)



d)

Fig. 6.4 Proceso de fabricación del elemento transductor a base de barra de PMMA. a), b) Devastado de barra; c) Proceso de limado para dar forma; d) Pieza bruta de PMMA con punta semiesférica semi pulida.



a)



b)



c)

Fig. 6.5. Diferentes acabados del elemento transductor de PMMA: a) la pieza bruta con punta; b) Elemento transductor semiesférico (variante con base); c) Elemento transductor (variante sin base).

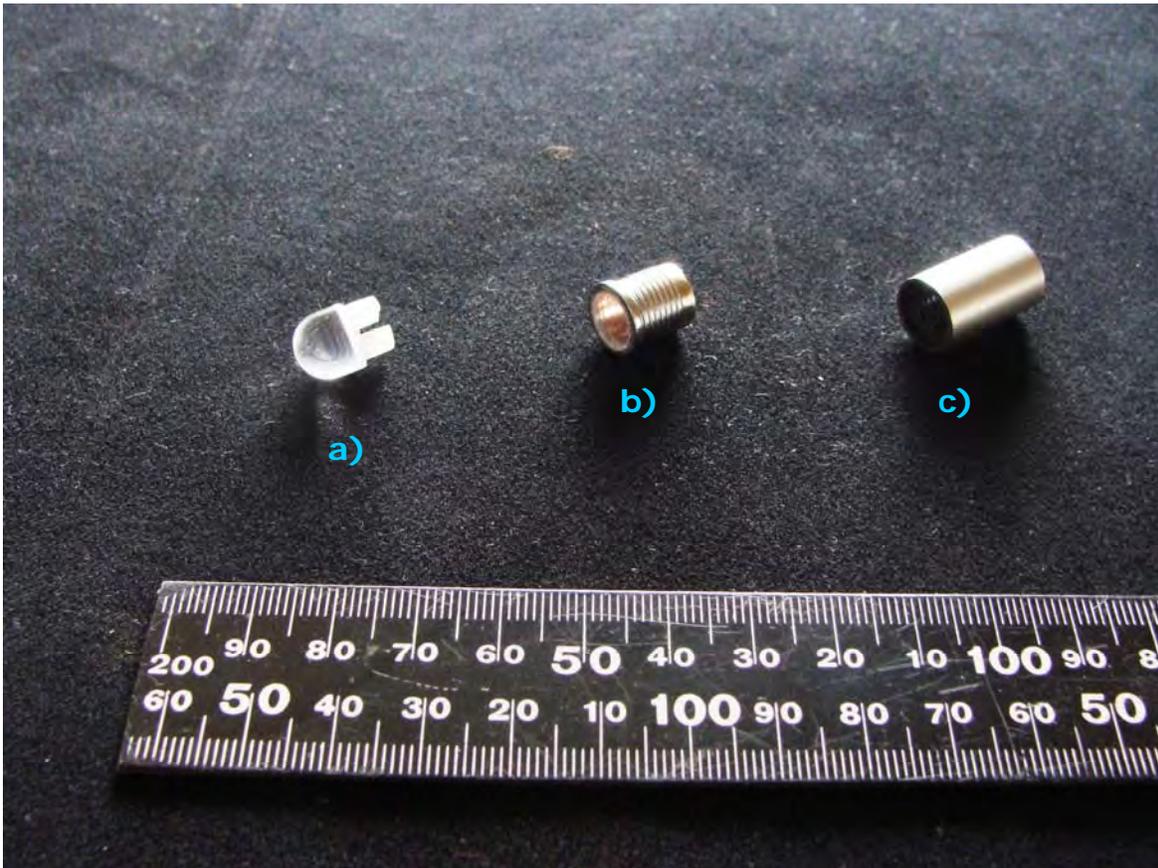


Fig. 6.6 Elementos de empaque del transductor: a) Elemento transductor; b) Cubierta con rosca; c) Carcaza.

En un sensor práctico, estos segmentos laterales entran y se fijan a un tubo metálico de acero inoxidable de 10 mm de longitud con rosca M10x1 en su extremo (Fig. 6.6). Este tubo con rosca permite instalar el elemento transductor del sensor en cualquier lugar donde sea necesario, donde cuente con un orificio con la rosca del mismo tipo.

Los elementos transductores fabricados son parte importante para la definición de los componentes requeridos para la realización de pruebas y caracterización de éstos, a través de una instalación experimental para el sensor refractométrico de elemento semiesférico.

6.3 Descripción de la instalación experimental

Los parámetros que intervienen en la operación de un sensor refractométrico de fibras ópticas con elemento semiesférico son el diámetro del núcleo de la fibra óptica D , la posición de las fibras ópticas respecto al eje del sensor L , la apertura numérica de las fibras ópticas NA , el radio del elemento transductor semiesférico R , el índice de refracción del material del elemento transductor semiesférico n_t , y el índice de refracción del medio externo a ser sensado n_e .

Los parámetros geométricos del sensor pueden ser expresados también en forma adimensional, relacionando las cantidades al radio del elemento semiesférico R , estos parámetros son: el diámetro adimensional del núcleo de la fibra óptica ϕ y la distancia adimensional de la fibra óptica de eje de simetría λ (ver Capítulo 3).

En el estudio experimental del sensor, es interesante e importante modificar los principales parámetros para conocer su efecto sobre el funcionamiento y características del sensor, comparar las predicciones teóricas con el comportamiento observado, así como utilizar los datos experimentales en la optimización del sensor.

Para modificar la posición de las fibras ópticas con respecto al elemento transductor se requiere tener capacidad de realizar movimientos de cada una de las fibras ópticas en tres dimensiones, en un rango al menos mayor a ± 30 mm, estos movimientos deben ser precisos y repetibles y con un error mínimo en el posicionamiento.

Por otro lado, se requiere de una fuente de luz, para transmitir ésta por una de las fibras ópticas hasta el elemento transductor y luego acoplar la luz a otra fibra óptica (la receptora) y transmitirla hacia un receptor óptico.

También se necesita de un instrumento con el cual se pueda cuantificar la señal de salida. Por lo anterior, para el estudio experimental del sensor se requiere de una instalación experimental que cuente con un grupo de componentes mecánicos, componentes ópticos, así como componentes e instrumentos electrónicos. La instalación experimental que cuenta con los componentes mencionados y que fue utilizada en el presente trabajo se muestra en la Fig. 6.7.

En las siguientes subsecciones se describen cada uno de los elementos principales de la instalación experimental.

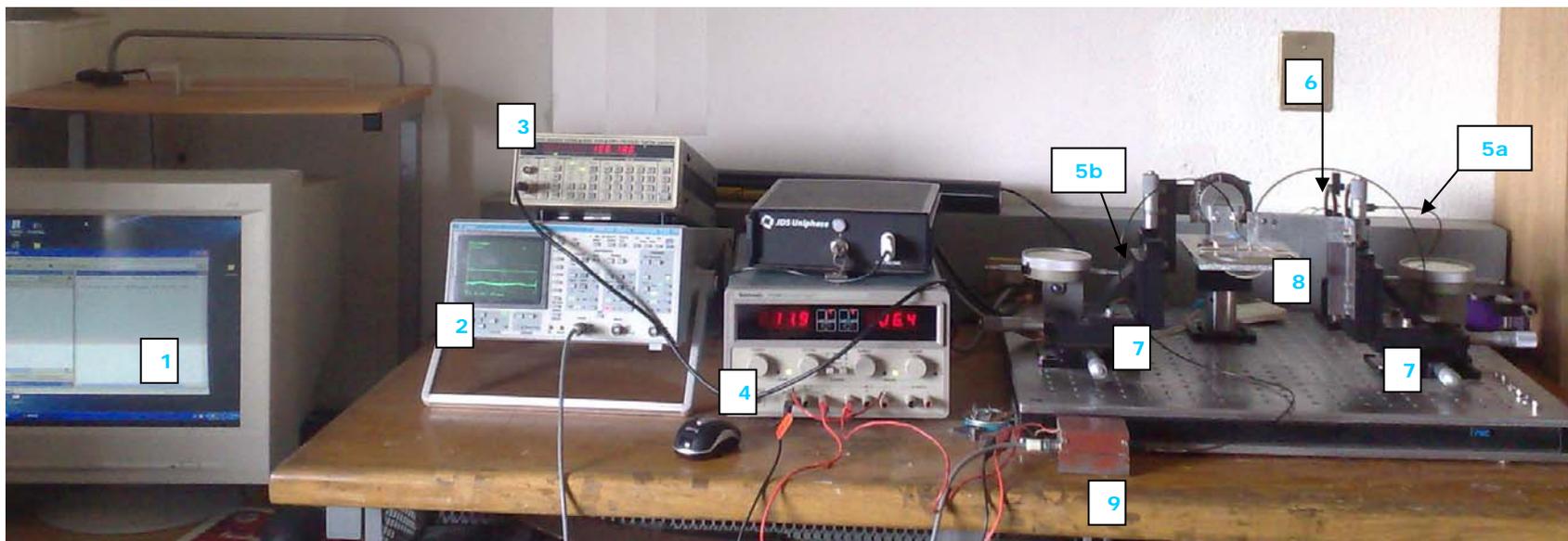


Fig. 6.7. Instalación experimental: (1) Computadora para toma de mediciones; (2) Osciloscopio; (3) Generador de señales; (4) Fuente de poder; (5a, b) Fibras ópticas transmisora y receptora, respectivamente; (6) LED emisor de infrarrojo; (7) Sistema de posicionamiento de las fibras; (8) Soporte de elemento de detección; (9) Fotodetector.

6.3.1 Componentes mecánicos

La estructura base de la instalación experimental es una mesa óptica marca ThorLabs modelo PBI51505 de 1.0 x 1.0 m², donde se montaron todos los componentes mecánicos que sirven de soporte a los elementos utilizados, como son, la fuente de luz (un LED) y el elemento transductor óptico del sensor, así como los elementos para tener movilidad triaxial en la posición de las fibras ópticas y el soporte para un contenedor para líquidos que tienen el rol de medio externo en las pruebas del sensor.

Los elementos que realizan el movimiento triaxial de las fibras ópticas son dos unidades de translación marca ThorLabs modelo PT3 de una precisión de posicionamiento de 10µm. A cada una de estas unidades está conectado un brazo metálico, el cual sostiene un tubo de soporte donde se monta la fibra óptica (Fig. 6.8).

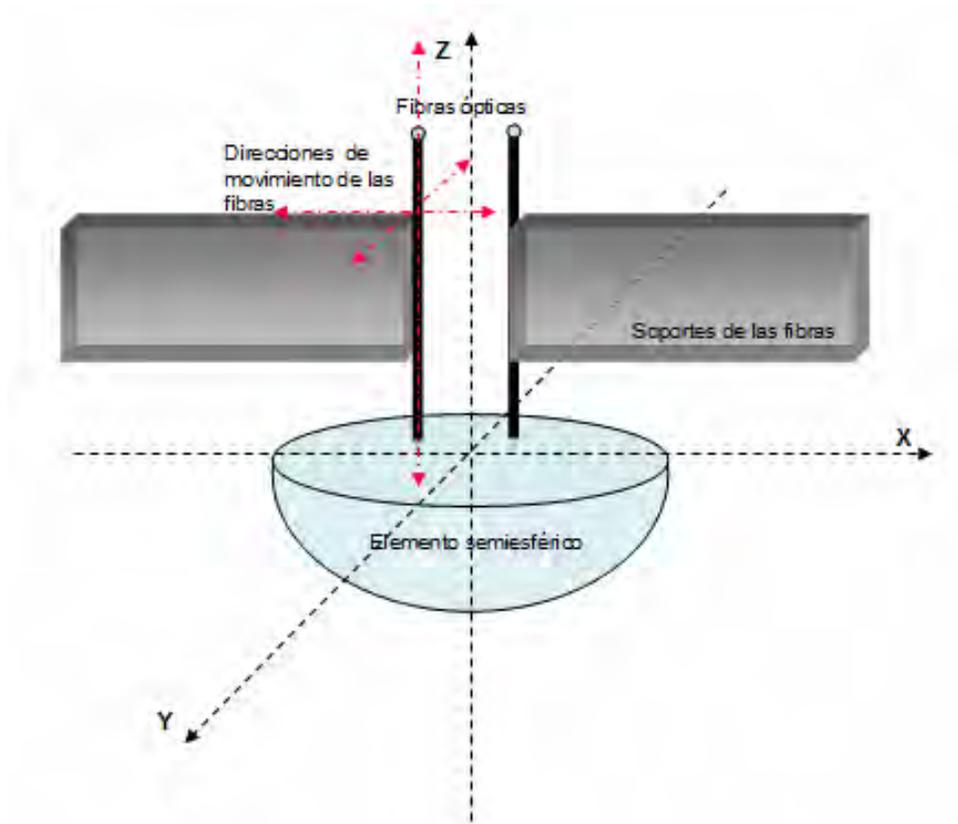
Con las bases de movimiento triaxial se puede variar la posición de las fibras ópticas en cualquiera de los ejes mostrados en la Fig. 6.8a de forma controlada ya que estas son graduadas, permitiendo adecuar la altura de los extremos de las dos fibras ópticas de tal manera que queden pegadas a la superficie plana de elemento transductor óptico, modificar a su vez la posición transversal de los extremos de las fibras ópticas para colocarlas centradas en la semiesfera (posición de referencia) y para moverlas a lo largo del eje *X* para variar la distancia entre las fibras ópticas y el eje del elemento transductor óptico, etc.

Otros elementos mecánicos son soportes para el LED y la fibra óptica transmisora, estos soportes sirven para que el LED y la fibra se encuentren alineados y ópticamente acoplados; además tienen la función de variar la distancia entre el LED y la faceta de la fibra óptica, esto para variar la potencia óptica de entrada al sensor, con el propósito de evitar la saturación del fotorreceptor por una señal demasiado fuerte (Fig. 6.9).

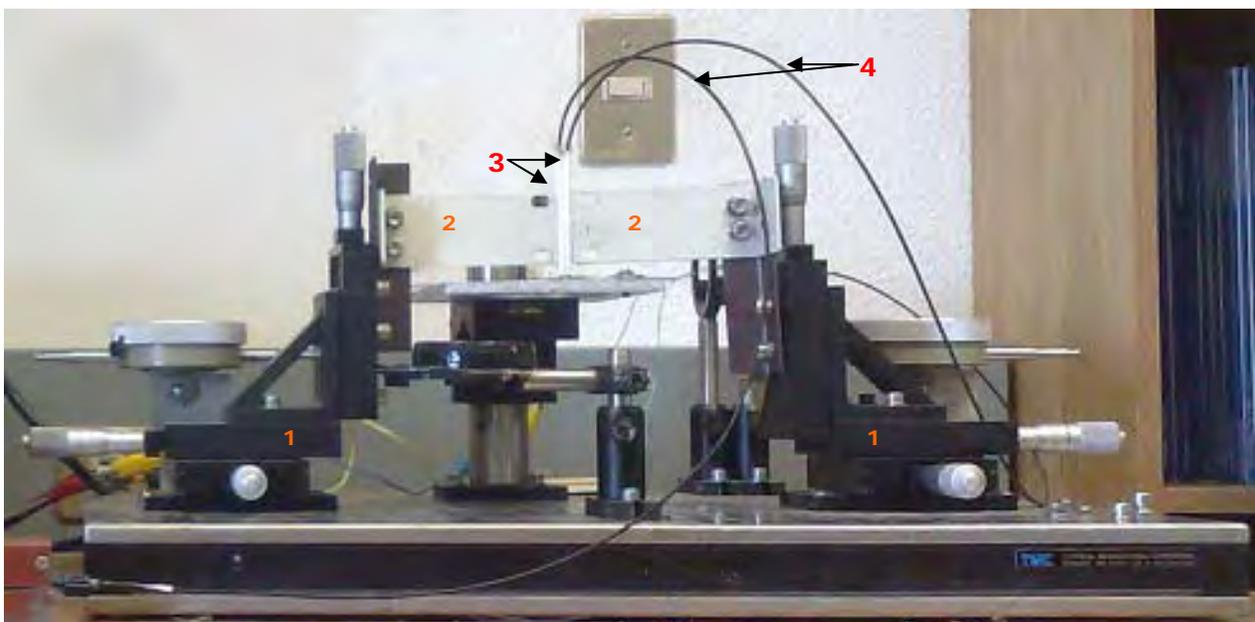
Adicionalmente, se ocupa un soporte para colocar los contenedores de líquidos a ser sensados, para la caracterización de la respuesta del sensor a diferentes medios externos, tales como el agua y el etilenglicol. El soporte consta de una base con una placa que permite colocar los contenedores y que cuenta con movilidad triaxial (Fig. 6.10) para poder colocar los elementos transductores dentro de los contenedores a la altura requerida.

Otro soporte es mostrado en la Fig. 6.11, el cual sujeta los elementos transductores ópticos de diferentes formas y tipos. Este soporte cuenta con una placa metálica rectangular que se encuentra perforada en el centro para colocar los elementos transductores ópticos. Los elementos transductores ópticos a su vez, están montados en placas de acrílico para poderlos sostener en la placa metálica (a través de tornillos) para mantener el elemento transductor óptico fijo durante las pruebas.

Para los elementos transductores utilizados, se hicieron 3 tipos de bases de acrílico tomando en cuenta las características y necesidades de los elementos. Para el elemento de vidrio, debido a que es hueco y requiere ser rellenado y, a su vez, que el medio con el cual se rellenará no tenga afectación por el aire que cause cambios en sus características, su base o soporte fue diseñado con una ranura centrada con el elemento de 7 mm de grosor y 80 mm de largo. En este caso, el elemento fue pegado a esta placa por debajo.



a)



b)

Fig. 6.8. Sistema mecánico de la instalación experimental: a) Esquema del elemento transductor con dos fibras ópticas; b) Vista del sistema mecánico: (1) Bases de movimiento triaxial; (2) Soportes de las fibras ópticas; (3) Tubos de soporte de las fibras ópticas; (4) Fibras ópticas

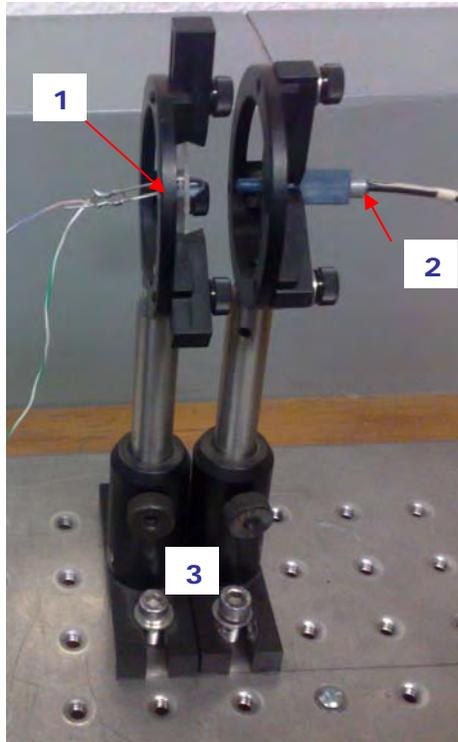


Fig. 6.9. Acoplamiento de LED y de fibra óptica transmisora; (1) LED; (2) fibra transmisora; (3) Soportes.

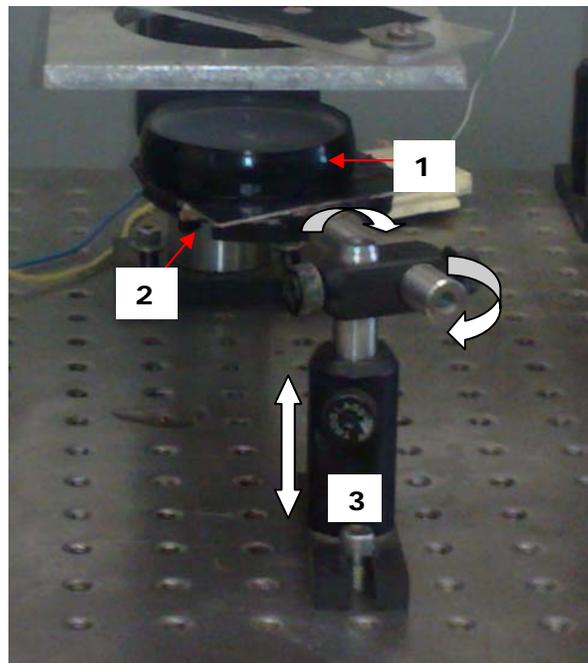
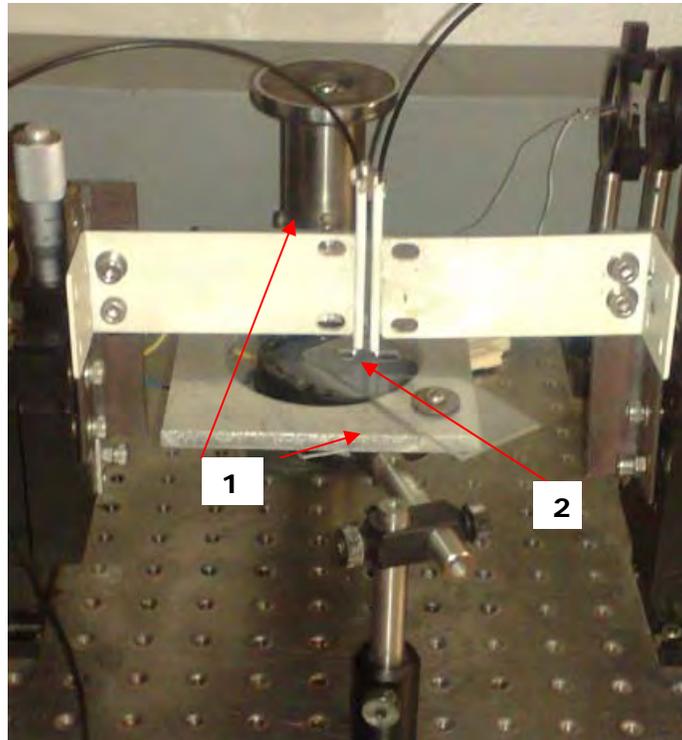


Fig. 6.10. Soporte con movimiento triaxial para muestras de líquidos: (1) Contenedor de muestras; (2) Base del contenedor; (3) Soporte para muestras.



a)

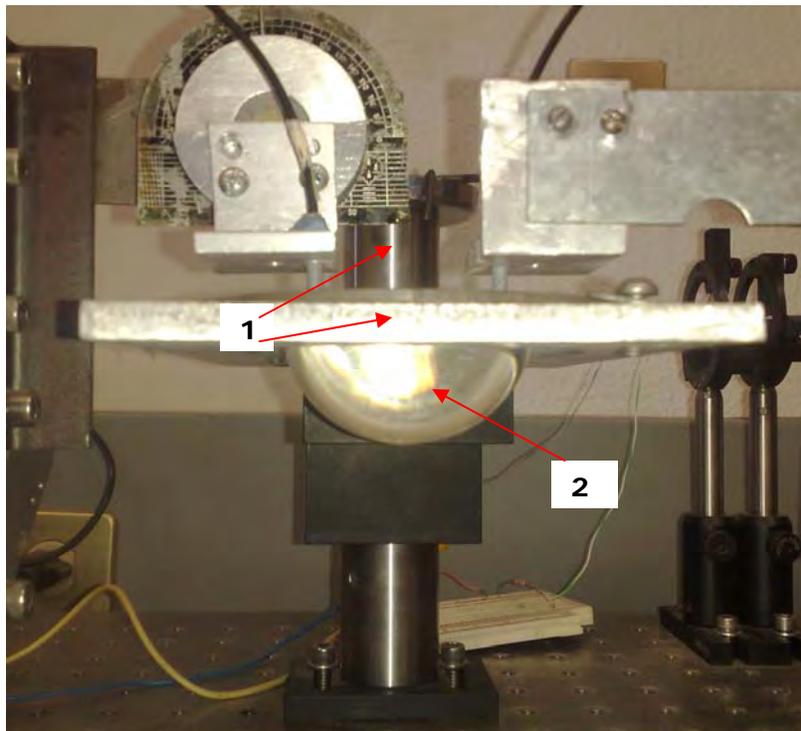


Fig. 6.11. Sistema de soporte de elementos transductores. a) Sistema para elemento transductor de $R=5$ mm: (1) Soporte de elemento transductor; (2) Elemento transductor de $R=5$ mm. b) Sistema para elemento transductor de $R=30$ mm: (1) Soporte de elemento transductor; (2) Elemento transductor de $R=30$ mm.

Adicionalmente la ranura tiene una longitud mayor a la del elemento transductor de tal manera que los extremos del elemento transductor no sean tocados por la placa de acrílico evitando de este modo que la placa no produzca ninguna desviación en las mediciones de la transmisión en los extremos del elemento transductor.

La base para soportar el transductor óptico de los elementos de PMMA, debido a que estos son de una sola pieza, se les hizo una ranura donde entre el elemento y sea pegado sólo en los extremos para que, igual que en el caso anterior, la placa no afecte en las mediciones.

6.3.2 Fuente de luz

Como fuente de radiación óptica se utilizó un diodo emisor de luz de GaAIs de la banda óptica infrarroja marca Everlight modelo IR333C/H0/L10 de un diámetro del área emisora de 5 mm; el pico de emisión se encuentra en la longitud de onda $\lambda = 940\text{nm}$. El ancho de haz de este LED a nivel de -3 dB es de $2\theta = 40^\circ$ [170].

La alimentación eléctrica del LED se realiza con una corriente directa variable de forma de onda triangular de una frecuencia de 100 Hz y corriente eléctrica pico de 14 mA. La forma de onda triangular de alimentación del LED permite una fácil detección de la posible saturación del fotorreceptor. La forma de onda triangular de corriente eléctrica alterna proviene de un generador de señales marca Standford Research Systems modelo DS345. El diagrama del circuito eléctrico de alimentación del LED se presenta en la Fig. 6.12.

6.3.3 Fototransductor

El fototransductor empleado es un fotodiodo *p-i-n* de InGaAs marca Thorlabs modelo FGA10 [172], el cual tiene su sensibilidad máxima en la banda infrarroja y genera una fotocorriente en función de la intensidad óptica proveniente de la fibra receptora. El fotodiodo tiene como ventaja principal una amplia superficie activa, de 23.5 mm^2 , la cual permite trabajar con las fibras ópticas de una apertura angular de salida grande. Con esto, se asegura que toda la radiación óptica que sale de la fibra receptora sea convertida a la fotocorriente del fototransductor.

El fototransductor puede trabajar en configuración fotovoltaica como se muestra en la Fig. 6.13, pero en la presente instalación trabaja con un circuito amplificador de transimpedancia de alta ganancia basado en un amplificador operacional. La configuración particular utilizada en el presente trabajo se muestra en la Fig. 6.14 [171]. El amplificador operacional fue seleccionado en base a las características principales tales como el bajo ruido, alta ganancia, impedancia de entrada alta, y niveles bajos de corriente en las entradas del amplificador. En base a estos requerimientos se eligió y se utilizó el amplificador JFET marca National Semiconductor modelo LF356N [169]. El fotorreceptor y el amplificador de transimpedancia están blindados (colocados dentro de una caja metálica) para reducir la interferencia electromagnética.

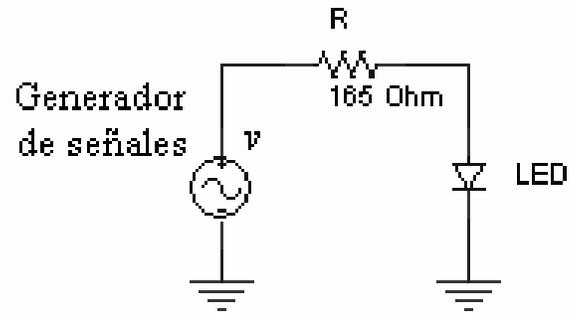


Fig. 6.12. Diagrama del circuito eléctrico de alimentación del LED.

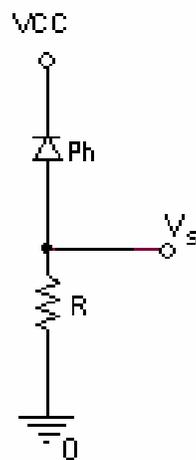


Fig. 6.13. Diagrama de circuito eléctrico de fotodetector. Configuración fotovoltaica.

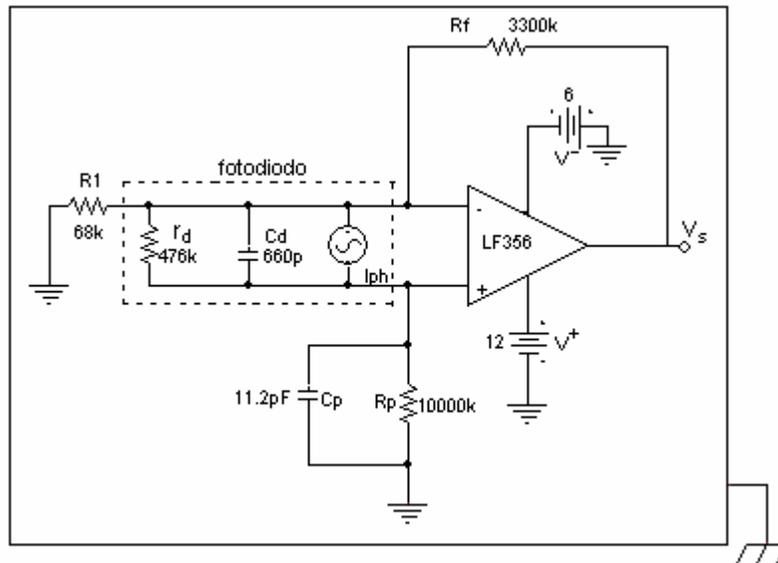


Fig. 6.14. Diagrama del circuito fotorreceptor eléctrico.

6.3.4 Fibras ópticas

Se utilizaron 2 tramos de fibra óptica plástica de PMMA marca Shenzhen Dasheng OptoElectronic Technology Co. Ltd. modelo CD-1000-1. Las especificaciones de esta fibra óptica son mostradas en la Tabla VI.1 [162, 163].

Tabla VI.1 Especificaciones de la fibra óptica marca Shenzhen Dasheng OptoElectronic Technology Co. Ltd. modelo CD-1000-1.

Fibra óptica de PMMA	
Diámetro del núcleo [mm]	0.98
Diámetro de la cubierta [mm]	1.0
Diámetro de revestimiento [mm]	3.0
Apertura numérica, NA	0.5

6.3.5 Osciloscopio

Para los fines de la serie de experimentos a realizarse en la caracterización de los sensores refractométricos, se definió que sólo se requiere un canal de entrada de obtención de datos. Para este fin se utilizó un osciloscopio marca Gould (DSO) modelo 475 de 200MS/sec y 200 MHz digital con dos canales.

Este osciloscopio digital cuenta con funciones para interconexión a través de un puerto serial, lo que será utilizado en la presente instalación experimental.

6.3.6 Procesamiento, almacenamiento y presentación de los datos

El osciloscopio fue conectado a una computadora PC a través de una interfase RS232 - puerto serial. Se utilizó un programa realizado en Matlab para enviar datos desde el osciloscopio a la computadora y otro programa (también en Matlab) para obtener el valor máximo de la señal analógica (la intensidad de la luz de salida del sensor [V]) medida por el osciloscopio y desplegarla en la interfaz de Matlab dando la posibilidad de que se almacenen los valores obtenidos en un archivo de Excel.

Este programa permite, a diferencia de otros generados con anterioridad, la obtención de datos de manera manual o automática, introduciendo los parámetros de entrada principales como son, en el caso de elegir la opción manual, la posición en la que se encuentran las fibras, el número de lecturas que se tomarán y promediarán por muestra y el tiempo entre cada muestra; en el caso de elegir la opción de obtención de datos automáticamente, el programa permite tomar lecturas de muestras desde el centro o extremos de un elemento transductor y solicita los datos de posición inicial, radio del elemento, espaciamiento entre lecturas, número de muestras por prueba y tiempo entre muestras.

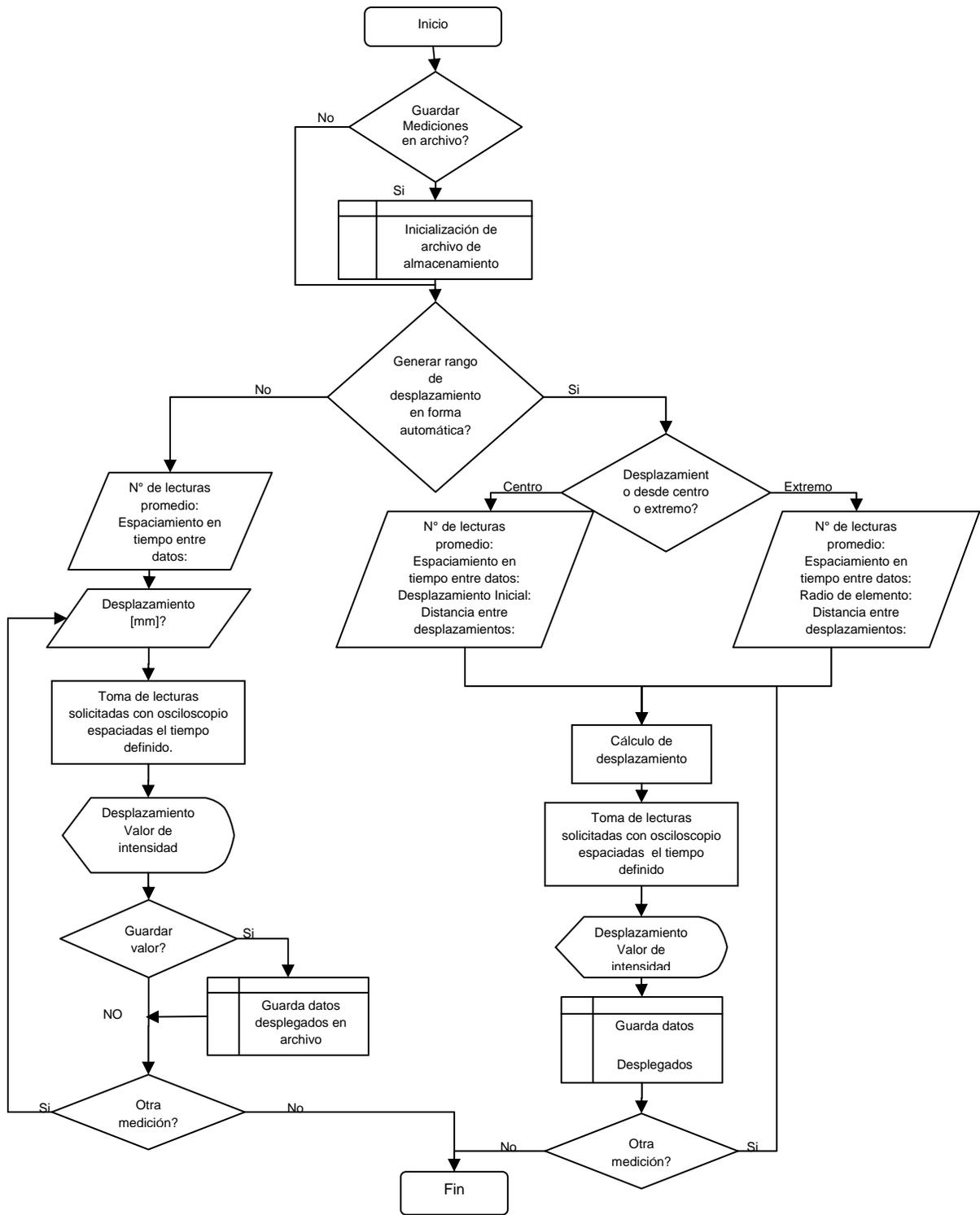


Fig. 6.15. Diagrama de flujo de programa de Matlab RSEM.m.

Esto permite que el programa sea genérico para cualquiera de las pruebas de la respuesta de un sensor refractométrico (Anteriormente los programas eran codificados por proyecto y tenían que ser reeditados cada vez que se cambiaba de experimento). Adicionalmente se modificó el código de tal modo que permita tomar muestras y desplegarlas en la interfaz de Matlab sin tener que guardarlas en un archivo de Excel, lo cual anteriormente no se podía realizar y con lo que se puede hacer una verificación inicial o ajustes preliminares a las pruebas. Las modificaciones realizadas simplificaron notablemente la toma de muestras así como la presentación de los resultados. El diagrama de flujo del programa RSEM.m es incluido en la Fig. 6.15.

6.4 Metodología de estudios experimentales

Los estudios experimentales incluyeron la caracterización de la forma geométrica de los elementos transductores ópticos fabricados de diferentes materiales (vidrio y PMMA), la caracterización de los parámetros geométricos y ópticos de las fibras ópticas utilizadas, así como la medición de la respuesta del sensor – su transmisión en el aire y en distintos líquidos en función de la forma geométrica del elemento transductor óptico -, la posición de las fibras ópticas al respecto del eje de simetría del elemento transductor, y los parámetros geométricos y ópticos de las fibras ópticas.

En la realización de las pruebas experimentales, para asegurar la obtención de los resultados correctos y significativos, fueron tomadas las siguientes consideraciones en el manejo de la instalación experimental y sus elementos:

- a) El equipo fue calibrado en cada prueba antes de iniciar una lectura, esto debido a que, como se trabaja en el rango de fracciones de milímetro, es fácil que por algún factor ocurra algún movimiento de los elementos del sensor que llegue a cambiar su posición y alterar su funcionamiento y características. La calibración debe considerar la posición de los brazos metálicos donde se encuentran montadas las fibras ópticas así como el ajuste de su posición inicial sobre el elemento transductor.
- b) La superficie de trabajo del elemento transductor óptico fue limpiado cada vez que se cambió de algún medio externo a otro, esto para asegurar que no se hayan quedado cantidades residuales de líquidos y otras posibles impurezas en la superficie de trabajo del elemento.
- c) En las pruebas, las fibras ópticas fueron acopladas al elemento transductor óptico con ayuda de líquidos de índice refractivo similar (index-matching liquids) para evitar una refracción y reflexión excesiva en la interfaz entre fibra óptica – aire - elemento transductor óptico.

Una vez que se acoplaron con algún líquido de índice de refracción idéntico hubo que asegurar nuevamente que el elemento transductor óptico estuviera limpio por debajo.

- d) El elemento transductor fue montado de tal manera que quedó completamente fijo a la placa de acrílico que se ocupó como soporte, ya que una ligera inclinación, cambia los ángulos de incidencia de la luz y altera el funcionamiento y las características del sensor.

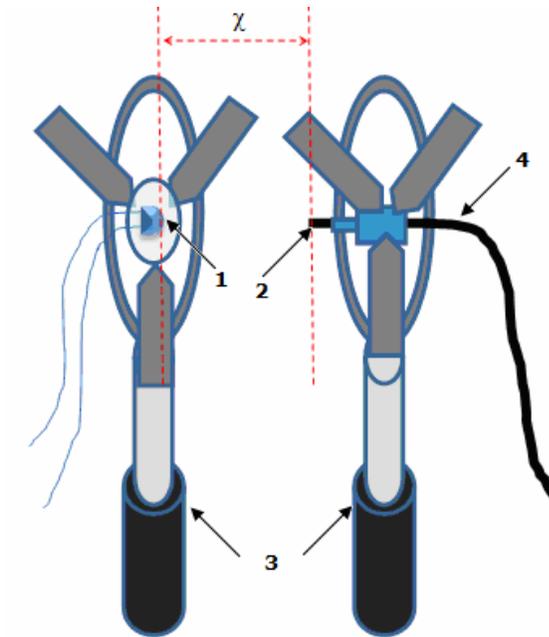
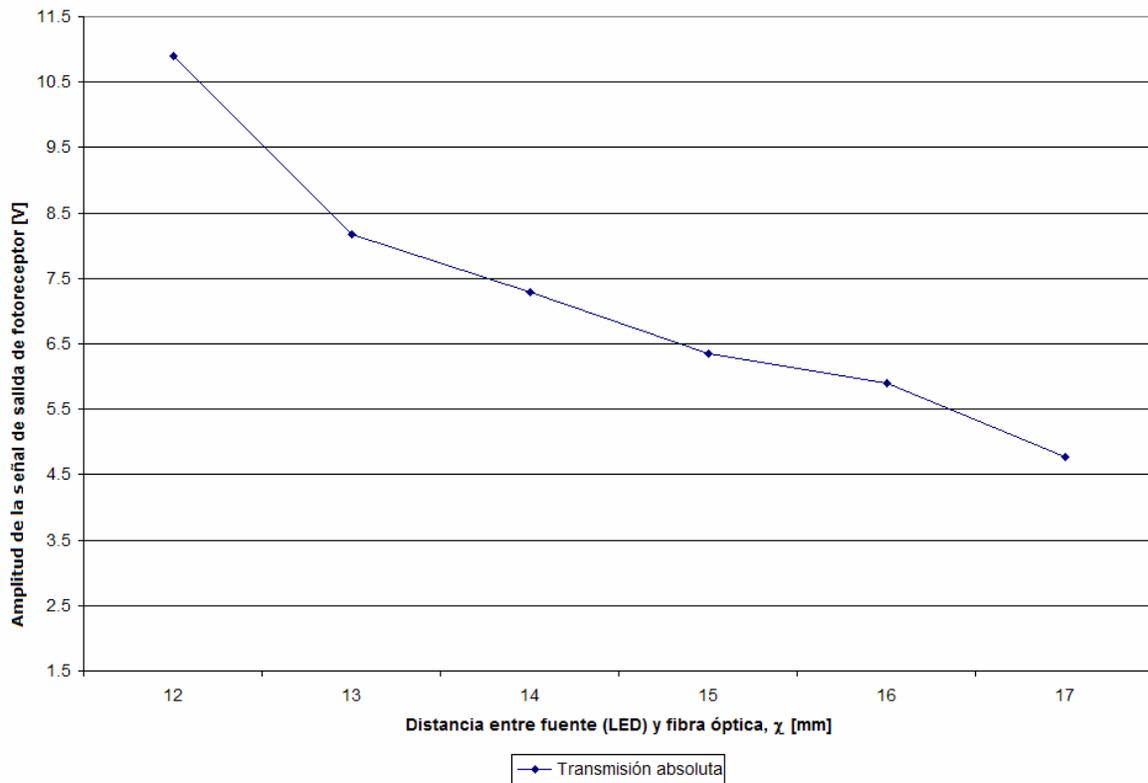


Fig. 6.16. Arreglo para determinación de distancia óptima entre emisor de luz y fibra óptica transmisora: (1) LED; (2) faceta de la fibra óptica transmisora; (3) Soportes; (4) Fibra óptica transmisora.



b)

Fig. 6.17. Amplitud de la señal de salida del fotoreceptor en función de la distancia entre la fuente y la fibra óptica, χ .

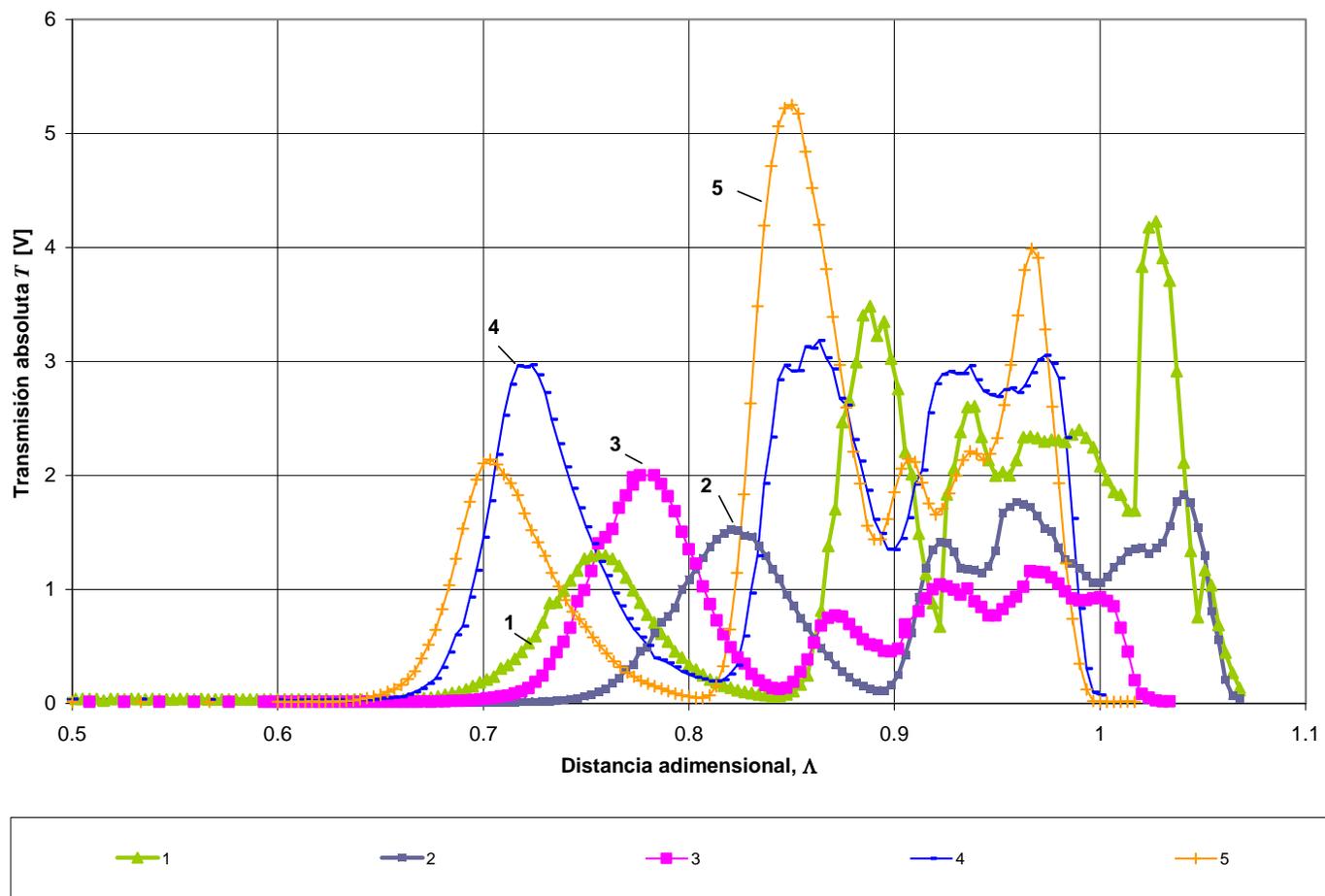


Fig. 6.18. Ejemplos de efecto de varios errores en la alineación de las fibras ópticas con respecto del elemento transductor; en el caso de alineación no perfecta de las fibras ópticas: (1) Instalación inicial sin ajustes; (2) Ajuste de los soportes; (3) Posicionamiento erróneo de las fibras ópticas transmisora y receptora; (4) Fibras ópticas reajustadas linealmente; (5) Fibras ópticas e instalación alineados.

- e) La intensidad de la luz proveniente de la fuente y acoplada a la fibra óptica de entrada (fibra óptica transmisora) fue monitoreada y controlada para evitar la saturación del fotorreceptor. Para poder detectar la saturación, se utilizó la forma de onda de alimentación eléctrica triangular del LED y siempre se observó que la forma de onda de salida del fototransductor fuera triangular también. Adicionalmente se tiene la posibilidad de realizar un ajuste de nivel de intensidad de la luz de entrada proporcionada por el LED por medio de selección adecuada de la distancia entre la fuente de luz y la fibra transmisora (Fig. 6.16). El diagrama de este arreglo y la variación de la intensidad en función de la distancia entre el LED y la faceta de la fibra óptica se muestran en la Fig. 6.17.

Se determinó que el valor de voltaje de saturación del fototransductor es de 11 V, teniendo una señal triangular de entrada a través del generador de señales de 5Vpp y 100 Hz.

Con la misma señal de entrada, se definió que a una distancia de 16 mm entre el LED y la faceta de entrada de la fibra óptica la señal de salida aun no llega a la saturación del fotorreceptor y aún tiene un nivel suficientemente alto para ser medido sin problemas.

- f) Se encontró que es necesario realinear regularmente las placas que sostienen las fibras ópticas igual que las bases de las fibras ópticas para tener resultados correctos ya que las fibras, al estar mal alineadas verticalmente producen efectos distintos por la variación en la orientación del haz respecto al elemento transductor óptico.
- g) También, se observó que la luz ambiental artificial tiene un efecto negativo sobre la señal, causando ruido aditivo. Por lo que fue necesario realizar experimentos solamente con la luz natural.

La Fig. 6.18 muestra ejemplos de algunos resultados de desviaciones a causa de los parámetros mencionados.

Por otro lado, adicional a las desviaciones mencionadas anteriormente que afectan las mediciones experimentales de la instalación podemos aunar también los siguientes factores que afectan los resultados teóricos contra los resultados experimentales:

- h) Primeramente el modelo, como cada modelo matemático, es una aproximación de la realidad y en éste no estamos tomando en cuenta el efecto de la difracción de la luz cuando la luz sale por la línea de curvatura y no por línea recta. Como la fibra óptica tiene un orificio pequeño al salir la luz del núcleo por la faceta de una fibra con cubierta, hay difracción. Aunque el efecto es relativamente pequeño, éste puede causar un porcentaje de diferencia entre los resultados teórico - experimentales.
- i) Por otro lado, se está considerando en la evaluación el índice de refracción constante, sólo para una longitud de onda fija, pero en la realidad, varía con respecto de la longitud de onda. Ya que en la instalación se están ocupando LEDs y estos tienen cierto espectro de longitudes de onda de forma práctica y en términos estrictos se debería tomar cada longitud de onda para realizar la evaluación matemática. Es decir que en el modelo se está evaluando sólo una longitud de onda monocromática y experimentalmente es un promedio de éstas.

- j) Tampoco conocemos con precisión absoluta los índices de refracción de los materiales, son valores obtenidos de los manuales pero no estrictamente del material físico. La medición es muy laboriosa y compleja y las discrepancias no son tan grandes como para requerir tanta precisión. En el mundo real soy muy bajas las discrepancias aunque también contribuyen, el nivel de coincidencia es aceptable para nuestro nivel de estudio.

Para propósitos del trabajo, las diferencias no son tan drásticas por lo que podemos considerar una desviación prácticamente despreciable causada por los factores mencionados.

En la siguiente sección se describirán las pruebas utilizando la instalación experimental base y sus variantes mencionadas dependiendo del tipo de elemento transductor a ser caracterizado así como la metodología a seguir durante las pruebas.

6.5 Experimentos de caracterización de los sensores refractométricos

6.5.1 Introducción

En esta subsección se describen los experimentos llevados a cabo para la caracterización de la respuesta de las muestras de los sensores refractométricos. Los datos de estos experimentos fueron utilizados en la comparación de las predicciones teóricas con el comportamiento observado en la práctica, así como para la optimización del sensor.

6.5.2 Caracterización de los elementos transductores ópticos

Fueron utilizados dos tipos diferentes de elementos transductores ópticos. El primero, fue un elemento semiesférico a gran escala ($R=30$ mm) de vidrio, esto con el propósito de un manejo más preciso posible de los elementos mecánicos de la instalación ya que en este caso se manejan distancias y desplazamientos más grandes, lo que permitió la instalación de los elementos y experimentación en una forma más sencilla. También, esto permitió la identificación más fácil de las fuentes de posible error en mediciones para considerarlas dentro de la metodología experimental, para posteriormente ser aplicadas durante las pruebas y experimentación de los elementos transductores ópticos de menor escala o miniatura.

En particular, fueron realizados ajustes a la instalación como alineación de los soportes, ajuste de las bases de las fibras, realineación de las fibras en base a los ejes X y Y como se muestran en la Fig. 6.19.

Una vez verificada y ajustada la instalación, se realizaron las mediciones.

El segundo tipo de elemento transductor óptico fue un elemento semiesférico a una de pequeña escala ($R=5$ mm) hecho de PMMA. De esta variante se utilizaron 2 tipos distintos: a) Elemento transductor de semiesfera sin base (Fig. 6.5c) y b) Elemento

transductor de semiesfera con base (segmentos laterales) como se muestra en la Fig. 6.5b.

6.5.2.1. Caracterización de elemento transductor óptico de 30 mm de radio (elemento A)

Objetivo: Realizar mediciones del sensor en aire y comparación con los resultados teóricos del modelado matemático, para hacer ajustes en la instalación, la familiarización con el procedimiento a seguir durante la realización de pruebas y la definición de los factores que afectan a las mediciones.

Desarrollo experimental:

1. Se instaló una semiesfera hueca de 30 mm de diámetro y grosor de 1.2 mm de vidrio de borosilicato en una placa de acrílico, pegando la semiesfera por debajo de la placa y dejando una ranura en medio de la semiesfera como se muestra en la Fig. 6.19, esto con el fin de poder tener mediciones de la intensidad recibida por el fototransductor a todo lo largo de la semiesfera.
2. Debido a que la semiesfera utilizada es una pieza de vidrio de borosilicato cuyo índice de refracción es de ($n = 1.474$ a $\lambda = 589.3$ nm [167]), la semiesfera es rellena con glicerina, cuyo índice de refracción ($n = 1.4722$ a $\lambda = 589.3$ nm [168]) es cercano al índice de la pieza, por lo que se considera como un elemento con el mismo índice de refracción ($n=1.473$).
3. Con las fibras ópticas transmisora y receptora utilizadas, con los parámetros mencionados en la subsección 6.3.4, y el elemento semiesférico, los parámetros dimensionales y adimensionales de los elementos a ser considerados durante las pruebas son los listados en la Tabla VI.2.

Tabla VI.2. Principales parámetros de los elementos del sensor refractométrico.

Parámetro	Valor
Radio de semiesfera R	30 [mm]
Diámetro de las fibras D	0.980 [mm]
Apertura numérica NA	0.5
Índice de refracción del elemento transductor n_{PMMA}	1.491
Índice de refracción del aire n_{aire}	1.33
Diámetro adimensional ϕ	0.03267

4. Se realizaron ajustes en la instalación en base a lo descrito en la sección de metodología, así como los siguientes ajustes adicionales:
 - Con ayuda de regletas milimétricas y Vernier se realinearon las fibras ópticas con respecto a los ejes X y Y de la semiesfera como se muestran en la Fig. 6.19. Se ajustaron las fibras ópticas a una distancia inicial simétrica de 8 mm con respecto al centro del elemento, esto debido a la estructura de los soportes de las fibras, lo cual, fue considerado como válido, ya que la zona de interés es a partir de $\lambda=0.6$, que para el presente experimento corresponde a valores a partir de 18 mm de separación del eje central de la fibra al centro del transductor. A partir de este punto se comenzaron a desplazar simétricamente las fibras hacia los extremos de la esfera.
5. Se tomaron mediciones de la intensidad recibida variando la distancia de las fibras con una resolución de 0.1 mm y con una señal de entrada triangular de 5Vpp a 100Hz.
6. La gráfica experimental de la Fig. 6.20 muestra los valores promedio de 7 mediciones experimentales para verificar la repetibilidad del comportamiento del sensor. Como se mencionó, la variante en este experimento es el cambio de posición de las fibras receptora y transmisora L simétricamente, que a su vez nos permite obtener el valor de la distancia adimensional λ .
7. Con los valores mencionados para los elementos del sensor se evaluó teóricamente el comportamiento del sensor al realizar el mismo barrido de la distancia adimensional λ y se comparó contra los resultados finales experimentales. Los resultados teóricos y experimentales son mostrados en la Fig. 6.21. En esta gráfica se muestran los valores de transmisión relativa, T^* , en ambos casos. Las desviaciones pueden ser mínimas y pueden ser atribuibles a las posibles fuentes de desviación mencionadas en la sección 6.4. Aún así éstas son aceptables para los fines del presente trabajo.

En la presente aplicación, sólo se utilizará la segunda zona de acoplamiento, pero para fines de análisis y caracterización inicial, se continuó el barrido de las fibras ópticas hasta llegar a los extremos del elemento transductor y ver las demás zonas de acoplamiento (ver capítulo 5).

Resultados del experimento:

Con los resultados obtenidos después de la calibración y ajuste de la instalación experimental se obtuvieron los perfiles de transmisión absoluta T y relativa T^* de la medición del cambio de interfaz PMMA – aire similares a los observados teóricamente, donde se pueden distinguir las zonas de acoplamiento de las fibras ópticas con el elemento transductor óptico, mostrando que tiene una buena respuesta en la zona de acoplamiento de interés para la aplicación deseada.

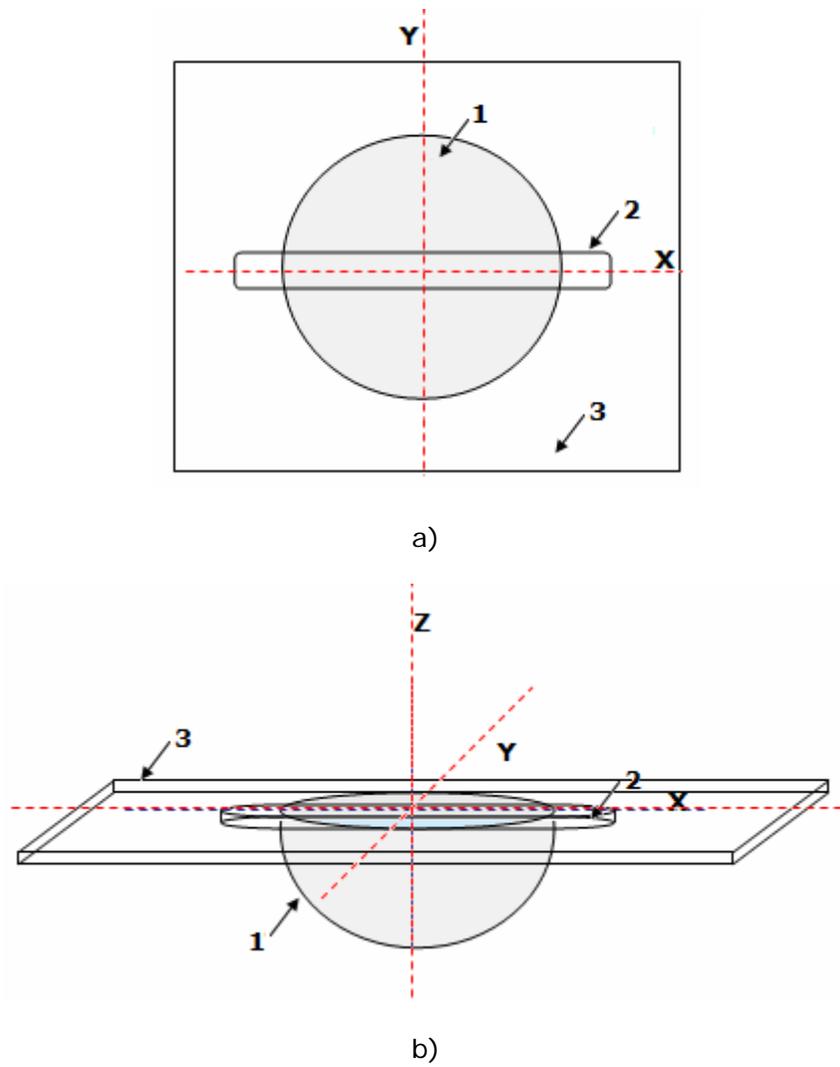


Fig. 6.19. Diagrama de elemento transductor montado en una base. a) Vista superior, b) Vista general en 3D: (1) Elemento transductor; (2) Ranura en placa de soporte; (3) placa de soporte.

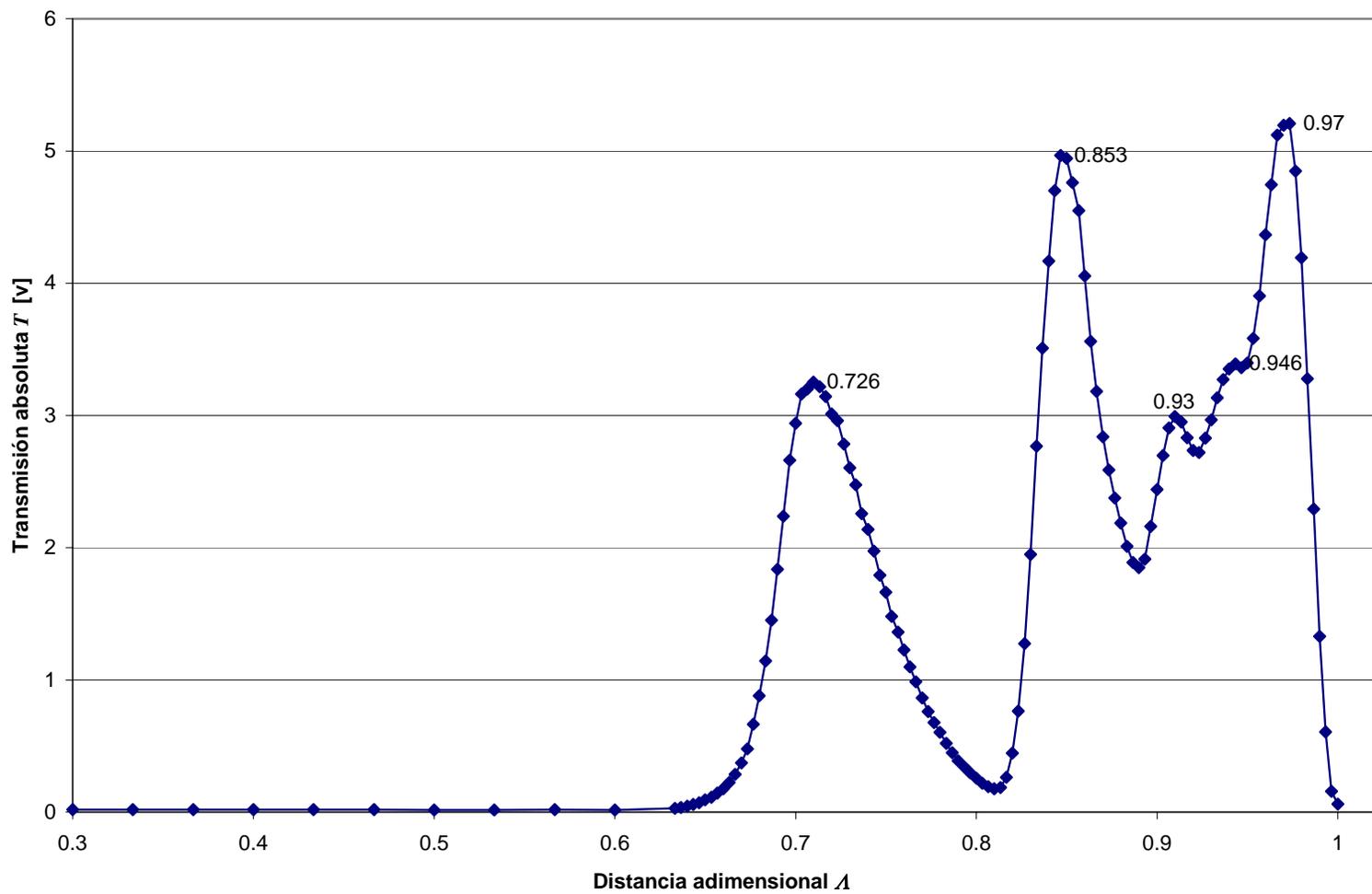


Fig. 6.20. Transmisión absoluta T experimental en aire del sensor con elemento transductor de PMMA de $R = 30$ mm en función de la distancia adimensional, Δ , para $\phi = 0.03267$ y $NA = 0.5$.

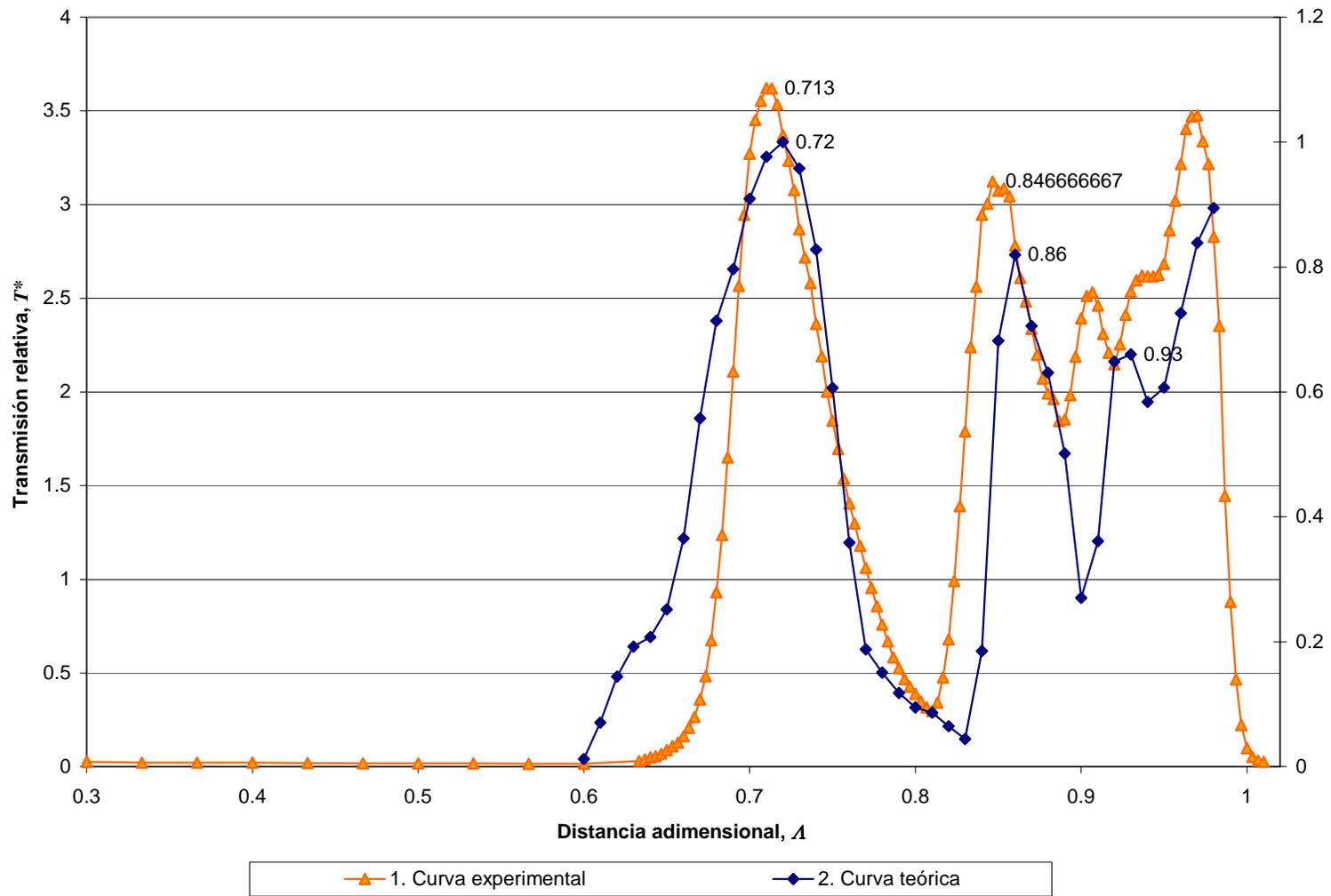


Fig. 6.21. Transmisión relativa teórica y experimental T^* en el aire del sensor con elemento transductor de PMMA de $R = 30$ mm en función de la distancia adimensional λ considerando $\phi = 0.03267$ y $NA = 0.5$

6.5.2.2. Medición de tolerancia transversal en un sensor de semiesfera de 30 mm de radio.

Objetivo: Evaluar el efecto que presenta la alineación de las fibras en el eje transversal Y de la semiesfera.

Descripción del Experimento:

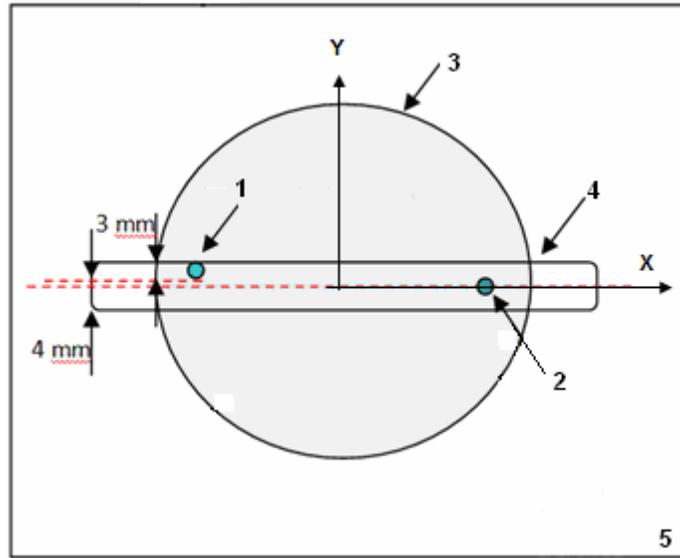
1. En esta prueba se utilizó la configuración de la instalación usada en el experimento anterior, se dejaron ambas fibras en la posición de distancia adimensional $A=0.726$, ya que en esta zona se encontró teóricamente que se puede sensar la presencia o ausencia de los medios externos con índices de refracción n_e del agua destilada y del etilenglicol (y líquidos con índice de refracción n_e en el rango entre éstos) comparado con la presencia de gas, como puede ser el aire.

2. Debido a la estructura de soporte de acrílico con que cuenta este transductor, el cual tiene una ranura de 7 mm de ancho como se muestra en la Fig. 6.22, y por otro lado, considerando que el recubrimiento de la fibra es de 3 mm de diámetro, el rango de movimiento transversal τ que se puede analizar fue de 4 mm. La fibra receptora se colocó pegada a la pared de dicha ranura ($\tau=0$) y se hizo un barrido con la fibra a lo largo de la ranura para determinar el efecto de una desalineación de las fibras. Se tomó el promedio de 7 mediciones para la evaluación del comportamiento del desplazamiento transversal. Los resultados se muestran en la Fig. 6.23.

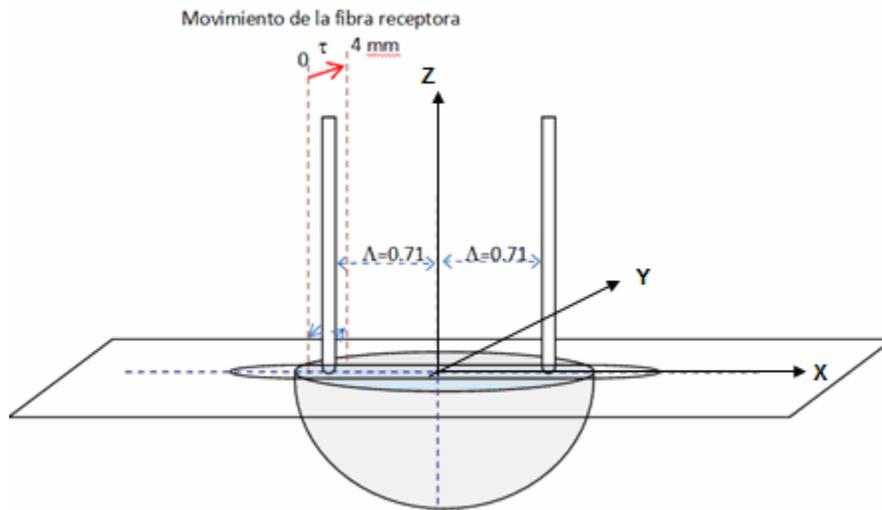
Resultados del experimento:

Los resultados observados mostraron un error en el desplazamiento de 7.5% lo cual se atribuye a varios factores como son la precisión de las mediciones debido a las escalas que se están manejando (décimas de mm), una desviación del ángulo de incidencia de la luz transmitida o recibida debido a la deformación o mal terminado de alguna de las fibras ópticas así como el desacoplamiento de las fibras y el elemento debido a que no son del mismo material pero es permisible para fines de conocimiento de la instalación y calibración de la misma.

Adicionalmente, si consideramos un decremento del 10% en la intensidad de la transmisión relativa T^* del sensor refractométrico, esto permite tener una desviación en el desplazamiento de las fibras de ± 0.3 [mm] y aún así tener una buena referencia del valor de intensidad máximo [V] observado en el sensor a una distancia adimensional $A=0.726$.



a)



b)

Fig. 6.22. Diagrama de prueba de efecto de desplazamiento transversal de la fibra óptica receptora: a) Vista superior, b) Vista general en 3D. (1) Fibra óptica receptora; (2) Fibra óptica transmisora; (3) Elemento transductor; (4) Ranura sobre placa de soporte; (5) Placa de soporte.

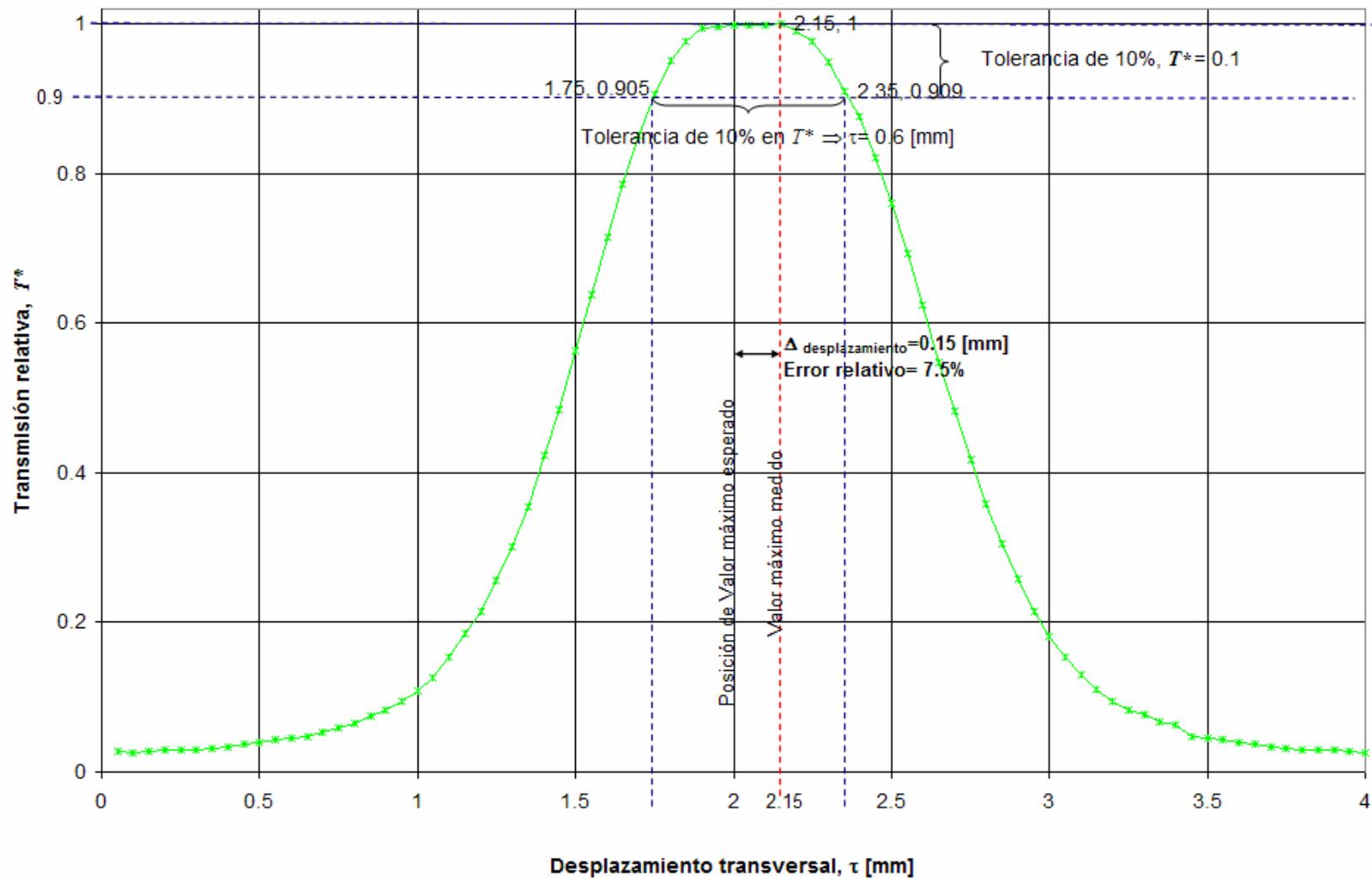


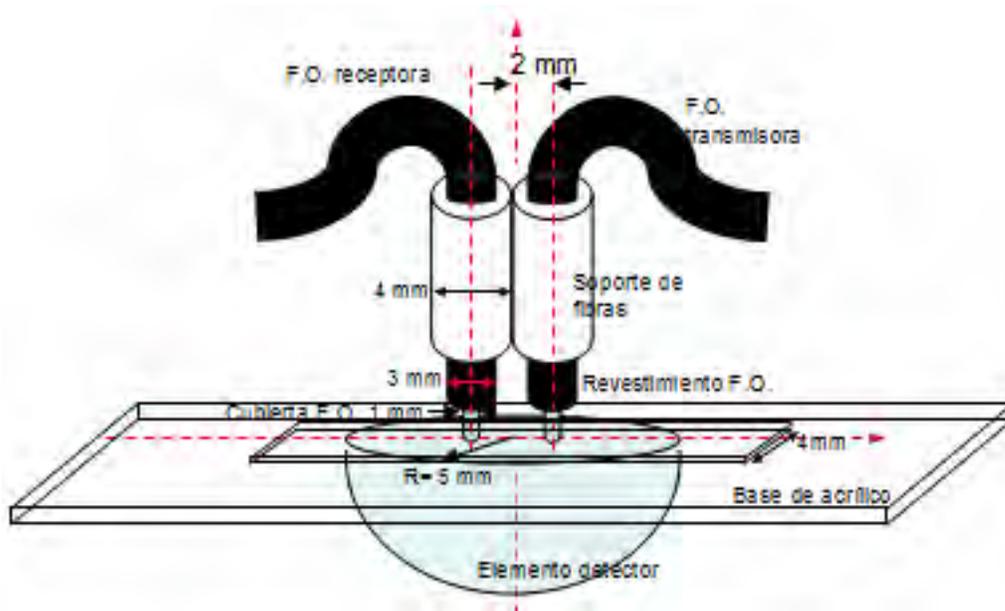
Fig. 6.23. Transmisión relativa experimental T^* en el aire del sensor con elemento detector de $R = 30$ mm en función del desplazamiento transversal τ para $\lambda = 0.726$, con $\Phi = 0.03267$ y $NA = 0.5$.

6.5.2.3. Caracterización de elemento transductor semiesférico de 5 mm de radio (elemento B).

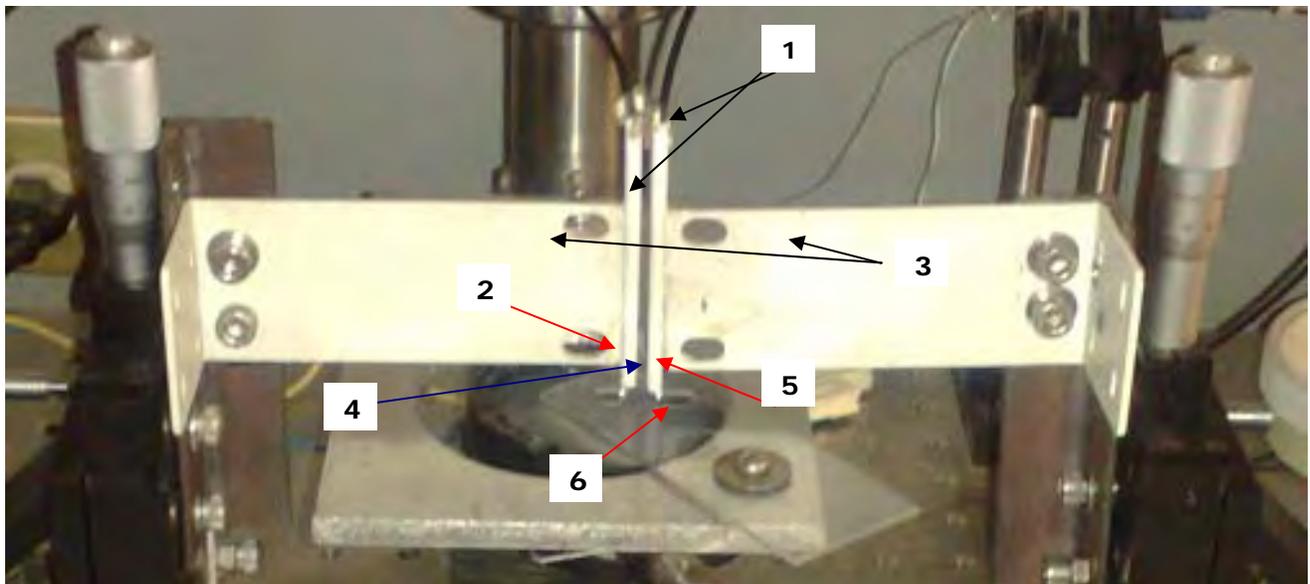
Objetivo: Realizar mediciones del sensor en aire para la caracterización del elemento transductor base para la fabricación de sensores miniatura.

Desarrollo experimental:

1. Se modificó la instalación experimental usada en la subsección anterior a la configuración mostrada en la Fig. 6.8, donde se modificaron los soportes de las fibras ópticas para poder posicionarlas con la menor distancia posible entre el centro del núcleo de cada fibra y el centro del elemento de semiesfera. En este caso, la distancia lograda fue de 2 mm debido a que la fibra en total tiene 1.5 mm de radio considerando del centro al revestimiento de la fibra óptica y 0.5 mm adicionales por el grosor del tubo de soporte de las fibras como se observa en la Fig. 6.24.
2. Se montó un elemento semiesférico de 5 mm de PMMA sin base en una placa de acrílico como en los experimentos anteriores con la diferencia de que en este caso, la ranura de la placa es de 10 mm de ancho, permitiendo que el elemento sólo sea pegado en los extremos para así poder realizar las mediciones sobre toda la superficie de la semiesfera y, como en el caso del soporte del elemento A, también en este caso la longitud de la ranura es mayor al diámetro del elemento transductor, en este caso de 12 mm de longitud, con el fin de evitar afectación en las mediciones por interferencia de la placa de soporte.
3. Las fibras ópticas transmisora y receptora descritas en la sección 6.3.4 fueron puestas en la instalación y acopladas al elemento transductor con una gota de agua destilada para evitar que haya pérdidas por la interfaz fibra-aire-elemento transductor.
4. Se realizó la alineación de los soportes en los tres ejes con ayuda de un medidor de nivel. Debido a las dimensiones del elemento y de las fibras, para evitar errores de posicionamiento por error visual al colocarlas al centro de la semiesfera, se optó por iniciar en los extremos de la esfera, donde, con ayuda de unos lentes de alta graduación se colocaron las fibras en los extremos del elemento con mayor facilidad ya que al tener los extremos de las fibras sin revestimiento, se conoce que estas tienen un radio de 0.49 mm y que se pueden colocar para comenzar las mediciones fuera del elemento o considerando el radio de las fibras ópticas dentro del elemento.
5. Para la alineación de las fibras en el eje transversal se realizó a través de regletas milimétricas y Vernier.
6. Se realizó el experimento tomando el promedio de 7 mediciones del desplazamiento de las fibras para encontrar las distancias a las cuales se encuentran los puntos de acoplamiento en esta configuración. Los resultados se muestran en la Fig. 6.25



a)



b)

Fig. 6.24. Detalles del arreglo experimental: a) Esquema del arreglo; b) Fotografía del mismo arreglo. (1) tubos de soporte de fibras ópticas; (2) Extremo de fibra óptica receptora; (3) Soportes de las fibras ópticas; (4) Elemento transductor; (5) Extremo de fibra óptica transmisora; (6) Placa de soporte ranurada.

7. En la Fig. 6.26 se muestra la comparación de la Transmisión relativa teórica y experimental T^* de esta configuración.
8. Los parámetros dimensionales y adimensionales principales de este sensor se muestran en tabla VI.3.

Tabla VI.3. Principales parámetros de los elementos del sensor refractométrico.

Parámetro	Valor
Radio de semiesfera R	5 [mm]
Diámetro de las fibras D	0.980 [mm]
Apertura numérica NA	0.5
Índice de refracción del elemento transductor n_{PMMA}	1.491
Índice de refracción del aire n_{aire}	1.33
Diámetro adimensional Φ	0.796

Resultados del experimento:

En este experimento se encontró una mayor variación en la segunda zona de acoplamiento a la distancia adimensional $\lambda=0.7$, la cual se puede considerar permisible considerando los valores teóricos detectados (ver capítulo 5). En este caso solo se detectaron dos zonas de acoplamiento lo cual se debe a las dimensiones de nuestro elemento transductor, que, comparado con el elemento A, donde la fibra es aproximadamente 30 veces menor al radio del elemento mientras que en este caso sólo es 5 veces menor, aún así se sigue conservando la posición de la segunda zona de acoplamiento.

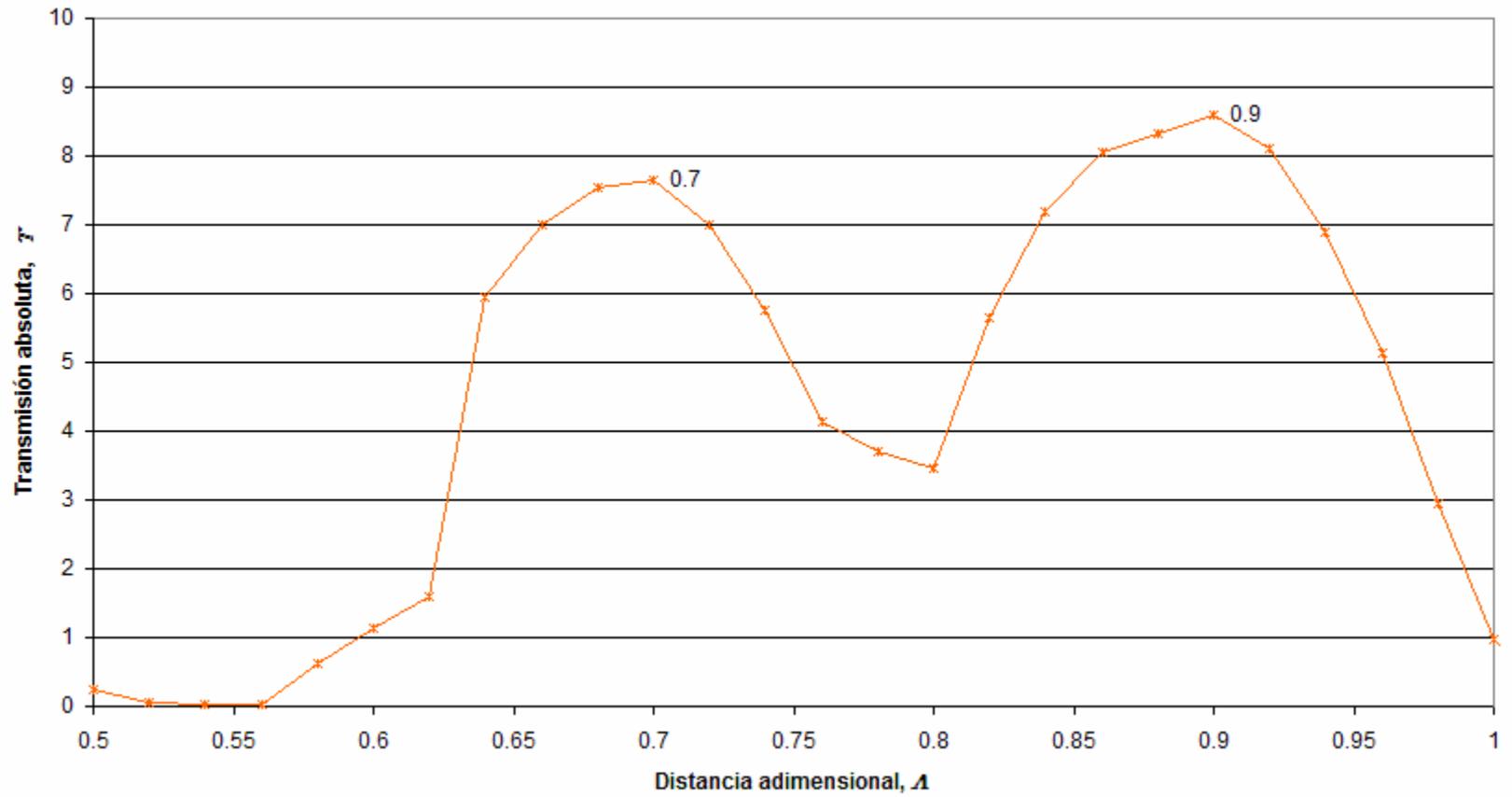


Fig. 6.25. Transmisión absoluta experimental T en el aire del elemento transductor de $R = 5$ mm contra λ con $\phi = 0.196$ y $NA = 0.5$.

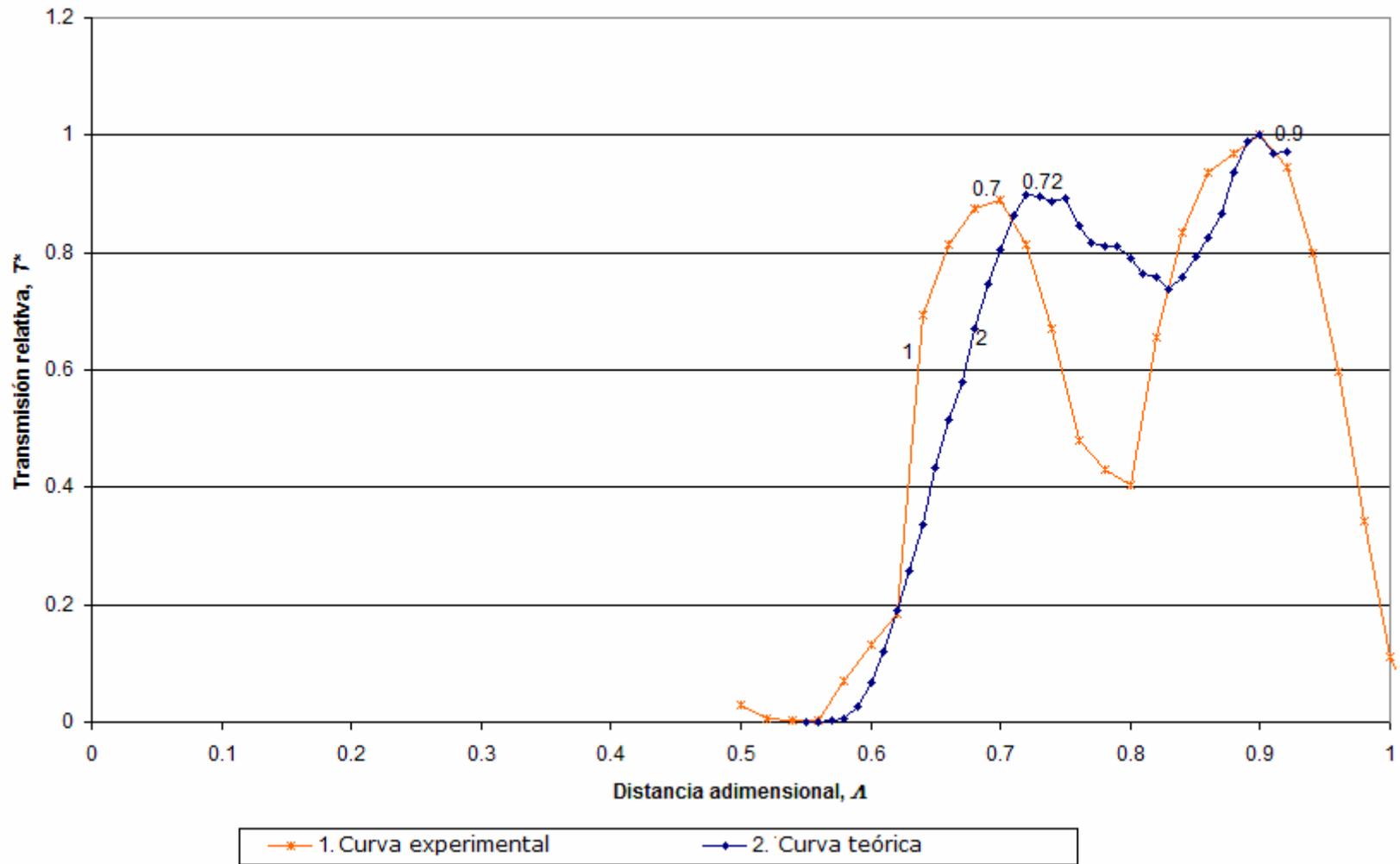


Fig. 6.26. Transmisión relativa experimental y teórica T^* en el aire del elemento transductor de $R = 5$ mm, contra λ con $\phi = 0.196$ y $NA = 0.5$.

6.5.2.4. Medición de tolerancia transversal en un sensor de semiesfera de 5 mm de radio.

Objetivo: Evaluar el efecto que presenta la alineación de las fibras en el eje transversal Y de la semiesfera variando la posición transversal de la fibra óptica receptora.

Descripción del Experimento:

1. En esta prueba se utilizó la configuración de la instalación usada en el experimento anterior, se dejaron ambas fibras en la posición de distancia adimensional $\lambda=0.7$, que fue el punto donde en el experimento anterior se detectó el primer punto de acoplamiento aproximado a los resultados de los análisis teóricos. Se escogió la fibra óptica transversal para ser movida en el eje transversal de la semiesfera (eje Y).

La estructura usada es diferente a la utilizada en el caso del sensor de 30 mm de diámetro, ya que aquí el elemento transductor está pegado en los extremos a la placa de acrílico como se muestra en la figura 6.24 en lugar de sólo tener una ranura sobre la estructura, por lo que en este caso es permisible barrer todo el diámetro del elemento.

2. Se hizo el barrido moviendo la fibra óptica receptora, considerando como distancia transversal 0 la posición en la cual el centro del núcleo de la fibra óptica receptora estaba colocada en el extremo del elemento transductor como se muestra en los diagramas de la Fig. 6.27.

3. En la figura 6.28 se muestra el resultado experimental del promedio de 7 mediciones, el error y el margen de movimiento si se considera una tolerancia de 10%.

Resultados del experimento:

En este caso se obtuvo que una desviación de la posición de la fibra en el eje transversal a la circunferencia puede causar un error del 4% aunque este error aún permite estar dentro de la tolerancia de 10% con respecto al valor máximo de la transmisión relativa, T^* . Con dicho valor aún se puede asegurar que se tiene una transmisión permisible para la detección del aire o gas en el sensor refractométrico.

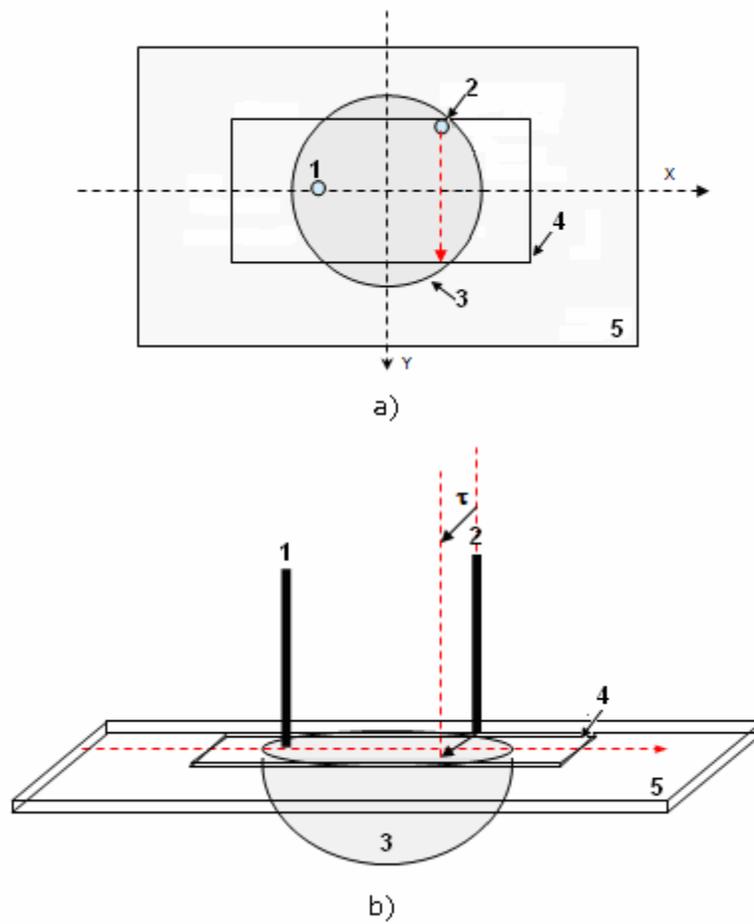


Fig. 6.27. Diagrama del arreglo para el estudio del efecto de desplazamiento transversal de una de las fibras ópticas. (1) Fibra óptica transmisora; (2) fibra óptica receptora; (3) Elemento transductor; (4) Ranura en placa de soporte; (5) Placa de soporte.

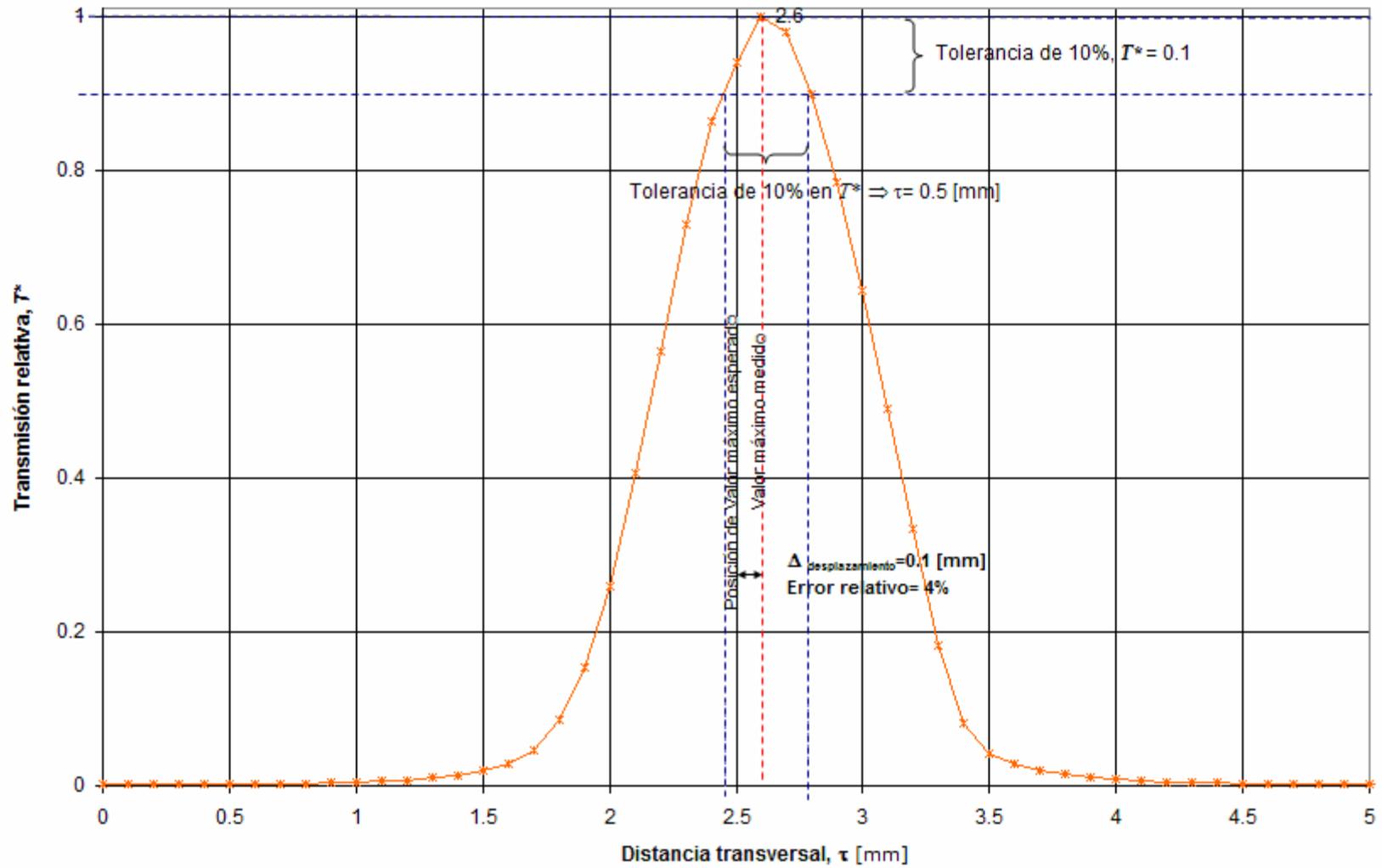


Fig. 6.28. Transmisión relativa experimental T^* en aire del elemento transductor de $R = 5$ mm en función del desplazamiento transversal de la fibra óptica receptora τ con ambas fibras ópticas fijas a $\lambda = 0.70$, con $\phi = 0.196$ y $NA = 0.5$.

6.5.2.5. Medición de tolerancia al mover ambas fibras transversalmente.

Objetivo: Evaluar el efecto que presenta la alineación de las fibras en el eje transversal Y de la semiesfera.

Descripción del Experimento:

1. En esta prueba se utilizó la configuración de la instalación usada en el experimento anterior.
2. La variante de este experimento es el posicionamiento de ambas fibras. Se dejaron a una distancia adimensional en el eje X con respecto al centro de la semiesfera de $\lambda=0.7$ y se recorrieron a un extremo de la semiesfera como se muestra en la figura 6.29.
3. Los resultados de la transmisión absoluta T , debido del barrido de ambas fibras se muestra en la Fig. 6.30.

Resultados del experimento:

Se verificó en la prueba que el desplazamiento de ambas fibras con respecto al eje central del elemento transductor nos produce una disminución del valor máximo de transmisión relativa esperada. En caso de aplicar el criterio de tener una tolerancia de $\pm 10\%$ del máximo valor esperado en la transmisión relativa T^* a la distancia adimensional $\lambda=0.7$ obtenido, es aceptable en la fabricación del sensor y se observó que esto corresponde a un corrimiento de ± 0.3 mm con respecto al centro de la circunferencia del elemento transductor, lo que equivale a un error permisible de desplazamiento de 6%.

6.5.2.6. Medición de respuesta del sensor en diferentes medios.

Objetivo: Evaluar el comportamiento del sensor al estar sumergido en diferentes medios, para los fines del presente trabajo.

Descripción del Experimento:

1. Como se mencionó anteriormente, los medios analizados en el presente experimento fueron el agua destilada y el etilenglicol.
2. En esta prueba se utilizó la configuración de la instalación usada en el experimento anterior, con la variante de que fue ocupado un soporte para muestras y un contenedor para la muestra a ser sensada.

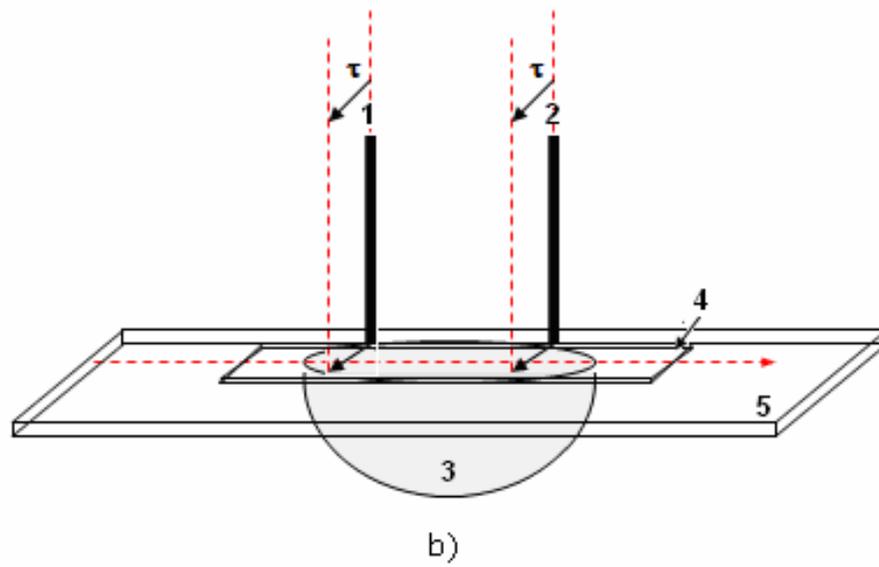
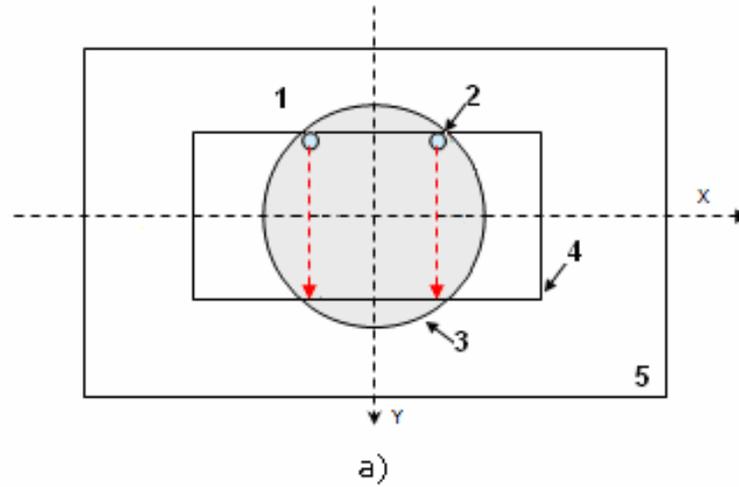


Fig. 6.29. Diagrama del arreglo para el estudio de efecto de desplazamiento transversal de ambas fibras ópticas: (1) Fibra óptica transmisora; (2) Fibra óptica receptora; (3) Elemento transductor; (4) Ranura en placa de soporte; (5) Placa de soporte.

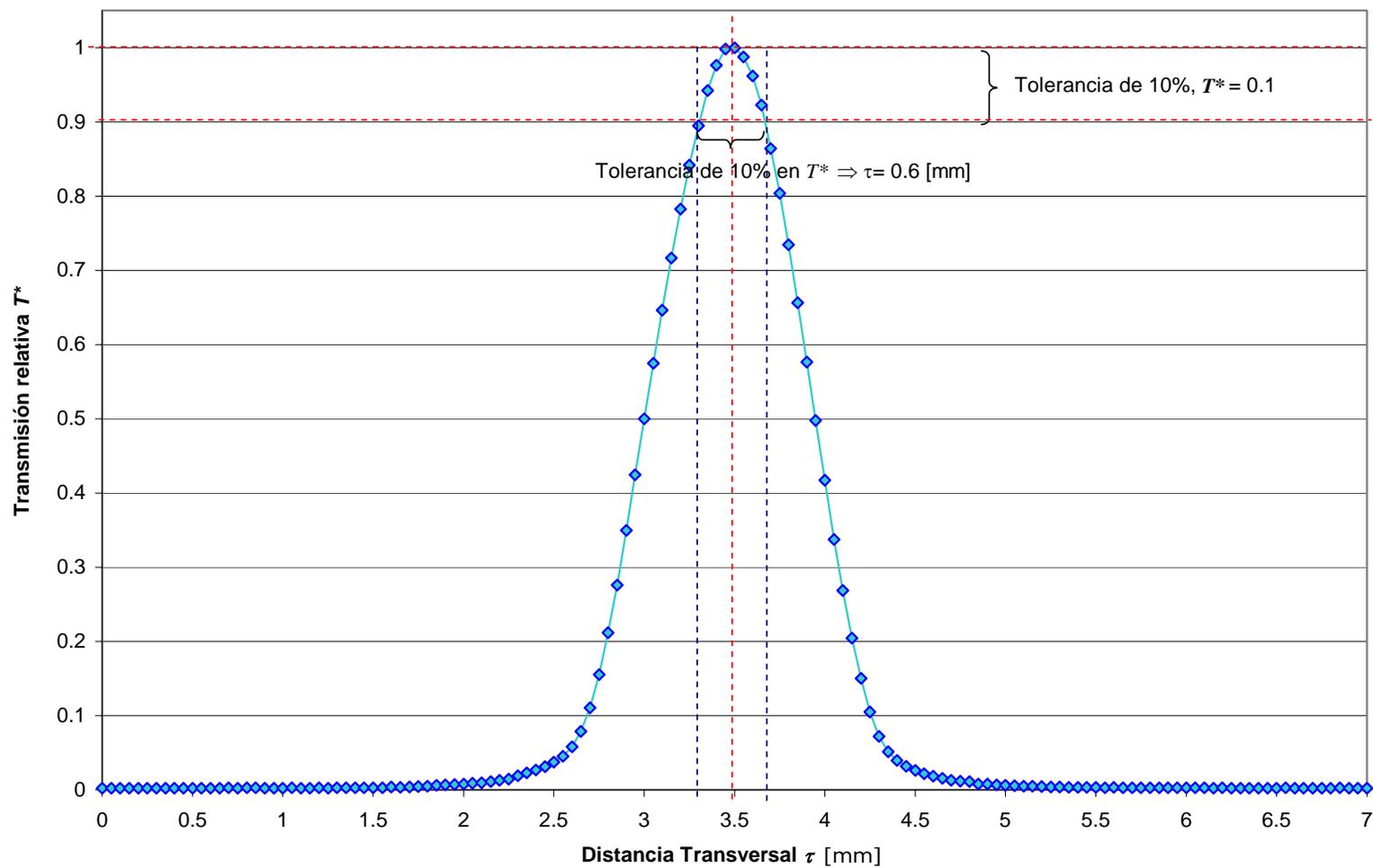


Fig. 6.30. Transmisión relativa experimental T^* en el aire con el elemento transductor de $R = 5$ mm en función del desplazamiento transversal de las fibras ópticas τ con ambas fibras ópticas fijas a $\lambda = 0.70$, con $\phi = 0.196$ y $NA = 0.5$.

3. Se realizó un barrido con las fibras desde los extremos del elemento transductor hasta 2.5 mm de distancia del centro del elemento sobre el eje X .
4. Primero se realizó el barrido sumergiendo el elemento transductor en agua destilada, posteriormente se limpió el elemento y se sumergió en etilenglicol puro. Se tomaron 7 muestras de cada uno de los experimentos mencionados.

Los resultados de ambos experimentos se muestran en la Fig. 6.31 donde también, para fines comparativos se tienen los resultados de la caracterización del sensor en el aire.

Resultados del experimento:

Los resultados fueron consistentes con la teoría (ver capítulo 5) ya que, a medida que el índice de refracción del medio externo n_e aumenta, las zonas de acoplamiento se van recorriendo y para los dos líquidos utilizados, el agua destilada y etilenglicol, no tienen respuesta teórica cercana a $\Delta = 0.7$, con lo que se confirma que esta distancia adimensional es la ideal para fijar las fibras ópticas en el elemento transductor en la fabricación de un sensor refractométrico para la detección de la interfaz aire – gas o aire – MMH.

6.5.2.7. Caracterización de elemento transductor semiesférico de 5 mm de radio (elemento B) con base en aire.

Objetivo: Realizar mediciones del sensor en aire para la caracterización del elemento transductor con la variante de contar con una base, es decir, teniendo el elemento transductor segmentos laterales, el cual será utilizado para la fabricación de elementos detectores independientes, esto con el fin de verificar su comportamiento con respecto al elemento sin base.

Desarrollo experimental:

1. Se realizó todo el proceso que se llevó a cabo en el experimento 6.5.2.3. con la variante de la utilización del elemento transductor con base en aire.
2. El elemento fue montado en una placa de soporte sin ser fijado a ésta, entrando a presión en una ranura circular, con el fin de verificar las condiciones necesarias para la utilización de la instalación para la fabricación de sensores individuales.
3. Como en los experimentos anteriores, se consideró un promedio de 7 muestras para la evaluación de la respuesta del sensor.

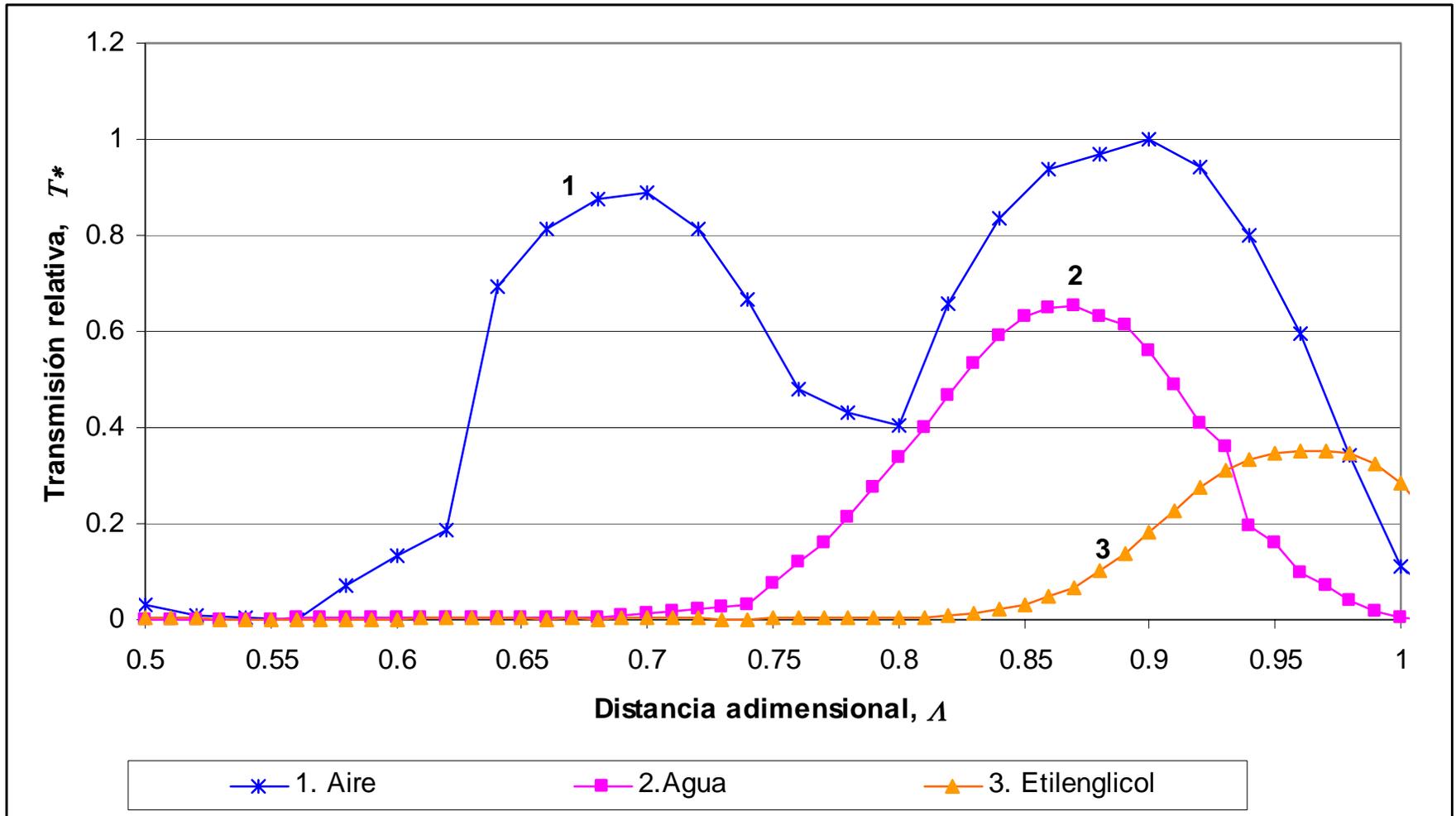


Fig. 6.31. Transmisión relativa experimental T^* del elemento transductor de $R = 5$ mm con $\phi = 0.196$ y $NA = 0.5$ en diferentes medios: (1) Aire, (2) Agua y (3) Etilenglicol.

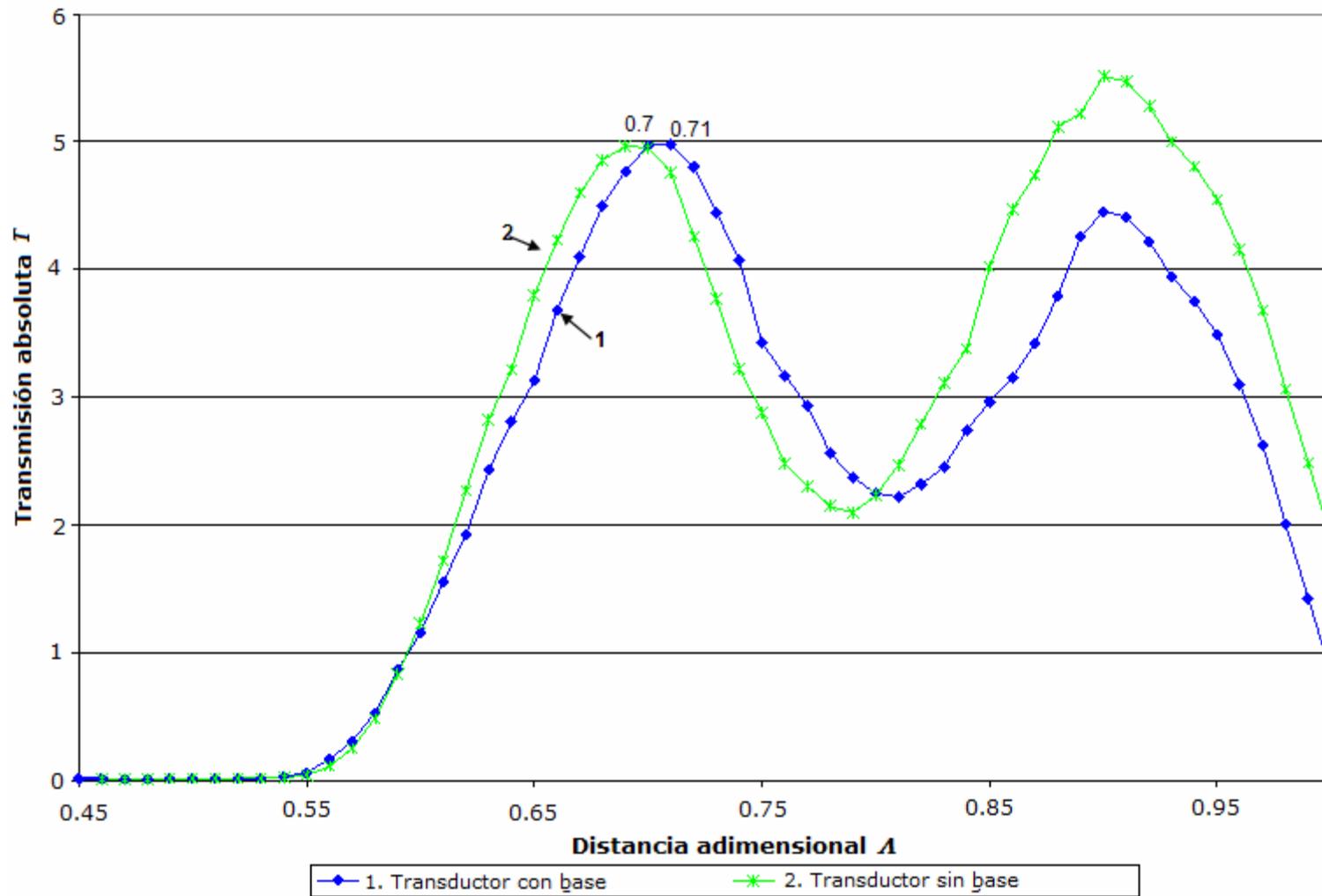


Fig. 6.32. Transmisión absoluta experimental T en el aire con el elemento transductor de $R = 5$ mm en función de la distancia adimensional λ con $\phi = 0.196$ y $NA = 0.5$: (1) Elemento transductor con base (dos segmentos laterales); (2) elemento transductor sin base.

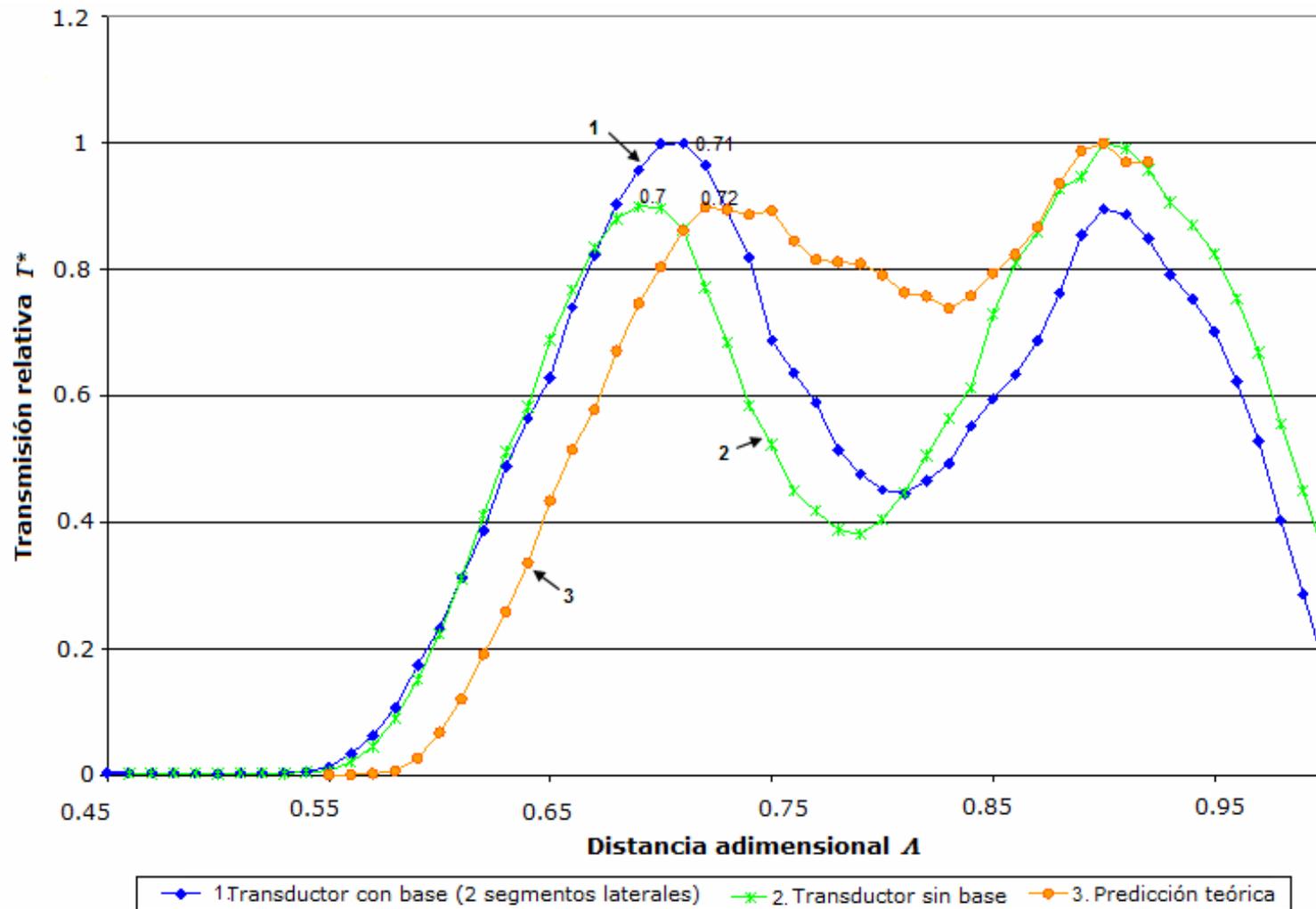


Fig. 6.33. Transmisión relativa experimental y teórica T^* en el aire del transductor de $R = 5$ mm en función de λ con $\phi = 0.196$ y $NA = 0.5$: (1) Elemento transductor con base (2 segmentos laterales); (2) Elemento transductor sin base; (3) Predicción teórica.

4. Se varió la distancia entre las fibras al igual que en el experimento con el elemento B sin base. Los resultados de este experimento se muestran en la Fig. 6.32. Para fines de comparación, se incluyen los resultados del elemento B sin base.
5. En la Fig. 6.33 se muestra la comparación de la Transmisión relativa teórica y experimental T^* de esta configuración con los parámetros principales mencionados en la tabla VI.3.

Resultados del experimento:

En este experimento se encontró que aunque el elemento transductor cuenta con segmentos laterales, no existe afectación en la zona de acoplamiento de interés, siendo más cercano el resultado experimental al teórico que en el caso del elemento transductor sin base. En los resultados obtenidos se observó una desviación en la tercera zona de acoplamiento, pero esta no es de interés para el presente trabajo.

6.6 Comparativo teórico - experimental de la caracterización de los sensores.

Con los valores experimentales de la caracterización de los dos tipos de elementos transductores, el tipo A de 30 mm de radio y el B de 5 mm de radio, y los parámetros principales de los elementos del sensor como son la apertura numérica NA , el diámetro de las fibras ópticas D , el índice de refracción del elemento transductor n_i y del elemento y del medio externo n_e , se realizó una comparación con la simulación matemática del comportamiento del sensor utilizando los mismos parámetros, los cuales, para el elemento A son los mostrados en la Tabla VI.4. y para el elemento B son mostrados en la Tabla VI.5.

Tabla VI.4. Parámetros de entrada principales para simulación teórica del comportamiento del elemento transductor A.

Parámetros	
Ecuación de elemento transductor	$X^2 + y^2 + z^2 - 1 = 0$
Apertura numérica de las fibras, NA	0.5
Diámetro adimensional de las fibras, D	0.03267
Rango de variación de distancia adimensional, Δ	0.6 – 0.98
Índice de refracción de sensor, n	1.474

Tabla VI.5. Parámetros de entrada principales para simulación teórica del comportamiento del elemento transductor B.

Parámetros	
Ecuación de elemento transductor	$X^2 + y^2 + z^2 - 1 = 0$
Apertura numérica de las fibras, NA	0.5
Diámetro adimensional de las fibras, D	0.196
Rango de variación de distancia adimensional, Δ	0.6 – 0.98
Índice de refracción de sensor, n	1.491

6.6.1 Comparativo teórico - práctico de elemento transductor óptico de 30 mm de radio (elemento A)

En este caso se realizó la evaluación sólo para el caso de que el medio externo es aire, que fue la referencia tomada experimentalmente para los ajustes de la instalación y caracterización del sensor como referencia. Se realizó una revisión de las zonas de acoplamiento teóricas del sensor a través de la simulación matemática, las cuales son mostradas en la Tabla IV.6.

Tabla VI.6. Zonas de acoplamiento teóricas con respecto a la distancia adimensional Δ .

Zona de transmisión	Distancia adimensional, Δ .
2	0.72
3	0.86
4	0.93

En la tabla VI.7 se listan los valores que se obtuvieron de modo experimental de las zonas de acoplamiento mostradas en las Figs. 6.19 y 6.20 y, considerando dichos resultados contra los valores teóricos, se calcularon los errores relativos de las posiciones de las zonas de acoplamiento basados en la repetibilidad del experimento con la instalación ya calibrada y sin variar ningún parámetro de la instalación, solamente el movimiento de las fibras en el eje X.

Tabla VI.7. Zonas de transmisión experimentales y su comparación con los valores teóricos como resultado de la repetibilidad del experimento.

Zona de transmisión	Distancia adimensional teórica, Δ_t	Distancia adimensional experimental promedio, Δ_e	Error relativo promedio[%]
2	0.72	0.713	-0.972
3	0.86	0.847	-1.512
4	0.93	0.91	-2.151

Con los resultados obtenidos en el punto de interés para la construcción de los sensores refractométricos de elemento semiesférico que es la segunda zona de acoplamiento teórica, encontramos que se tiene un error en la repetición de las mediciones menor a 1% con lo que aseguramos una repetibilidad de las mediciones dentro de un rango permisible.

6.6.2 Comparativo teórico - práctico de elemento transductor óptico de 5 mm de radio (elemento B)

En la evaluación teórica, debido a las proporciones del radio de la fibra óptica comparado con el radio del elemento transductor, a partir de una distancia adimensional $\Delta=0.92$, ya no da resultados fiables, puesto que parte de la fibra ya no la considera por estar fuera de la circunferencia del elemento transductor. En la Tabla VI.8 se muestran los valores de las zonas de acoplamiento teóricas así como los resultados experimentales y el error relativo calculado.

Tabla VI.8. Zonas de transmisión experimentales y su comparación con los valores teóricos como resultado de la repetibilidad del experimento.

Zona de transmisión	Distancia adimensional teórica, Δ_t	Distancia adimensional experimental promedio, Δ_e	Error relativo promedio[%]
2	0.72	0.7	-2.77
3	0.9	0.9	0

El error promedio obtenido es de aproximadamente 3%, lo que permite considerar que el elemento transductor va a ser útil para la medición de la interfaz de dos medios, ya que las mediciones en este caso son consideradas de tipo discreto y, teniendo en cuenta que las tolerancias comúnmente usadas en la fabricación de elementos son de 10% de error, se puede considerar dentro de márgenes aceptables.

En parte el error detectado puede ser atribuido a la escala de manejo de las distancias, ya que en los experimentos con el elemento B se manejaron variaciones de 0.05 mm, que es el 1% de variación entre mediciones, siendo que en los experimentos realizados con el elemento A se manejaron variaciones de 1 mm (0.03%) debido al tamaño del elemento transductor.

De los análisis anteriores podemos considerar que es factible la fabricación de sensores con elemento transductor de 5 mm de radio para la detección de la interfaz entre un gas y un líquido con índice de refracción $n_e \geq 1.33$.

6.7 Fabricación de sensores refractométricos con elemento transductor semiesférico de metacrilato (PMMA) de 5 mm de radio.

Para las aplicaciones propuestas de medición de interfaz entre un líquido y un gas en un tanque de propelente y la detección de presencia de burbujas de presurizante en las tuberías del subsistema de propulsión que se analizarán en el siguiente capítulo, se fabricaron elementos transductores refractométricos por medio de elementos transductores semiesféricos con base, de 5 mm de radio, como la que se observa en la Fig. 6.5b.

Consideraciones generales para la fabricación:

La metodología utilizada para la determinación de la posición donde se fijaron las fibras ópticas en el elemento transductor es la misma que la utilizada en los experimentos de caracterización de los sensores, así como la instalación utilizada con la variante de que el elemento transductor no es fijado a la placa de soporte, sino que sólo es colocado a presión para la determinación adecuada de la posición en la cual serán fijadas las fibras ópticas al elemento transductor.

Descripción del proceso de fabricación:

1. En este caso el elemento transductor semiesférico fue fabricado haciendo en una barra de PMMA una ranura en su eje central de 3 mm de ancho hasta dejar la punta semiesférica de 5 mm como se muestra en el esquema de la Fig. 6.34.
2. Se prepararon 2 fibras plásticas de PMMA, modelo CD-1000-1 de la compañía Shenzhen Dasheng OptoElectronic Technology Co. Ltd, de 1 metro de longitud preparando perfectamente las caras de las fibras para ser acopladas directamente al elemento transductor, se cortaron y se limaron hasta ver las facetas completamente lisas en el microscopio.

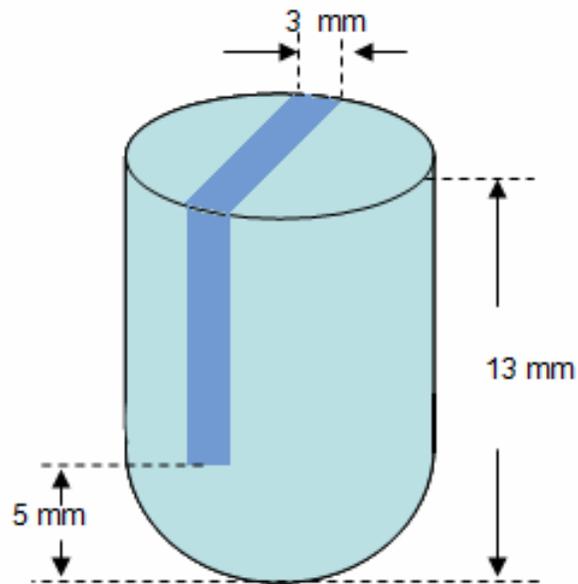


Fig. 6.34. Esquema de la estructura de elemento transductor para fabricación de sensor refractométrico.

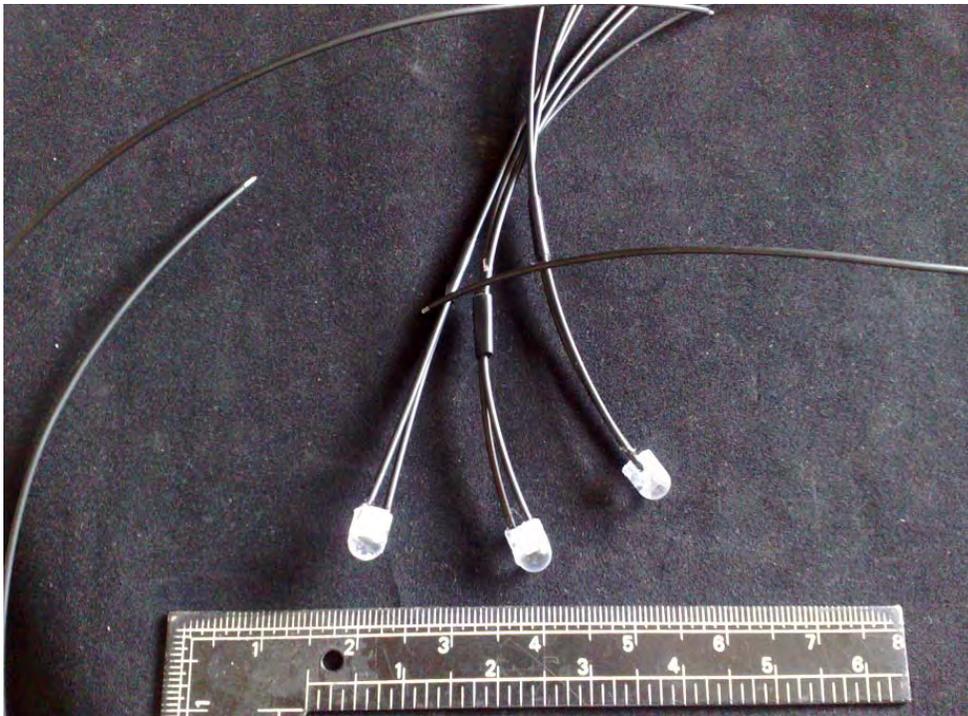


Fig. 6.35. Sensores refractométricos con elemento transductor semiesférico de 5 mm de radio de metacrilato y fibras ópticas del mismo material con apertura numérica NA de 0.5 y diámetro del núcleo de 0.98 mm.

3. Posteriormente se montó el elemento transductor en una base de acrílico preparada para este fin, se montaron las fibras en los soportes de la instalación de pruebas y se caracterizó el sensor en el aire variando la posición de las fibras desde la distancia adimensional de $\lambda=0.65$ hasta $\lambda=0.75$.

4. Una vez que se encontró el valor máximo de intensidad alcanzado, se hizo un barrido discreto transversal en el rango de $\pm 10\%$ que fue definido en la caracterización de éste elemento, para confirmar que las fibras estaban alineadas perfectamente en el eje transversal a la ranura del elemento.

5. Una vez definido el punto de máxima transmisión en la segunda zona de acoplamiento, se procedió a fijar las fibras ópticas al elemento transductor por medio de pegamento para piezas acrílicas AD-CRYL extra (adhesivo tipo cemento – solvente de acrílico).

6. Ya que las facetas de las fibras quedaron fijas al elemento transductor se rellenó la ranura con silicón transparente para fijar las fibras completamente a las paredes de la base del elemento. Las piezas finales se muestran en la Fig. 6.35.

Cada uno de los sensores finales fue caracterizado en base a la medición de los siguientes parámetros:

- a) Transmisión absoluta en el aire T_{aire}
- b) Transmisión absoluta en el agua T_{agua}
- c) Transmisión absoluta en el aire con residuos de agua $T_{aire-agua}$
- d) Transmisión absoluta en el etilenglicol $T_{C_2H_6O_2}$
- e) Transmisión absoluta en el aire con residuos de agua $T_{aire-C_2H_6O_2}$

Los resultados son mostrados en la Tabla VI.9. En las Tablas VI.10a, VI.10b, VI.10c y VI.10d se muestran los análisis de los datos tanto de los valores de transmisión absoluta T como de los valores de transmisión relativa T^* para cada uno de los casos mencionados en los incisos anteriores.

Como se puede observar en la Tabla VI.9, se obtuvieron variaciones en las distancias adimensionales λ lo cual es debido a desviaciones en la fabricación de los elementos transductores, ya que se están realizando de modo sistemático y tratando de evitar cualquier desviación en la fabricación, midiendo todo a través del Vernier, existe la posibilidad de que se haya generado alguna desviación pequeña en las paredes internas del elemento las cuales son difíciles de cuantificar, ya que está entre las paredes laterales con una separación de sólo 3mm. Aún así, con respecto al valor teórico de λ , el error relativo obtenido con el promedio de las mediciones de los sensores fue de 0.48%.

Adicionalmente, esto también puede causar desviaciones en las transmisiones absolutas T obtenidas. Aún así, las diferencias entre los valores obtenidos nos permiten realizar una discriminación adecuada entre agua – gas – etilenglicol como se muestra en las Tablas VI.10, aún considerando el caso en que los sensores hayan sido sumergidos y sacados del medio sin ser limpiados, que es el caso de los datos que se denominaron como medidos con película de agua o etilenglicol.

De los resultados obtenidos se puede observar que aún con una película de líquido sobre el sensor, la diferencia más pequeña registrada en las mediciones fue de 47.9% entre la medición de la respuesta del sensor en el aire y su respuesta después de haber sido sacado del líquido. Por lo anterior se puede considerar que aunque un sensor tenga una menor transmisión absoluta T , se puede determinar adecuadamente la presencia de cambio de medio aire – líquido en el rango de los índices de refracción del medio externo n_e que comprenden el análisis presente que van desde $n_e=1.33$ hasta $n_e=1.433$.

Tabla VI.9. Datos de caracterización de los sensores fabricados.

Sensor	Λ	T_{aire} [V]	T_{agua} [V]	$T_{película\ agua}$ [V]	$T_{etilenglicol}$ [V]	$T_{película\ etilenglicol}$ [V]
1	0.713	6.1033	0.0352	1.3307	0.021	0.4557
2	0.709	6.7997	0.0716	3.5426	0.022	1.9163
3	0.716	6.6662	0.0259	2.4734	0.0217	1.3243
4	0.721	7.4632	0.0344	2.2643	0.0319	1.4443
5	0.717	5.3776	0.0323	1.2344	0.0223	1.5436
μ	0.7152	6.482	0.0399	2.169	0.0238	1.337
σ	0.0045	0.784	0.0182	0.944	0.0046	0.540

Tabla VI.10a. Caracterización y análisis de datos de interfaz aire – agua.

Sensor	T_{aire} [V]	T_{agua} [V]	T^*_{aire}	T^*_{agua}	Diferencia entre medios	Porcentaje de diferencia [%]
1	6.1033	0.0352	1.0000	0.0058	6.0681	99.4235
2	6.7997	0.0716	1.0000	0.0105	6.7281	98.9468
3	6.6662	0.0259	1.0000	0.0039	6.6403	99.6115
4	7.4632	0.0344	1.0000	0.0046	7.4289	99.5394
5	5.3776	0.0323	1.0000	0.0060	5.3452	99.3989
μ	6.4820	0.0399	1.0000	0.0062	6.4421	99.3840
σ	0.7844	0.0181	0.0000	0.0026	0.7807	0.2592

Tabla VI.10b. Caracterización y análisis de datos de interfaz aire – película de agua.

Sensor	T_{aire} [V]	$T_{película\ agua}$ [V]	T^*_{aire}	$T^*_{película\ agua}$	Diferencia entre medios	Porcentaje de diferencia [%]
1	6.1033	1.3307	1.0000	0.2180	4.7726	78.1969
2	6.7997	3.5426	1.0000	0.5210	3.2571	47.9012
3	6.6662	2.4734	1.0000	0.3710	4.1928	62.8959
4	7.4632	2.2643	1.0000	0.3034	5.1990	69.6608
5	5.3776	1.2344	1.0000	0.2295	4.1432	77.0462
μ	6.4820	2.1691	1.0000	0.3346	4.3129	67.1402
σ	0.7844	0.9440	0.0000	0.1240	0.7339	12.3985

Tabla VI.10c. Caracterización y análisis de datos de interfaz aire – etilenglicol.

Sensor	$T_{aire} [V]$	$T_{etilenglicol} [V]$	T^*_{aire}	$T^*_{etilenglicol}$	Diferencia entre medios	Porcentaje de diferencia [%]
1	6.1033	0.0210	1.0000	0.0034	6.0824	99.6567
2	6.7997	0.0220	1.0000	0.0032	6.7777	99.6765
3	6.6662	0.0217	1.0000	0.0033	6.6445	99.6746
4	7.4632	0.0319	1.0000	0.0043	7.4313	99.5726
5	5.3776	0.0223	1.0000	0.0042	5.3552	99.5845
μ	6.4820	0.0238	1.0000	0.0037	6.4582	99.6330
σ	0.7844	0.0046	0.0000	0.0005	0.7813	0.0505

Tabla VI.10d. Caracterización y análisis de datos de interfaz aire – película de etilenglicol.

Sensor	$T_{aire} [V]$	$T_{película etilenglicol} [V]$	T^*_{aire}	$T^*_{película etilenglicol}$	Diferencia entre medios	Porcentaje de diferencia [%]
1	6.1033	0.4557	1.0000	0.0743	5.6743	92.5658
2	6.7997	1.9163	1.0000	0.2741	5.0737	72.5853
3	6.6662	1.3243	1.0000	0.2018	5.2374	79.8180
4	7.4632	1.4443	1.0000	0.1940	6.0000	80.5987
5	5.3776	1.5436	1.0000	0.3007	3.5889	69.9254
μ	6.4820	1.3368	1.0000	0.2072	5.1149	79.0987
σ	0.7844	0.5400	0.0000	0.0881	0.9276	8.8134

Por otro lado, para el caso en el que el sensor estuvo completamente sumergido en el medio externo, el peor caso de diferencia de la transmisión absoluta entre el aire y el medio externo fue de 99.38% (para el caso del agua destilada) por lo que podemos considerar que si tenemos como peor caso esta diferencia y para el caso de la película de líquido sobre sensor el rango de 92.6% a 47.2% tomando en cuenta el mejor y peor caso detectado en ambos medios (mejor en etilenglicol y peor en agua), podemos definir una región de detección de cambio de medio de gas a líquido.

Si consideramos que la transmisión absoluta T caracterizada de cada uno de los sensores en el aire tiene una $\sigma_{aire} = 0.78$, mientras que para la caracterización de los sensores en etilenglicol y en agua son de $\sigma_{etilenglicol} = 0.0046$ y $\sigma_{agua} = 0.018$, se puede definir que, del valor caracterizado del sensor a utilizarse en mediciones de medios externos distintos a un gas (en este caso, aire) se puede definir que considerando una tolerancia del 2% como peor caso en la desviación de las mediciones, es posible discriminar adecuadamente la presencia del medio externo ya que se está tomando tanto la desviación estándar de las mediciones como el porcentaje de diferencia entre los medios dentro de este rango de aceptación de los resultados, mientras que para la detección de sólo gas, se puede considerar como válida una tolerancia que permita determinar que no se trata de la presencia del medio externo líquido, sino que se trata de una película de éste medio sobre el sensor, lo cual se presentó a partir del 92.6 % al 47.2 % del valor de la transmisión absoluta en el aire T .

Por lo que se puede definir que aún con los errores de fabricación detectados que originaron las desviaciones entre los resultados de caracterización de cada uno de los sensores, se pueden utilizar éstos para mediciones experimentales como se describirá en el siguiente capítulo.

6.8 Conclusiones

1. Se fabricó y se caracterizó un elemento transductor óptico a gran escala de vidrio y posteriormente se fabricó y se caracterizó otro tipo de elemento transductor óptico de menor escala de metacrilato (PMMA). Para el primer caso fue un proceso de fabricación más sencillo ya que se trató de una pieza de manejo relativamente fácil que requirió ser cortada.
2. Para el caso de los elementos de PMMA fue un proceso de fabricación más laborioso, se realizaron distintas pruebas para su generación aplicando diferentes métodos con materiales y herramientas para la formación y pulido del elemento hasta llegar al proceso descrito en éste capítulo logrando obtener los elementos semiesféricos totalmente adecuados para los fines de este trabajo .
3. Se diseñó e implementó una instalación experimental para la caracterización de los sensores refractométricos, permitiendo una modificación relativamente sencilla de los parámetros que se definieron como variables dentro de el análisis realizado; más específicamente, el posicionamiento en los tres ejes de las fibras ópticas sobre el elemento transductor, el ajuste de la distancia entre la fuente de luz y la faceta de la fibra óptica transmisora para el ajuste de la intensidad de la señal de prueba, así como los elementos de medición adecuados.
4. Se logró definir, después de varias pruebas y comparación con las predicciones teóricas conocidas del comportamiento de sensores refractométricos semiesféricos, la metodología y requerimientos para la realización de mediciones experimentales confiables y repetibles.
5. Se obtuvo una gran cantidad de datos experimentales tanto para el elemento de vidrio como el de PMMA, los resultados experimentales mostraron una buena correlación con los resultados teóricos, dando como resultado valores de diferencia menores a 10% en la zona de transmisión del elemento transductor.
6. Se comprobó que, con las desviaciones de las dimensiones detectadas en la fabricación de cada uno de los elementos, teniendo una desviación estándar de la intensidad máxima medida, en la segunda zona de transmisión del sensor fue de $\sigma_{aire} = 0.78$ para un grupo muestral de 5 elementos. En las mediciones en la segunda zona de de transmisión del sensor, los medios externos de agua destilada y etilenglicol tuvieron desviaciones estándar obtenidas experimentalmente mucho menores, de $\sigma_{agua} = 0.018$ y $\sigma_{etilenglicol} = 0.0046$. la respuesta del sensor fue suficientemente grande para poder detectar el cambio de medio externo de una manera confiable.
7. Con estas características, los sensores objeto del presente estudio son viables para aplicaciones que se consideran en este trabajo.

CAPITULO 7. APLICACIÓN DE SENSORES REFRACTOMETRICOS EN LA MEDICIÓN DE PROPELENTE

7.1 Introducción

En los satélites uno de los parámetros que es difícil de medir, es el contenido de propelente en los tanques. Los métodos actuales de medición son indirectos que se basan en la temperatura, la presión y el volumen de dichas sustancias.

Otro de los factores de riesgo en una misión satelital es la salida a las líneas de propelente del gas presurizante, lo cual, durante la ejecución de disparos de impulsores puede causar que, al salir sólo gas en uno de los impulsores, se produzca un torque distinto al deseado y esto pueda llevar hasta la pérdida de orientación del satélite.

Hasta el momento en la literatura no hay propuestas de instalación de sensores en las líneas del subsistema de propulsión para la detección de burbujas de gas en éstas ni el uso de sensores ópticos en satélites para su uso en subsistemas de propulsión para la medición de cantidad de propelente.

En el presente capítulo se describen las propuestas de aplicación de sensores ópticos refractométricos en la medición de nivel de líquidos para su aplicación en medición de propelente en tanques de combustible, así como la medición de detección de burbujas de gas en el flujo de propelente en tuberías, esto para la aplicación en tuberías del subsistema de propulsión de los satélites. Las propuestas se complementan con los respectivos experimentos.

7.2 Sensores refractométricos para la detección de interfaz entre el gas y el líquido en un tanque

Una de las aplicaciones propuestas para los sensores refractométricos de elemento transductor óptico semiesférico es la medición de nivel de propelente en tanques a través de la medición de interfaz líquido – gas.

Para verificar el funcionamiento del sensor refractométrico en esta aplicación, se realizaron pruebas experimentales sobre la identificación de posición de la interfaz líquido – gas con el presente sensor. En este caso fueron las interfaces de aire – agua y aire – etilenglicol.

7.2.1 Descripción de la instalación experimental y metodología de de los experimentos

Para la realización de los experimentos mencionados se requirió de la implementación de un sistema que permitiera variación de la posición del nivel de líquido en un tanque, para esto se realizaron los siguientes pasos:

1. Se fabricó una barra de acero inoxidable de 20 cm de largo como soporte de 2 sensores refractométricos de $R=5$ mm cada uno. Los dos sensores fueron colocados dentro de un recipiente de PVC de capacidad de 1 litro. Esta barra fue perforada para colocar los dos sensores sobre línea central de la barra con una separación vertical de 1 mm entre los sensores, como se muestra en la Fig. 7.1.
2. Se fijaron dos elementos transductores refractométricos a la barra con silicón dejando las semiesferas alineadas verticalmente como se muestra en la Fig. 7.2 con el fin de medir el efecto del cambio de interfaz.
3. Se utilizaron como fuentes de luz dos LEDs infrarrojos con las características mencionadas en el capítulo 6. Se fabricaron dos placas de acrílico para colocar las dos fibras ópticas transmisoras de los sensores de prueba y para colocar los LEDs, de tal modo que las fibras ópticas y los LEDs quedaran alineados entre sí como se muestra en la Fig. 7.2.
4. Se midió la equivalencia de altura de líquido dentro del recipiente de PVC contra su volumen, con lo que se obtuvo que 5 ml de líquido corresponden a 1 mm de variación de nivel (interfaz).

7.2.2 Medición de interfaz gas - agua destilada

Objetivo: evaluar el funcionamiento de sensores refractométricos de elemento de detección semiesférico en la detección de interfaz entre el gas y el líquido en un tanque. En este caso, fueron realizadas las pruebas experimentales con agua destilada.

Descripción del experimento:

Utilizando la instalación mencionada anteriormente se realizó el siguiente procedimiento:

1. Se llenó el recipiente de PVC a una altura de 90 mm (440 ml), antes de que el agua tocara el primer sensor (sensor 1).
2. Se fue adicionando a través de una pipeta graduada de 10 ml, agua destilada dentro del recipiente logrando un incremento de líquido L (Fig. 7.3). Se tomaron mediciones del incremento de agua L_{agua} dentro del recipiente hasta tapar por completo los dos sensores (primero el sensor 1 y después el sensor 2) para medir su respuesta ante el cambio de medio en 115 mm (568.5 ml).
3. Se llevaron a cabo las pruebas. Los resultados se muestran en las Figs. 7.4 y 7.5.

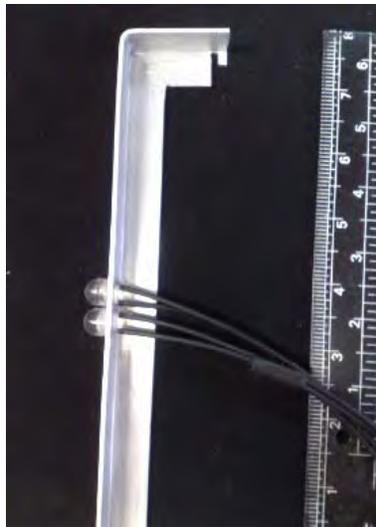
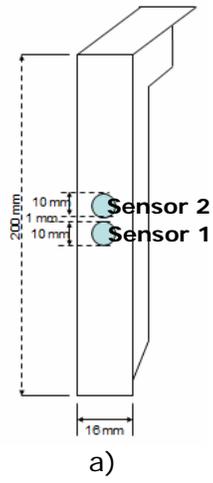
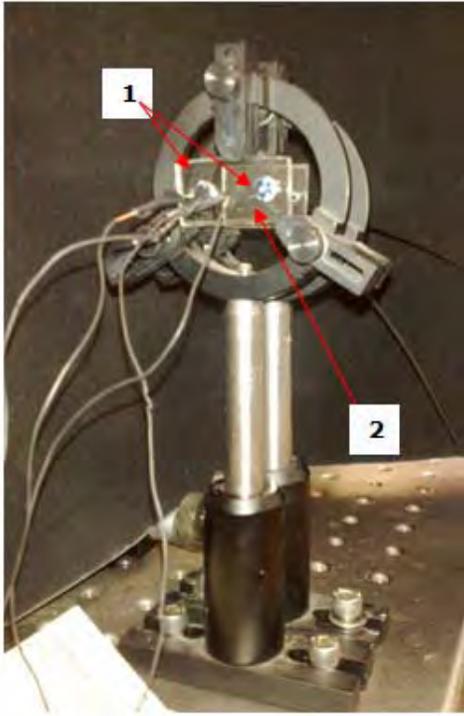


Fig. 7.1. Soporte de sensores para medición de presencia de líquidos. a) Diagrama esquemático de elemento. b) Foto de montaje de elementos. c) imagen transversal de los elementos montados en la barra de acero inoxidable.



a)



b)

Fig. 7.2. Imágenes de montaje de LEDs y fibras ópticas transmisoras. a) Soporte de LEDs: (1) LEDs infrarrojos, (2) Placa de acrílico para soporte de LEDs. b) Soporte de fibras ópticas (1) Fibras ópticas transmisoras, (2) placa de acrílico de soporte de fibras.



a)



b)



c)

Fig. 7.3. Proceso de medición de presencia de líquidos. a) Medición de correspondencia de cantidad de líquido en mililitros por desplazamiento de altura en milímetros. b) Estado inicial de la medición, ambos sensores descubiertos. c) Medición intermedia con el primer sensor completamente cubierto y el segundo sensor tocado por el líquido.

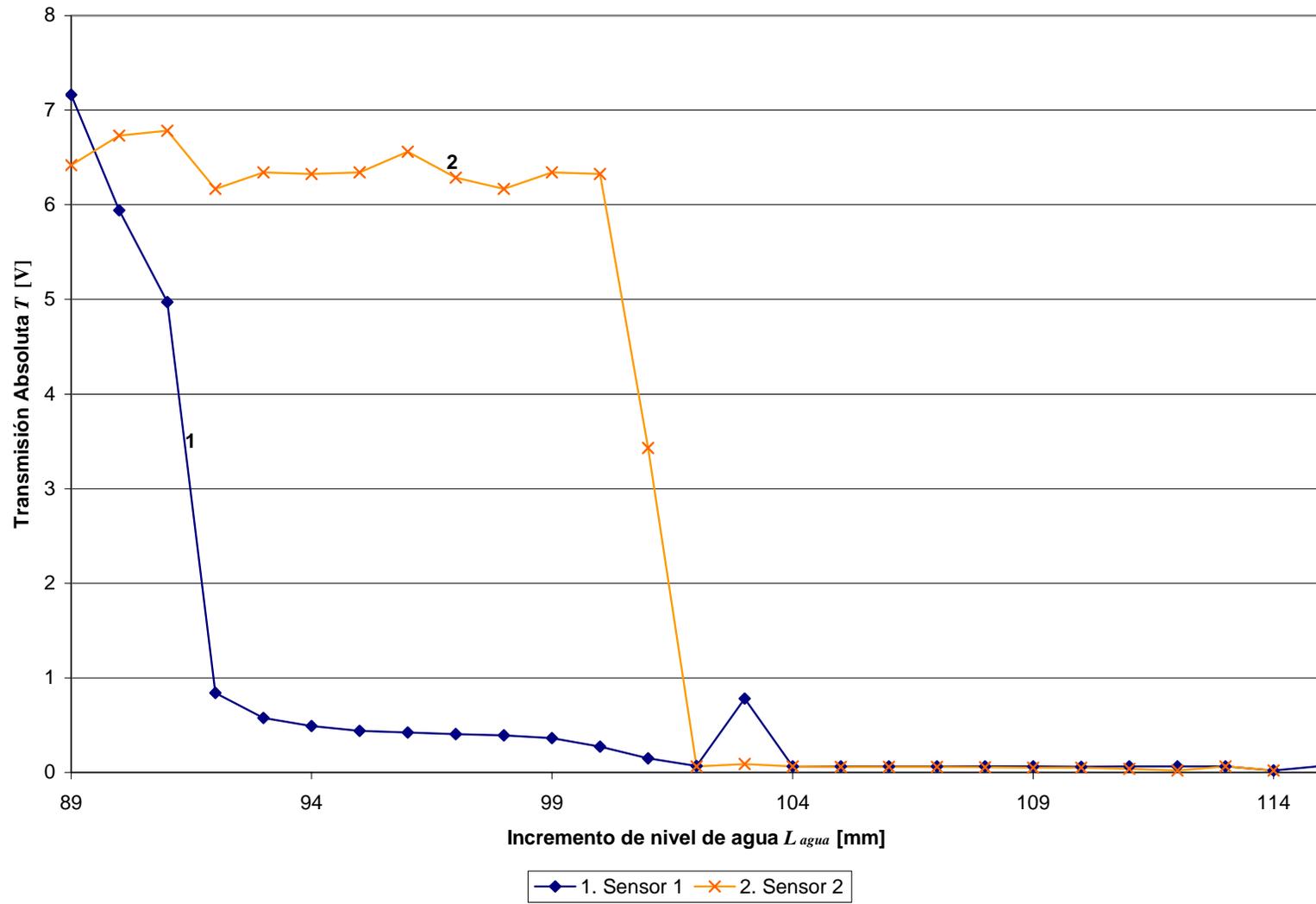


Fig. 7.4. Transmisión absoluta experimental en función del incremento de nivel de agua en un tanque. (1) Transmisión absoluta T Sensor 1. (2) Transmisión absoluta T Sensor 2.

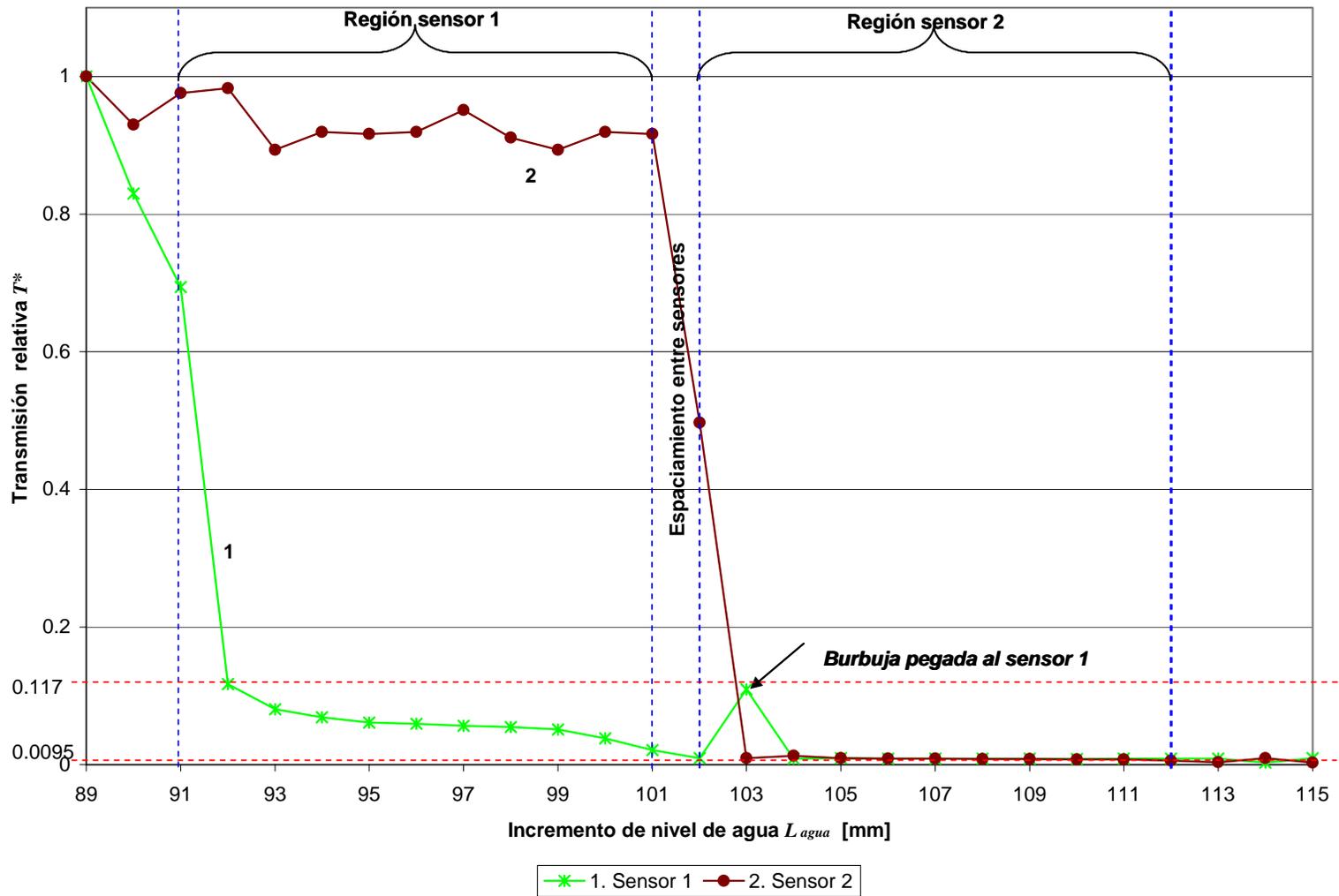


Fig. 7.5. Transmisión relativa experimental T^* con respecto al incremento de nivel de agua en un tanque. (1) Transmisión absoluta T Sensor 1. (2) Transmisión absoluta T Sensor 2

Resultados del experimento:

Se observó que conforme se va cubriendo el sensor con el líquido, el valor de transmisión absoluta disminuye abruptamente una vez que es cubierto más del primer milímetro del sensor. En este caso, en el primer sensor se observó una disminución del 88% con respecto al valor inicial de transmisión relativa $T^*_{s_1}$. Una vez que el agua cubrió el primer milímetro del segundo sensor (sensor montado en la parte superior de la barra), la transmisión relativa $T^*_{s_2}$ disminuyó un 99%.

Durante este experimento se encontró que hay dos factores que afectan a la detección de interfaz entre el gas y líquido. Estos son, la formación de películas residuales de líquido en los sensores y la formación de pequeñas burbujas de gas pegadas al elemento transductor.

Aún con las dos afectaciones mencionadas, se puede determinar que, mientras la transmisión relativa de un elemento transductor no sea menor al 80% de su valor máximo, éste no está siendo tocado por un líquido. En promedio, en los presentes experimentos, se obtuvo que la diferencia en transmisión relativa fue de 88% con el cambio de medio circúndate de gas a líquido y viceversa.

Por lo anterior, sí es posible la utilización de los sensores refractométricos de semiesfera de $R=5$ mm como detectores de interfaz entre un líquido de índice de refracción $n_{externo} = 1.33$ y el gas.

7.2.3 Medición de interfaz gas - etilenglicol

Objetivo: evaluar el funcionamiento de sensores refractométricos de elemento de detección semiesférico en la medición discreta de presencia de líquidos, que en este caso es el etilenglicol.

Descripción del experimento:

1. Se llenó el recipiente con etilenglicol a la altura de 90 cm.
2. El etilenglicol fue adicionado a través de una jeringa graduada de 5 ml dentro del recipiente, esto para evitar contacto de etilenglicol con la piel. Se tomaron mediciones del incremento de nivel de etilenglicol (cada milímetro) para ver la respuesta de cada uno de los sensores hasta que se taparon los dos sensores (en 115 mm ó 568.5 ml). Los resultados se muestran en las Figs. 7.6 y 7.7.

Resultados del experimento:

Para el primer sensor, después de que fue mojado el primer milímetro de éste, se observaron valores por debajo del 91% del valor máximo de transmisión relativa $T^*_{s_1}$. Para el sensor 2, la transmisión relativa $T^*_{s_2}$ fue de 99% del valor máximo.

Con esto podemos denotar que es posible distinguir la interfaz entre el medio líquido, en este caso el etilenglicol y gas (aire) por lo que también es aplicable para la medición de presencia de líquido.

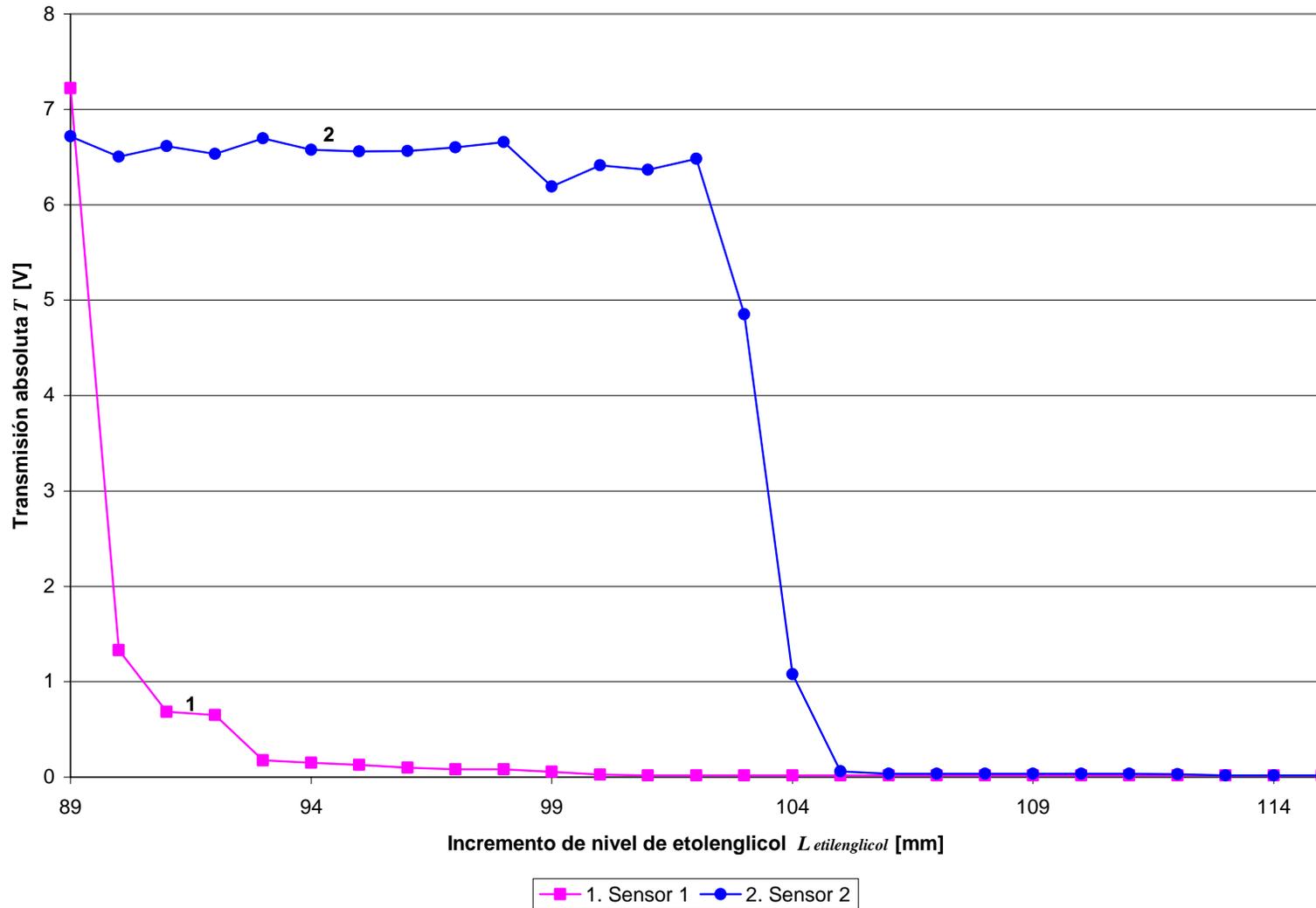


Fig. 7.6. Transmisión absoluta experimental en función del incremento de nivel de etilenglicol en un tanque. (1) Transmisión absoluta T Sensor 1. (2) Transmisión absoluta T Sensor 2.

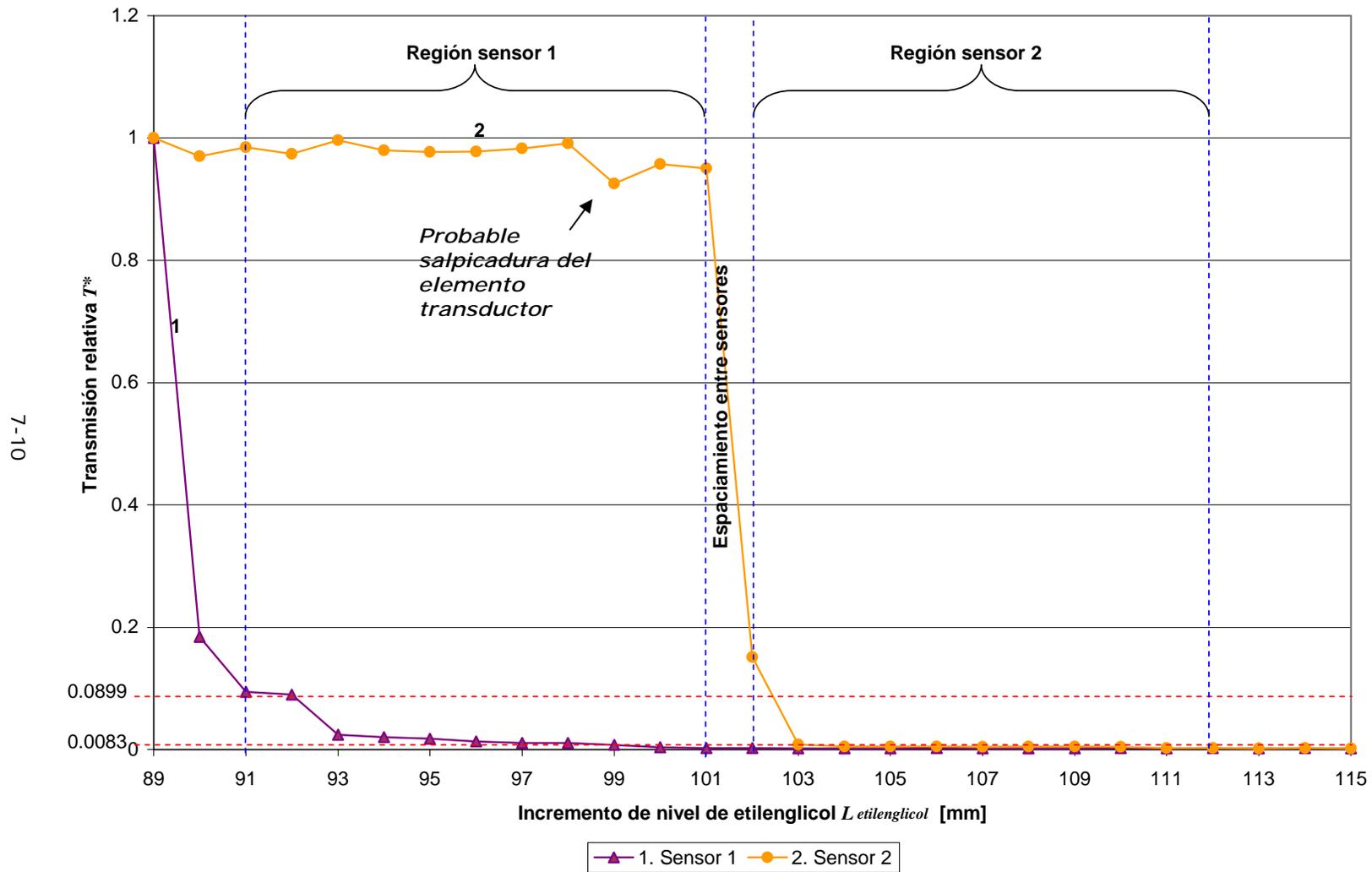


Fig. 7.7. Respuesta de los sensores al incremento de nivel de agua en un tanque. (1) Transmisión absoluta T Sensor 1. (2) Transmisión absoluta T Sensor 2.

7.2.4 Medición de interfaz gas – LH2

El diseño del sensor para LH2 realizado en la sección 5.2.2 fue verificado experimentalmente. Las respectivas pruebas fueron realizadas en instalaciones externas, en virtud del peligro que presenta el manejo de LH2. Los resultados experimentales se presentan en las Figs. 7.8 a 7.10 conjuntamente con las predicciones teóricas (ver sección 5.2.5), esto para poder comparar los resultados teóricos y experimentales.

De los datos de las Figs. 7.8 a 7.10 se puede concluir que el presente sensor puede ser ocupado para la medición de LH2, aunque la diferencia entre las características teóricas y experimentales en este caso es más grande que en el sensor para MMH. La probable causa de esta diferencia consiste en que los valores del índice refractivo de los materiales ocupados en las simulaciones no corresponden a su valor real a bajas temperaturas.

7.3 Sensores refractométricos para la detección de burbujas de gas en fluidos en tuberías

Otra de las aplicaciones propuestas para los presentes sensores refractométricos, es la ocupación de éstos dentro de una tubería. La configuración sugerida es la inserción de los elementos transductores en la tubería.

En esta aplicación se pretende detectar la presencia de burbujas de gas en el medio líquido. Esto para poder tomar acciones pertinentes cuando una burbuja entra en la tubería que conecta el tanque y el impulsor, para evitar un desbalance en el torque producido por el arreglo de impulsores cuando se presente una burbuja en sólo uno de éstos. El desbalance en el torque puede originar errores en la maniobra hasta el grado de poder mover al satélite en una dirección no adecuada.

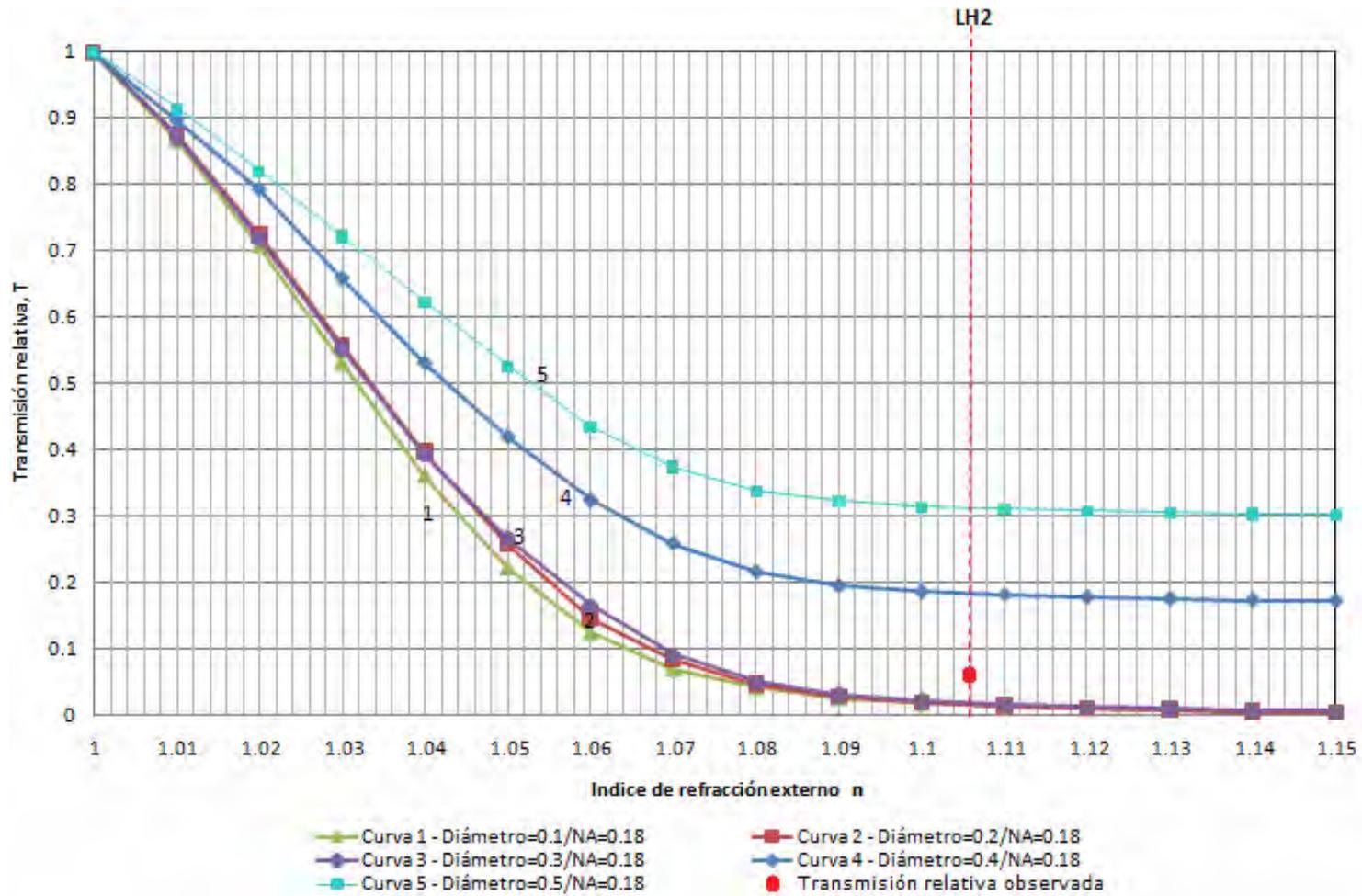


Fig. 7.8. (●) – Transmisión relativa observada T^* para $n_{LH2}=0.106$, $NA=0.18$, $\lambda=0.707$ y Transmisión relativa teórica T^* contra índice refractivo externo n para $\lambda=0.707$ y varios diámetros adimensionales de las fibras ópticas Φ y aperturas numéricas NA : (1) $\Phi=0.1$, $NA=0.2$; (2) $\Phi=0.3$, $NA=0.2$; (3) $\Phi=0.3$, $NA=0.4$; (4) $\Phi=0.5$, $NA=0.2$ y (5) $\Phi=0.5$, $NA=0.4$.

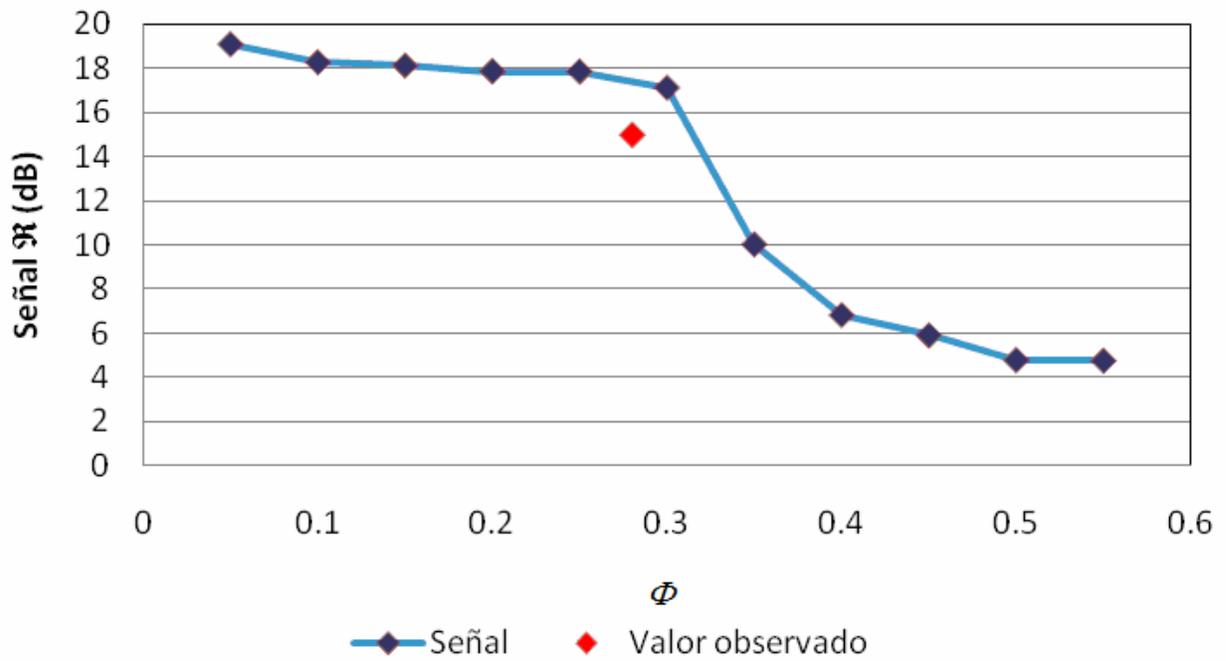


Fig. 7.9. Señal teórica y valor observado experimentalmente \mathcal{R} contra el diámetro adimensional Φ para el parámetro óptimo $\lambda=0.707$ y una apertura numérica $NA=0.18$.

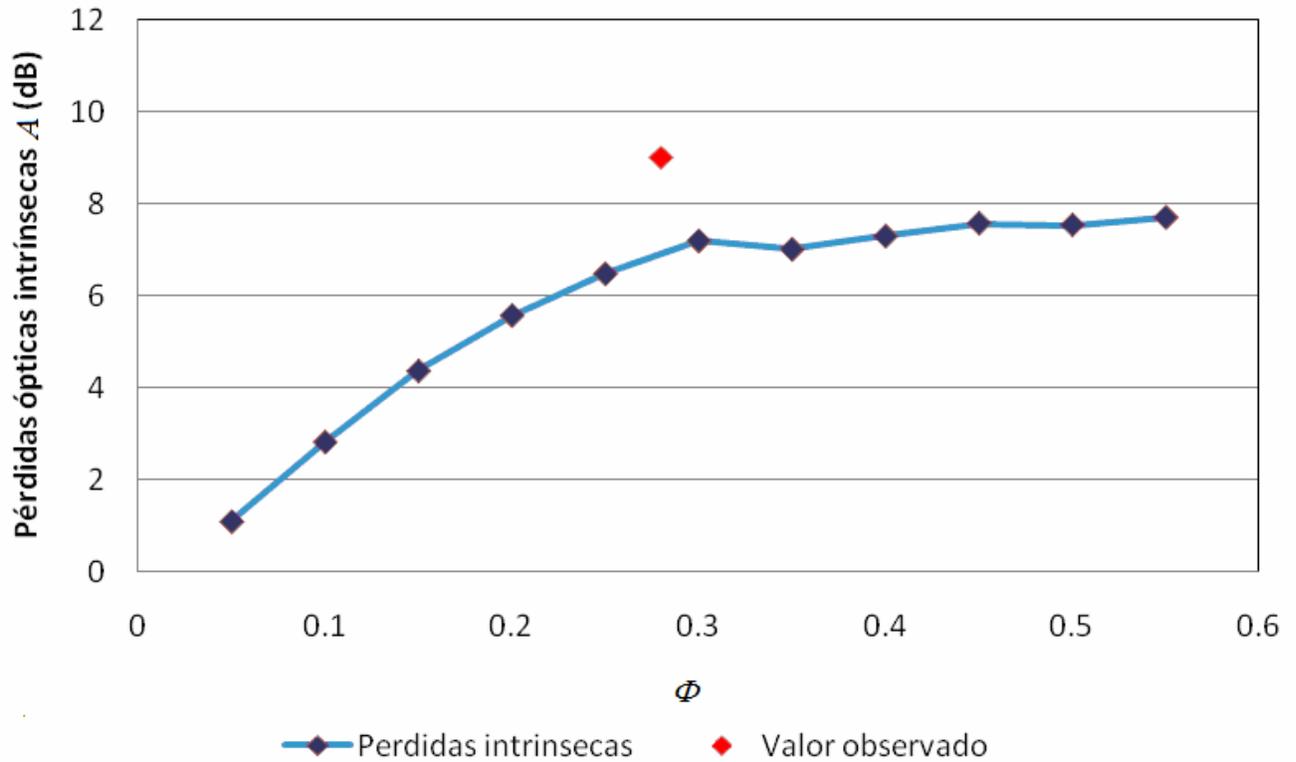


Fig. 7.10 Pérdidas ópticas intrínsecas \mathcal{A} teóricas y valor observado experimental contra el diámetro adimensional Φ para el parámetro óptimo $\lambda=0.707$ y $NA=0.18$.

7.3.1 Descripción de la instalación y metodología del experimento

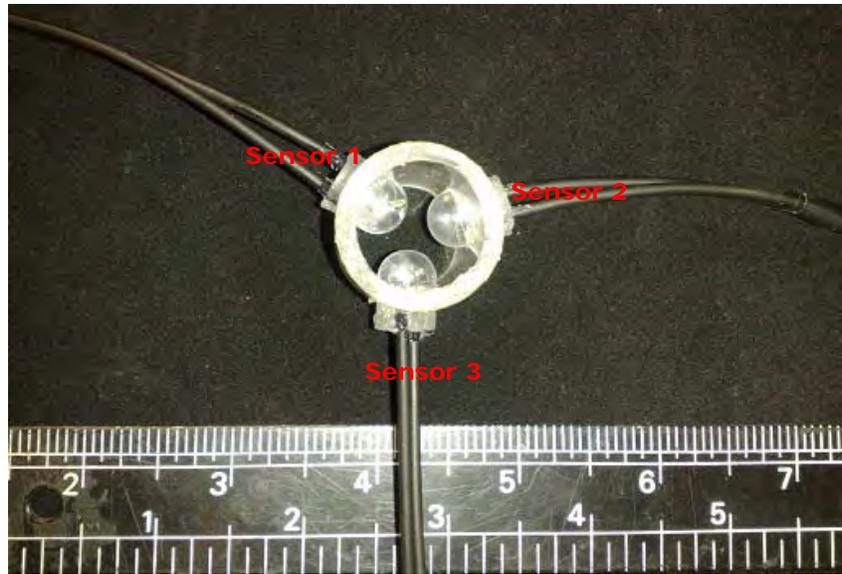
La configuración de este experimento consistió en 3 elementos transductores colocados transversalmente en el tubo, con un espaciamiento angular de 120° como se muestra en la Fig. 7.11.

Para estas pruebas se cortó un tubo de acrílico de 1 pulgada de diámetro y a la mitad del tubo fueron colocados los elementos transductores. A los extremos del tubo se conectaron mangueras, una de las cuales iba a un recipiente contenedor de agua destilada con llave de paso y el otro a otro contenedor vacío. Esta última manguera también tenía una válvula de paso.

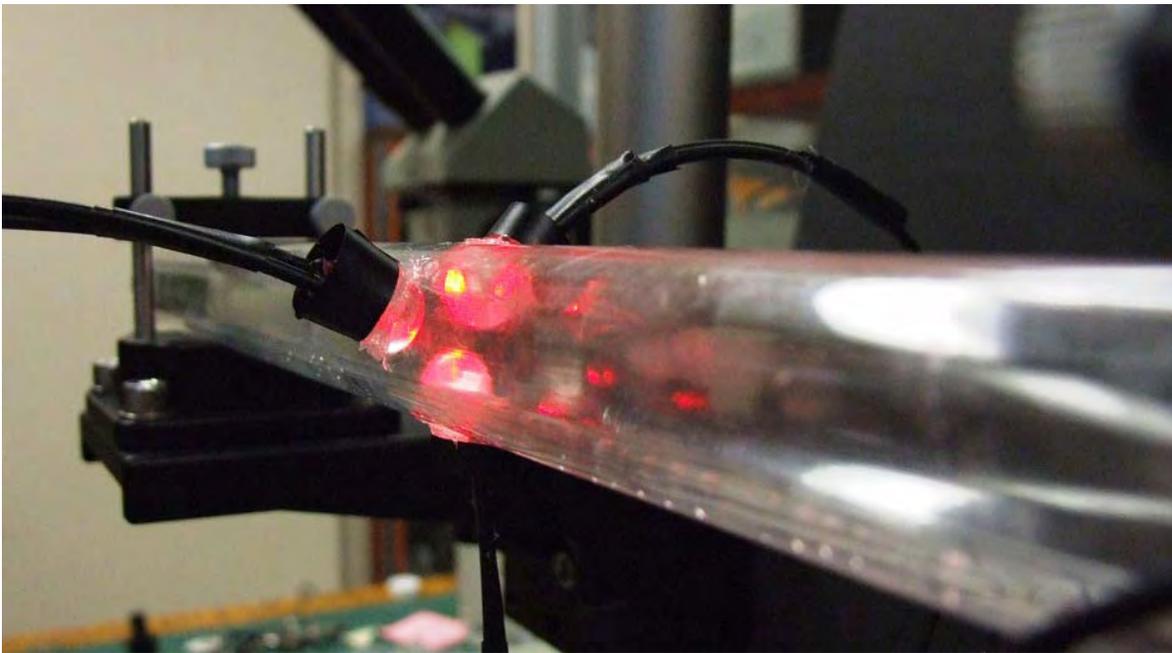
Para producir el flujo de líquido hacia la tubería, se colocó el recipiente del líquido a 1 m de altura por arriba de la tubería de acrílico. En la Fig. 7.12 se muestran los elementos principales de la instalación.

En la implementación de los circuitos eléctricos de sensor refractométrico se aprovecharon varios elementos de la instalación experimental utilizada en los casos anteriores. Se ocupó un demultiplexor de la señal de entrada, al cual se conectaron los LEDs y sólo un fotorreceptor a la salida al que se conectaron las tres fibras ópticas receptoras. Esta configuración fue seleccionada para reducir el número de los elementos ya que es más económico ocupar un demultiplexor y observar los señales de tres sensores en serie en el dominio de tiempo, que ocupar 3 fotorreceptores que operen en paralelo. Con esta configuración fue suficiente utilizar solamente un osciloscopio y almacenar los datos de salida por medio de la interfaz de éste con una PC, mediante Matlab. La respectiva configuración se muestra en la Fig.7.13

Debido a que en estas pruebas se requirió una gran cantidad de líquido y, ya que el etilenglicol produce vapores tóxicos en grandes cantidades, se realizaron las pruebas con agua destilada.



a)



b)

Fig. 7.11. Colocación de sensores en tubería de acrílico: a) Corte transversal de tubería. b) Sensores en tubería transmitiendo la luz de un láser en el aire.

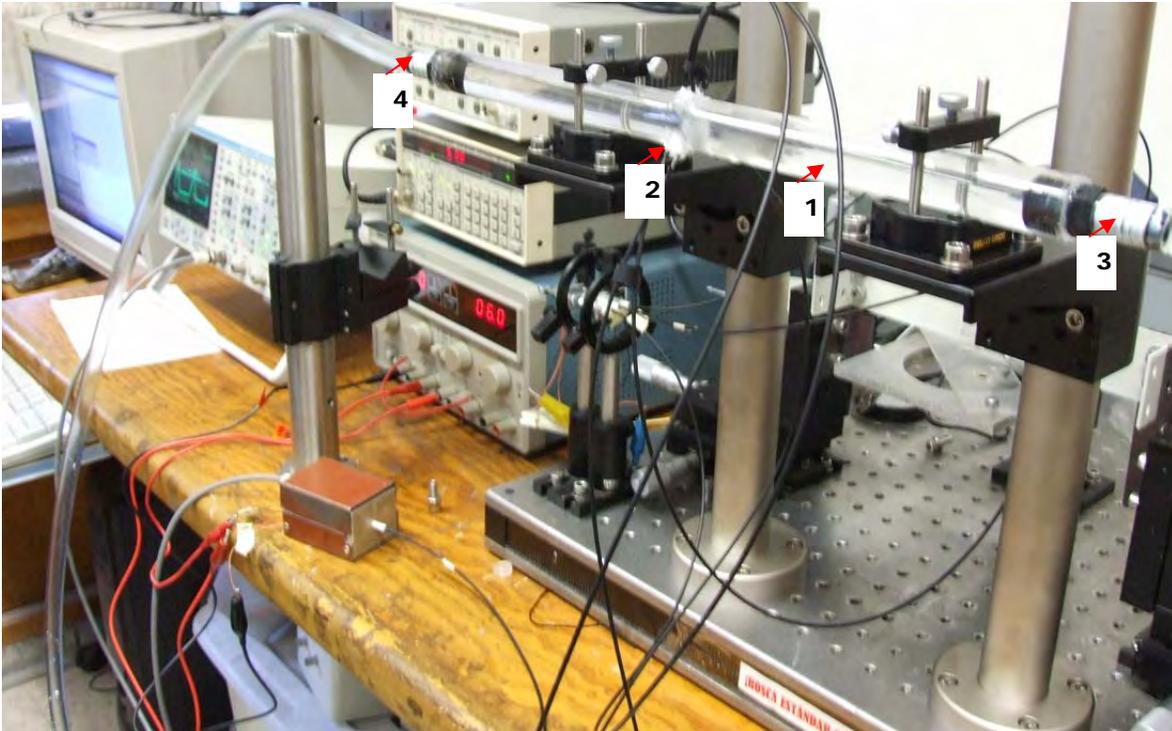


Fig. 7.12. Instalación de pruebas de medición de presencia de burbujas en tubería: (1) Tubería de acrílico; (2) Arreglo de sensores; (3) Extremo de manguera de salida de líquido; (4) Extremo de manguera de entrada de líquido.

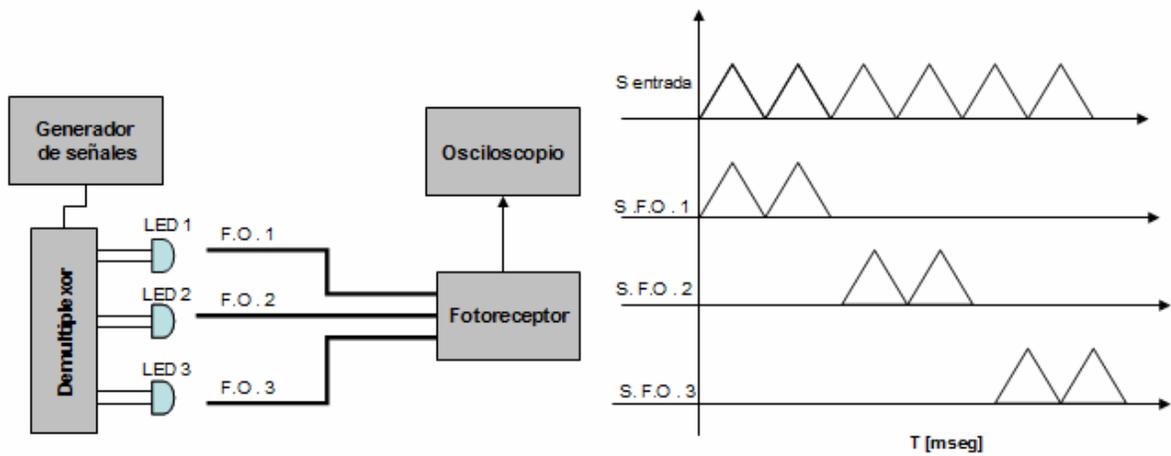


Fig. 7.13. Esquema de la instalación para la generación de la señal de entrada y medición de la señal de salida en instalación para medición de presencia de burbujas en un fluido.

7.3.2 Caracterización de los sensores en el aire

Objetivo: medir la transmisión absoluta T de cada una de las muestras de los sensores cuando estos se encuentran en el aire, esto con la finalidad de ocupar estos valores como referencia en los cálculos de transmisión relativa T^* .

Descripción del experimento:

Utilizando la instalación descrita anteriormente, se realizó el siguiente procedimiento:

1. Se definió la localización de cada uno de los sensores para tomar la referencia de éstos.
2. Se tomaron 10 mediciones de transmisión absoluta de cada sensor y se definió un valor promedio de transmisión absoluta en el aire T_{aire} . Los resultados son mostrados en la Tabla VII.1 (Fig. 7.14).

Tabla VII.1. Valores de transmisión absoluta T_{aire} de 3 elementos transductores montados en el tubo de acrílico en el aire.

Muestra	$T_{Sensor 1}$ [V]	$T_{Sensor 2}$ [V]	$T_{Sensor 3}$ [V]
1	6.047	5.971	3.785
2	5.900	6.024	3.819
3	5.943	5.981	3.795
4	5.924	5.980	3.628
5	5.928	5.985	3.705
6	5.957	5.990	3.705
7	5.938	5.981	3.733
8	5.947	6.019	3.752
9	5.938	6.033	3.766
10	5.933	6.033	3.785
μ	5.945	6.000	3.747

Resultados del experimento:

Cada uno de los sensores tiene un comportamiento distinto pero los niveles de intensidad de la señal [V] registrados son altos y permitirán la detección de cambio de medio gas – líquido.

7.3.3 Caracterización de los sensores refractométricos en presencia de agua destilada

Objetivo: tomar el valor de referencia para cada uno de los sensores en presencia de agua destilada para lograr la distinción de la respuesta de cada uno de los sensores completamente sumergidos en líquido.

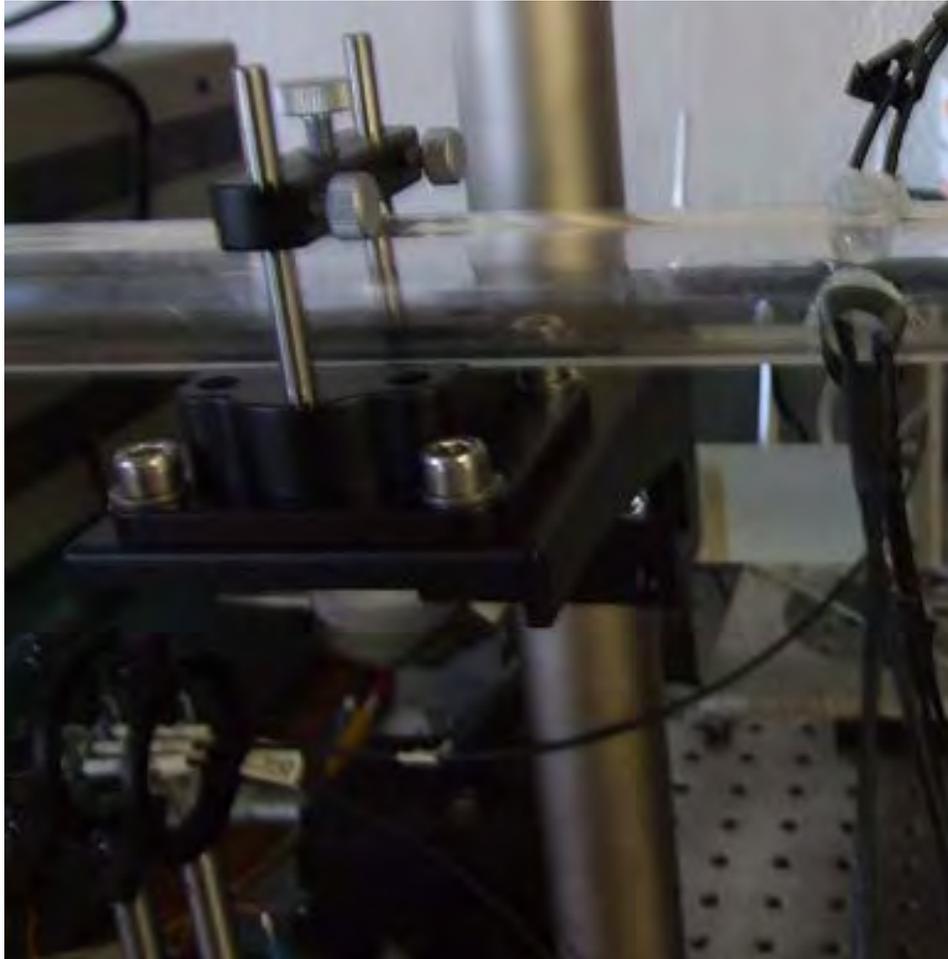


Fig. 7.14. Medición de transmisión absoluta de los sensores en aire.

Descripción del experimento:

Utilizando la instalación mencionada anteriormente se realizó el siguiente procedimiento:

1. Se cerró la válvula de la manguera de salida y se llenó toda la tubería con agua destilada.
2. Se tomaron 10 mediciones de transmisión absoluta de cada uno de los elementos detectores sumergidos en el agua (Fig. 7.15) y se definió un valor promedio de transmisión absoluta en el agua T_{agua} . Los resultados son mostrados en la Tabla VII.2.

Tabla VII.2. Transmisión absoluta T de los sensores del arreglo sumergidos en agua.

Muestra	$T_{\text{sensor 1}}$ [V]	$T_{\text{sensor 2}}$ [V]	$T_{\text{sensor 3}}$ [V]
1	0.051	0.023	0.049
2	0.055	0.025	0.051
3	0.054	0.024	0.049
4	0.053	0.023	0.053
5	0.051	0.025	0.050
6	0.049	0.025	0.049
7	0.052	0.023	0.050
8	0.051	0.025	0.047
9	0.054	0.023	0.052
10	0.048	0.027	0.051
Promedio	0.052	0.024	0.050

La transmisión relativa promedio se lista en la tabla VII.3.

Tabla VII.3. Transmisión relativa T^* de los sensores del arreglo.

Medio	$T^*_{\text{sensor 1}}$	$T^*_{\text{sensor 2}}$	$T^*_{\text{sensor 3}}$
Aire	1.000	1.000	1.000
Agua	0.008723	0.004033	0.013382

Resultados del experimento:

Se obtuvieron valores de transmisión absoluta distintos pero se siguió conservando una diferencia entre medios mayor al 80%. En este caso, la menor diferencia es en el sensor 3 con un 86% de variación en la interfaz líquido – gas.

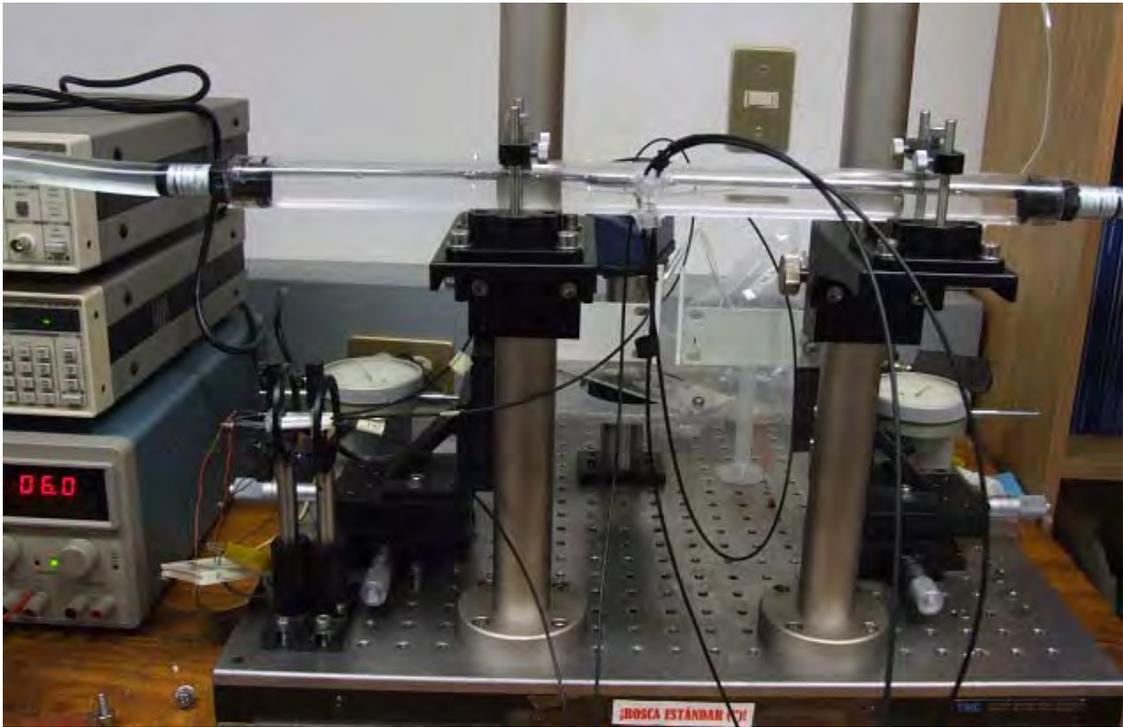


Fig. 7.15. Tubo completamente lleno de agua.

7.3.4 Medición de la respuesta del arreglo de sensores durante el flujo de mezcla de líquido - gas

Objetivo: verificar el comportamiento del arreglo de sensores al hacer correr flujo de agua por el tubo y generando burbujas de aire en éste.

Descripción del experimento:

1. Utilizando la misma instalación, se adicionó dentro del tanque contenedor de agua una bomba de aire cuya manguera va introducida al tubo de entrada de agua de tal modo que el flujo de agua no fue continuo, sino que fue afectado por el paso de burbujas de aire como se muestra en la figura 7.16.
2. Se realizaron dos series de 10 mediciones de la respuesta del arreglo de sensores para determinar la respuesta de éstos al flujo de mezcla de líquido – gas.
3. Los resultados se muestran en las Figs. 7.17 a 7.20.
4. De las tablas VII.1 y VII.2 se obtuvieron los valores máximos obtenidos por cada uno de los sensores para definir el margen máximo en el cual se puede considerar que se tiene presencia de agua solamente. Estos valores se muestran en la Tabla VII.4.

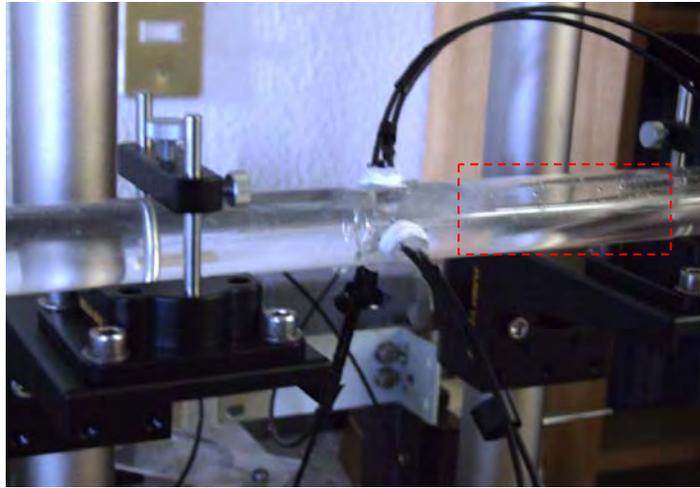
Tabla VII.4 Valores de transmisión relativa experimental máxima T^*_{max}

	Sensor 1	Sensor 2	Sensor 3
T^*_{max}	0.00941	0.00447	0.01143

Resultados del experimento:

Después de caracterizar los sensores en los dos medios: el aire y un líquido, fueron obtenidos los márgenes que sirvieron de referencia para la detección de un cambio de medio. Estos márgenes fueron obtenidos para los tres sensores instalados en el tubo.

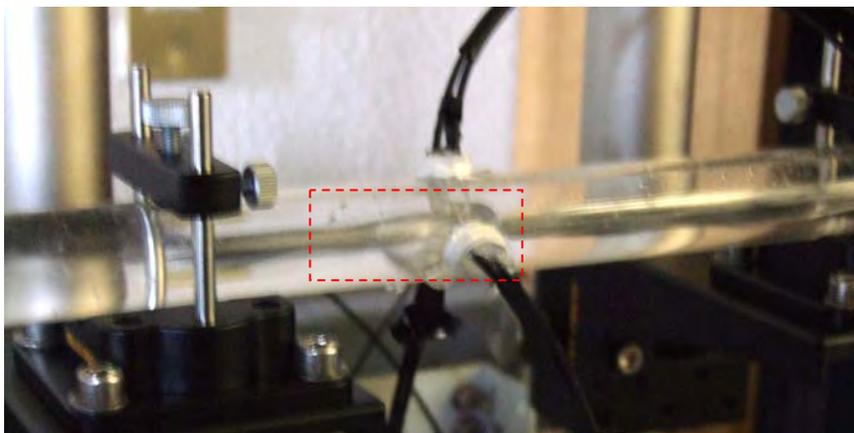
Como se observa en las Figs. 7.17 y 7.20, hay variaciones en los 3 sensores durante el flujo de líquido mezclado con gas. Esto nos permite definir en que parte de tubo hay una burbuja de aire, así como estimar el volumen de la burbuja comprando las señales de los tres sensores.



a)



b)



c)

Fig. 7.16. Diferentes tamaños de burbujas de aire observadas durante las mediciones: a) Burbujas pequeñas, b) burbuja que abarcó medio tubo, c) Burbuja abarcando un elemento transductor.

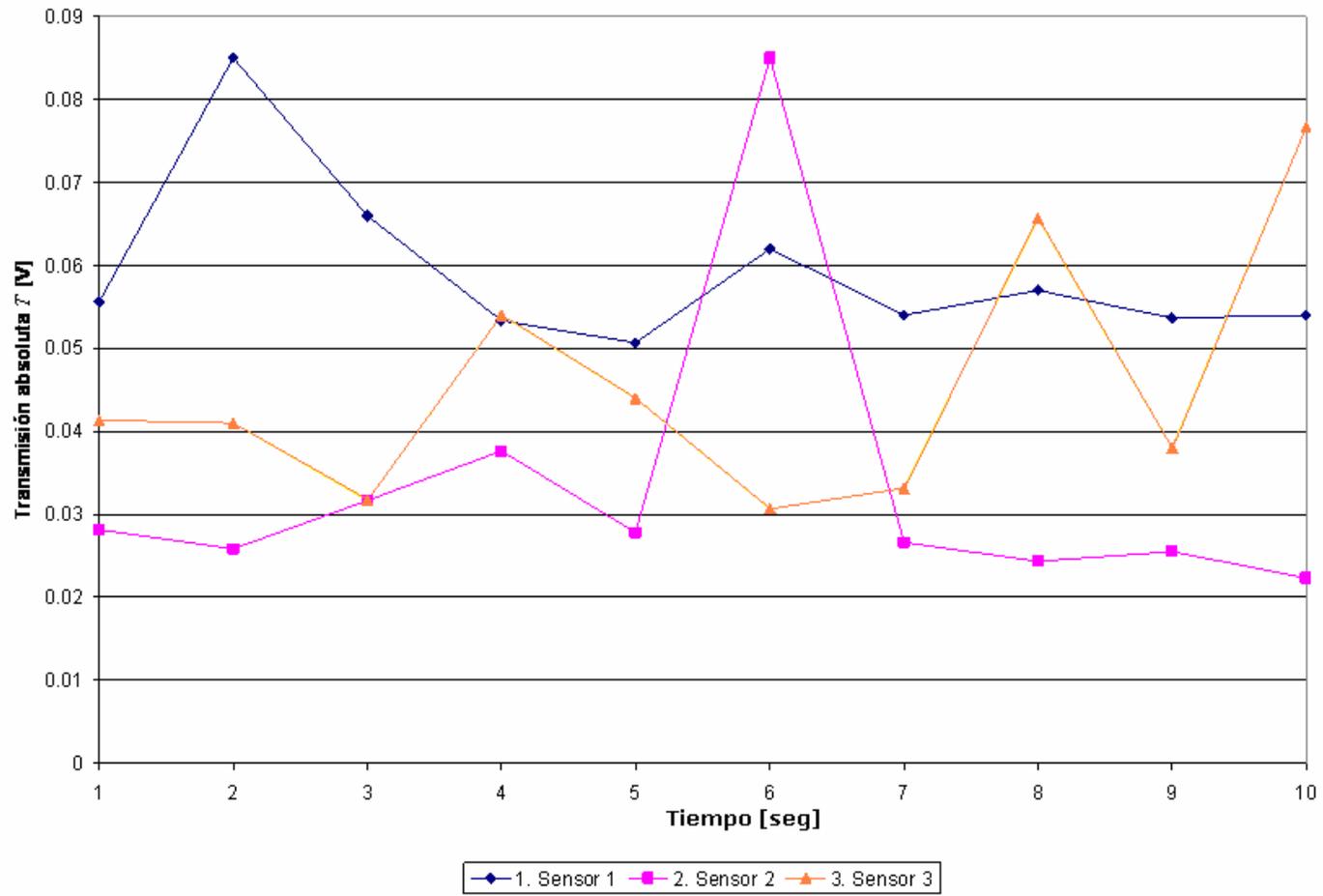


Fig. 7.17. Transmisión absoluta T de flujo de líquido con burbujas de aire en el arreglo de los 3 sensores dentro de la tubería.

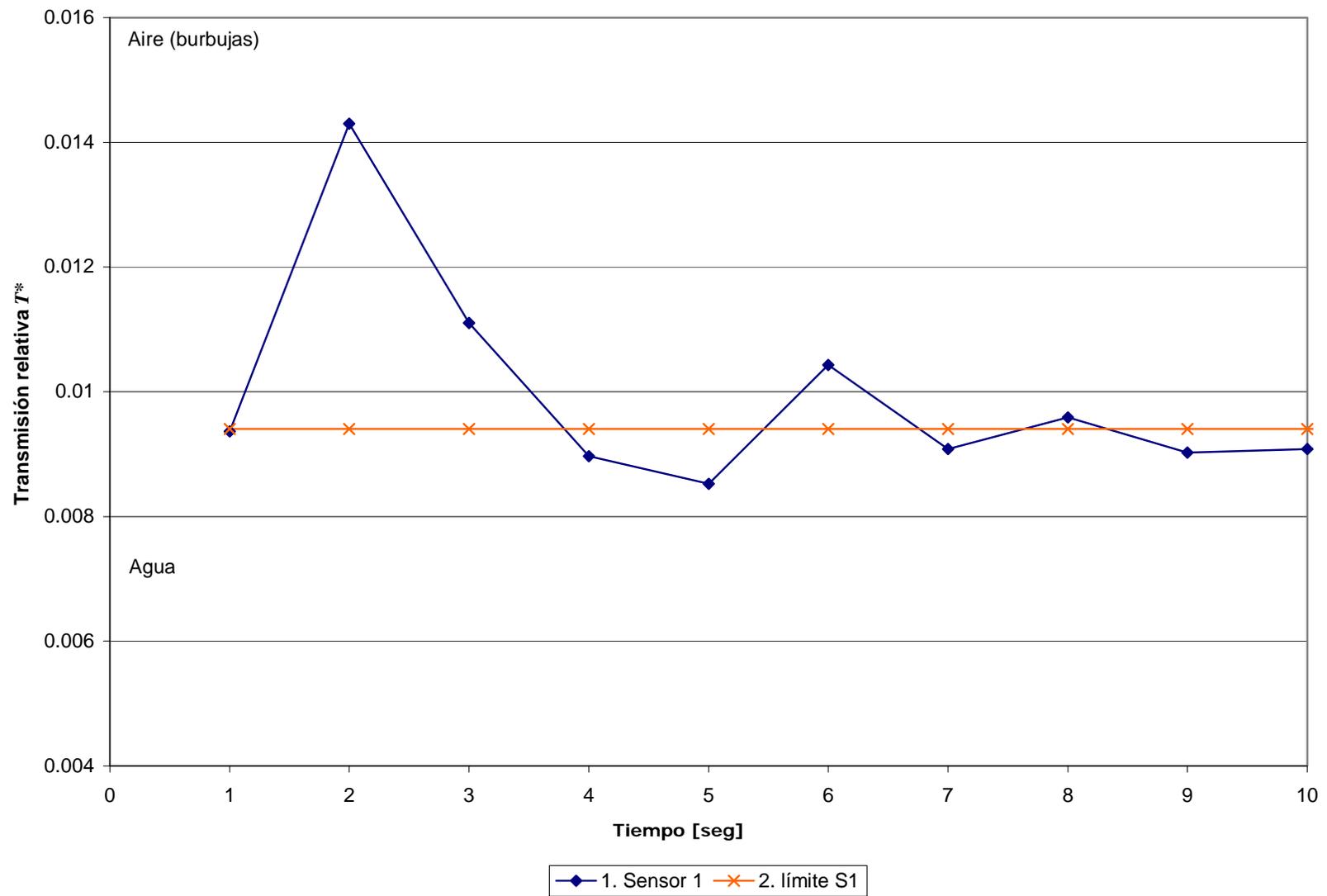


Fig. 7.18. Transmisión relativa experimental T^* de sensor 1 y zonas que corresponden a diferentes componentes de flujo bifásico.

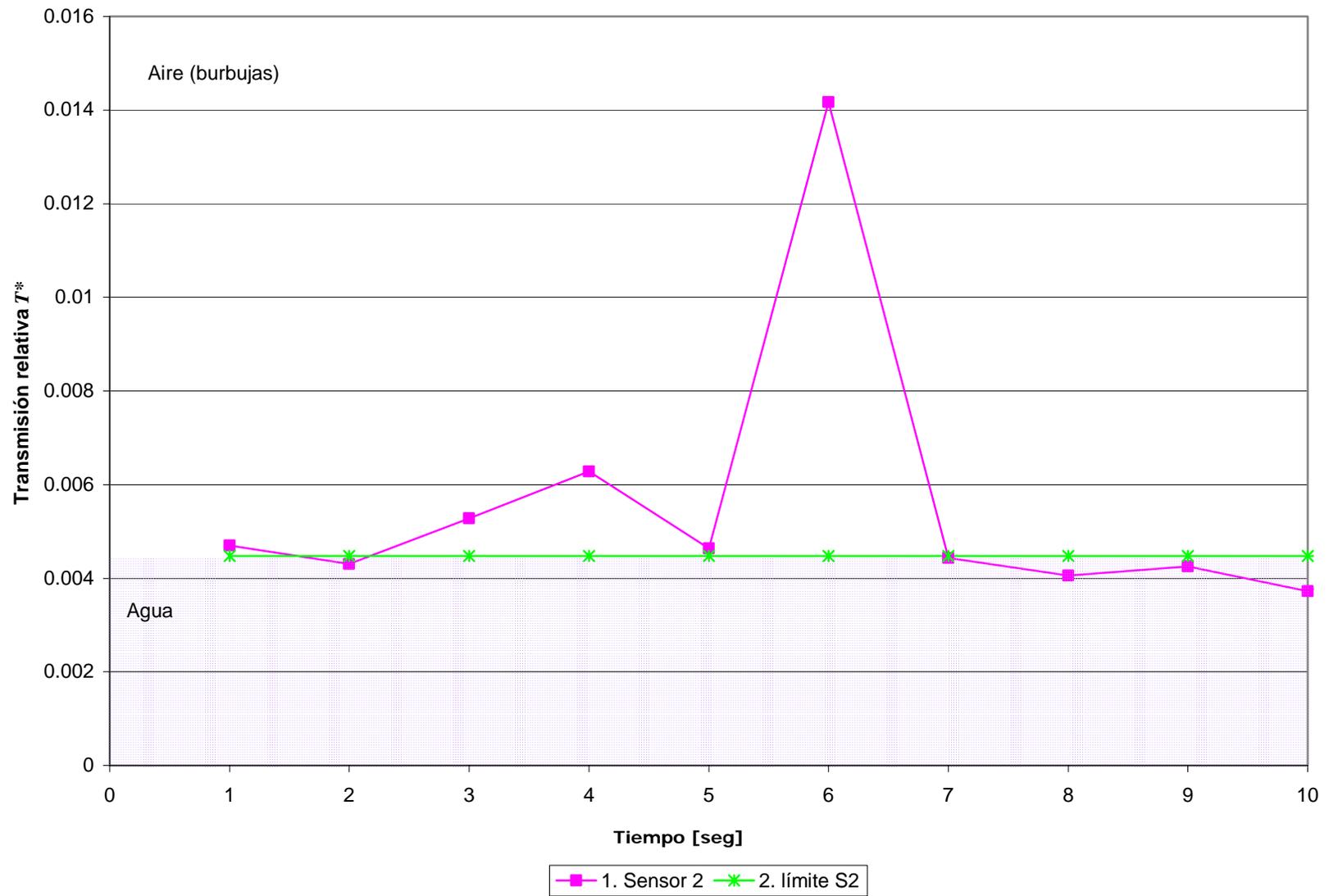


Fig. 7.19. Transmisión relativa experimental T^* de sensor 2 y zonas que corresponden a diferentes componentes de flujo bifásico.

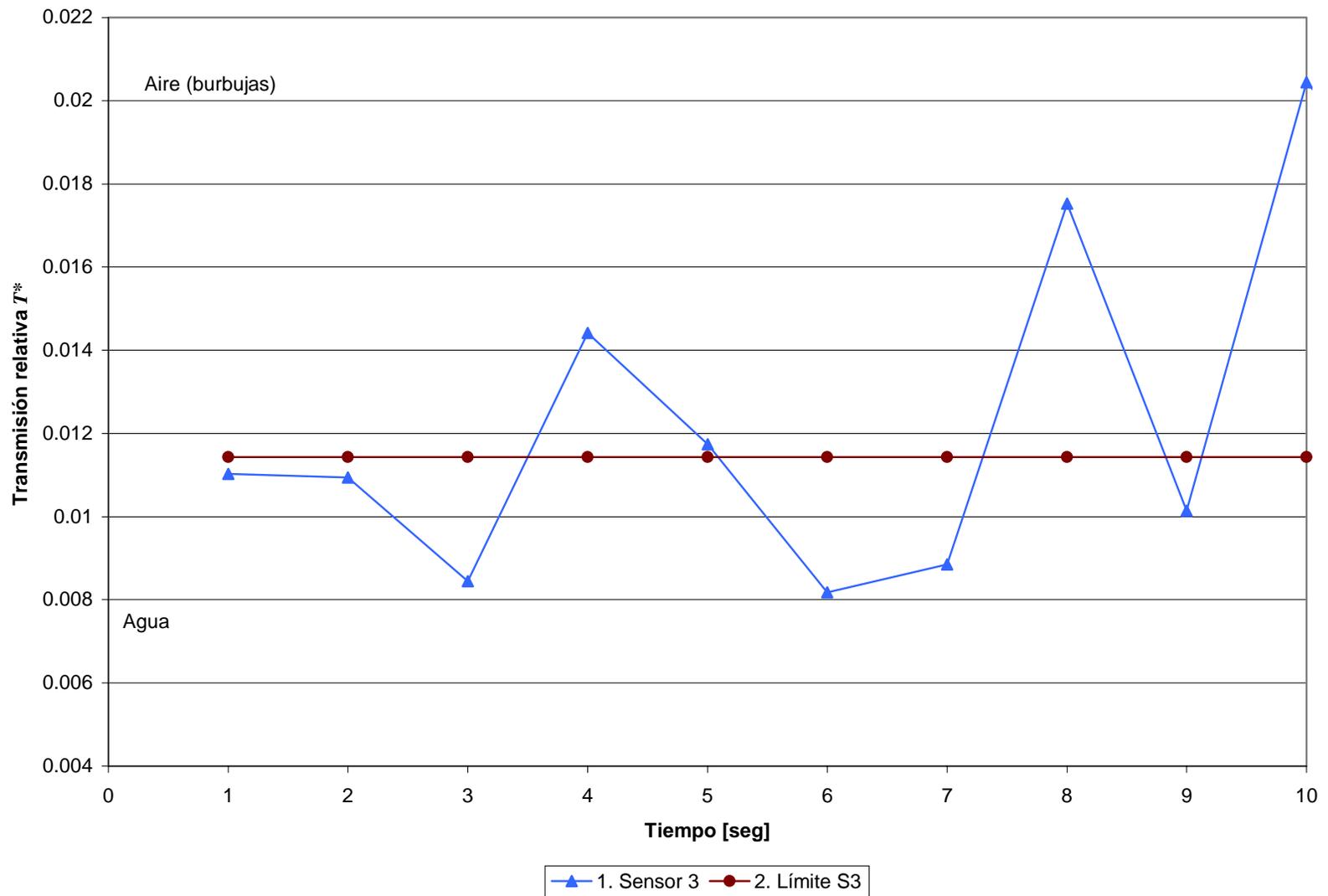


Fig. 7.20. Transmisión relativa experimental T^* de sensor 3 y zonas que corresponden a diferentes componentes de flujo bifásico.

En las figuras 7.18 a 7.20 observamos las variaciones de las señales por sensor, lo cual indica en que muestras se tuvo una mezcla de los medios sensados.

Como el agua destilada tiene un índice de refracción menor al del monometil hidracina, los resultados de este experimento confirman que el presente arreglo de los sensores puede ser utilizado para la medición de burbujas de gas en monometil hidracina. Es decir, la respuesta de los sensores del arreglo será más grande con un líquido de índice de refracción mayor que el del agua (monometil hidracina).

7.4 Discusión de aplicaciones potenciales de los sensores

Como se determinó en el experimento sobre la respuesta del arreglo de sensores en el caso del flujo de líquido - gas, es posible medir la presencia de gas en un líquido por medio de los sensores refractométricos de elemento semiesférico siempre y cuando el índice de refracción de líquido n sea igual o mayor al índice de refracción de agua destilada ($n=1.33$).

Por lo anterior, se puede, por medio de la utilización de un arreglo de sensores refractométricos insertados en las tuberías a bordo de un satélite, caracterizar la respuesta de los sensores al detectar el ingreso de burbujas de gas a las tuberías que conectan los tanques de propelente con los impulsores. Esto, a su vez, permite implementar un algoritmo de protección contra las posibles fallas, el cual podrá contar con una secuencia de comandos sobre las acciones a seguir.

Con base en lo anterior, se prevé que mediante la colaboración con expertos en sistemas de propulsión y de control de satélites se pueda realizar un estudio más a fondo del efecto del calibre de las burbujas en el funcionamiento de los impulsores, analizar los medios de cómo combatir éste fenómeno (por ejemplo, por medio de un sistema de control inteligente y un modelo matemático que detecte las anomalías) y se pueda desarrollar soluciones concretas para mejorar la operación de satélites. Algunas propuestas concretas son:

- a) Con un arreglo de sensores en la base del impulsor se podría generar una señal, que en ausencia de propelente, ejecute la suspensión del disparo en proceso, enviando la notificación a los operadores (por medio de telemetría) para la toma de acciones pertinentes, como podría ser el purgado de la tubería a través de disparos pequeños que no causen perturbaciones, hasta que los sensores determinen que ya no hay gas en la tubería.
- b) Con un algoritmo adecuado, con el que se pueda calcular el tamaño de la burbuja de gas que está inmersa en la tubería y con esto, se pueda determinar la suspensión automática de un disparo continuo y comenzar con disparos pulsados de modo que, la salida del gas por el impulsor afectado, no produzca un torque de magnitud tal que pueda causar la pérdida de apuntamiento del satélite.

La primera propuesta permite al operador minimizar el gasto de propelente en caso de que se libere el gas mezclado en la tubería, solamente abriendo la o las válvulas correspondientes al impulsor afectado.

En la segunda opción, el satélite tomaría la acción, dependiendo de la codificación del algoritmo, la cual puede ser similar a la antes mencionada, o por medio de la apertura de las válvulas de los impulsores que se estaban ocupando, de tal modo, que una vez detectada la presencia nuevamente de propelente, se sigan ejecutando los disparos de modo nominal.

Naturalmente, pueden surgir otras ideas relevantes y esta línea de investigación científica y desarrollo tecnológico va a seguir desarrollándose para satisfacer las necesidades de áreas específicas.

7.5 Conclusiones

1. Se comprobó experimentalmente que los sensores refractométricos que se están proponiendo pueden ser ocupados para las aplicaciones de medición de la interfaz entre un líquido y un gas, lo que puede ser utilizado en los subsistemas de propulsión de un satélite. Por sus características de bajo costo, de menor peso, no invasivos electromagnéticamente, etc., estos sensores pueden ser una opción útil en la medición de propelentes.
2. Adicionalmente, se sustentó una propuesta sobre el uso de dichos sensores para la detección de burbujas de gas en las tuberías que van a los impulsores. Esto para poder prevenir el desbalance del torque requerido en los disparos y así prevenir la pérdida de orientación de un satélite.
3. Con la inclusión de arreglos de sensores refractométricos se puede tener las lecturas de gas o propelente, así como aplicar a través de las lecturas de éstos, un algoritmo para control de flujo propelente – gas en los disparos de impulsores en el satélite, dependiendo del arreglo a considerarse.
4. En el presente trabajo se comprobó la factibilidad de aplicación de los sensores refractométricos como elementos de medición de la cantidad de propelente. Adicionalmente a las aplicaciones a bordo de los satélites y cohetes, estos sensores serán útiles para cuantificación del tamaño y el efecto de la mezcla de burbujas de gas presurizante con el fluido utilizado en los elementos de varios sistemas de propulsión.

CONCLUSIONES GENERALES

1. Nuestro análisis estadístico de las fallas de los satélites reveló que los subsistemas de propulsión presentan un número importante de fallas que llevan a la pérdida parcial o total de un satélite. Esta situación se observa en la mayoría de los satélites, a excepción de aquellos de dimensiones pequeñas para la investigación, por lo que es importante mejorar su instrumentación. La implementación práctica de este concepto requiere de sensores y sistemas de medición con características mucho mejores que los existentes. En particular, los sensores de fibras ópticas presentan grandes promesas en esta aplicación.
2. Los sensores en fibra óptica son atractivos para la aplicación en diversos sistemas de propulsión debido a sus ventajas comparados con otros tipos de sensores: mayor precisión, menor masa y volumen e inmunidad a las interferencias electromagnéticas. Aún con las ventajas de los sensores de fibra óptica mencionadas, en el momento de iniciar este trabajo no existían sensores para la medición de propelentes, como son el hidrógeno líquido o la monometil hidracina, en los sistemas de propulsión de los satélites, naves espaciales ni en equipos del sector terrestre.
3. Se sustentó la propuesta de desarrollo de los sensores refractométricos en fibras ópticas para la medición de varios tipos de propelente. Se consideró, en primer lugar, dos propelentes: la monometil hidracina (MMH), el propelente más usado en los sistemas de propulsión de los satélites de comunicación, y el hidrógeno líquido (LH2) que también tiene una aplicación amplia en sector espacial. El motivo de considerar solamente estos dos propelentes es que éstos corresponden a dos casos extremos en lo relacionado al índice de refracción; la MMH tiene el índice de refracción más grande entre los propelentes comunes y el LH2 el índice de refracción mínimo.
4. Para el diseño básico del sensor refractométrico, que consiste de una superficie esférica de trabajo integrada con dos fibras ópticas multimodo, se desarrolló un modelo matemático numérico y un respectivo algoritmo de análisis. A diferencia de los modelos matemáticos existentes, la herramienta teórica permitió encontrar un gran número de características estadísticas de los haces de la luz (las distribuciones de la potencia de los haces etc. que caracterizan la evolución de la luz en el sensor) estas características estadísticas permitieron encontrar el efecto de diferentes parámetros sobre la respuesta del sensor al índice de refracción del medio externo, lo cual ayudó en la toma inteligente de decisiones sobre la optimización del sensor. Se encontró, a partir de los parámetros geométricos del elemento transductor óptico y las características de las fibras ópticas, la respuesta del sensor al índice de refracción del medio externo y se optimizó su respuesta considerando la presente aplicación.
5. Se desarrolló e implementó la metodología de fabricación de los sensores refractométricos con elemento transductor miniatura, y los procedimientos de caracterización experimental de dichos sensores.
6. Por medio de la investigación experimental de las características de las muestras del sensor, se obtuvieron sus características de transmisión óptica en varios medios externos en función de los parámetros geométricos y ópticos de elemento transductor.

7. Se demostró que el sensor refractométrico de fibra óptica con un elemento semiesférico de detección puede ser optimizado para la medición de los propelentes desde la monometil hidracina hasta hidrógeno líquido: un líquido criogénico de índice de refracción más pequeño entre las sustancias líquidas (excepto el helio líquido) y casi igual al índice refractivo de un gas. También, se encontró que las dimensiones transversales del sensor se podrían reducir hasta fracciones de un milímetro sin una disminución significativa de su sensibilidad. Las pequeñas dimensiones transversales del sensor ofrecen muchas ventajas en un ambiente operacional real.
8. La comparación de las predicciones teóricas con los datos experimentales muestra una buena correlación entre los dos; esto confirma la utilidad y exactitud de las metodologías teóricas desarrolladas e implementadas en el marco del presente trabajo. Lo anterior permite recomendar la aplicación de estas herramientas teóricas en el desarrollo de los sensores refractométricos de fibras ópticas para otras aplicaciones.
9. Se hizo una propuesta y se comprobó experimentalmente que los sensores refractométricos pueden ser ocupados para la medición de la interfaz entre un líquido y un gas, lo cual puede ser utilizado en los subsistemas de propulsión, para la medición de propelente en los tanques a bordo de satélites.
10. Se hizo una propuesta y se verificó experimentalmente la factibilidad de uso de dichos sensores para la detección de burbujas de gas en el flujo de líquido en las tuberías con posible aplicación en los sistemas de suministro de propelente a los impulsores a bordo de satélites. Esto para poder evitar que se genere un torque total no deseado en los disparos de impulsores debido a la ausencia de propelente en algún impulsor por burbujas de gas y así prevenir los posibles errores en maniobras o pérdidas de orientación de un satélite.
11. Este sensor se puede utilizar como dispositivo puntual, en pares, o en arreglos multipuntos, como sensores discretos para medición de nivel de líquidos. Las aplicaciones potenciales incluyen el sensado de nivel de varios propelentes en coches, en aviones, naves espaciales, e instalaciones de producción de propelentes e instalaciones de almacenaje. Además, los resultados de este trabajo serán útiles en el desarrollo de los sensores de este tipo para aplicaciones en otros campos desde la Industria hasta la Medicina.
12. Algunos resultados del presente trabajo fueron publicados en forma de un artículo de investigación científica "Fiber-Optic Liquid-Interface Sensor for Liquid Hydrogen", los coautores son S. Khotiaintsev, V. Svyryd, y H. B. Mejía del Puerto, en la revista internacional con arbitraje riguroso "Sensors and Materials" (Japón), Vol. 21, No. 1 (2009), págs 13–23. (Anexo 1). También, algunos resultados del presente trabajo están descritos en el manuscrito "Retos actuales de los satélites de comunicaciones," los coautores son H. B. Mejía del Puerto y S. Khotiaintsev; este manuscrito se encuentra actualmente en revisión por tres árbitros del campo del conocimiento respectivo asignados por la dirección la revista arbitrada "Ingeniería, Investigación y Tecnología". (Ref. 692OJS19503) (México) (Anexo 2). Además, los resultados de este trabajo fueron presentados en forma de una ponencia el Taller de Investigación y Desarrollo Espacial, UNAM, México, D. F., 17 de junio de 2009 (Anexo 3).

RECOMENDACIONES Y TRABAJO FUTURO

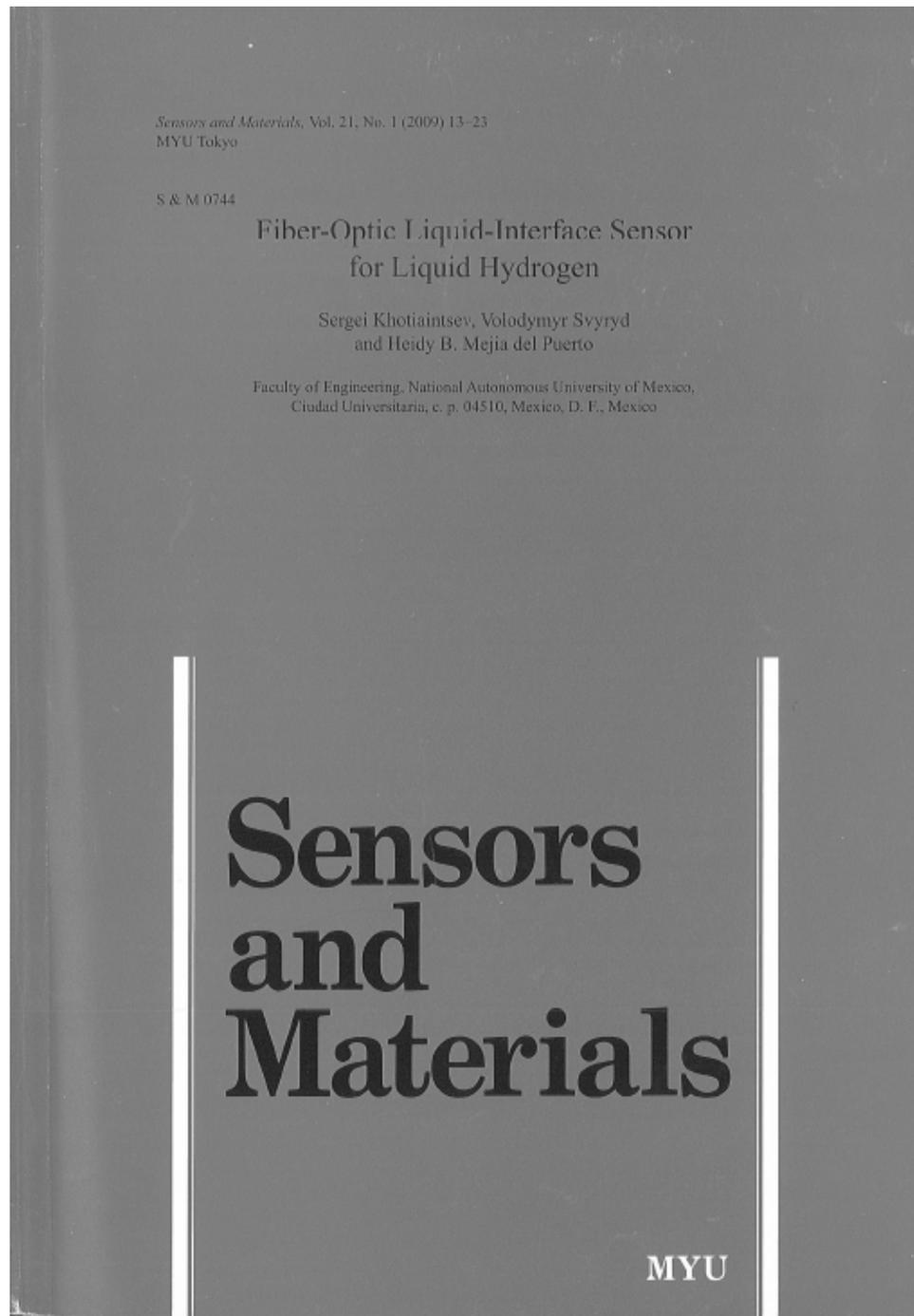
Los sensores refractométricos desarrollados y probados en el marco del presente trabajo pueden ser utilizados en los siguientes sectores de la tecnología espacial:

1. En el sector espacial,
2. En el sector terrestre en servicios y lanzamientos, y
3. En el sector de desarrollo de equipos y pruebas terrestres del mismo.

Es muy probable que en este último sector se vaya a requerir una gran variedad de diseños en la implementación de los sensores así como un mayor número de los sensores para utilizarlos en pruebas terrestres, tanto de elementos como de equipos. Para precisar las aplicaciones particulares y elaborar las respectivas especificaciones técnicas para los sensores se requiere de trabajo en conjunto con expertos directamente involucrados en las pruebas terrestres de equipos y unidades espaciales.

De una manera similar, para la implementación práctica de los sensores refractométricos en los tanques de combustible y en las tuberías del subsistema de propulsión de los satélites, se requiere de trabajo en conjunto con los expertos directamente involucrados en el desarrollo de los subsistemas de propulsión para elaborar las respectivas especificaciones técnicas para los sensores.

ANEXO 1. ARTÍCULO DE INVESTIGACIÓN CIENTÍFICA “FIBER-OPTIC LIQUID-INTERFACE SENSOR FOR LIQUID HYDROGEN”



S & M 0744

Fiber-Optic Liquid-Interface Sensor for Liquid Hydrogen

Sergei Khotiaintsev*, Volodymyr Svyryd
and Heidy B. Mejia del Puerto

Faculty of Engineering, National Autonomous University of Mexico,
Ciudad Universitaria, c. p. 04510, Mexico, D. F., Mexico

(Received January 16, 2008; accepted September 17, 2008)

Key words: fiber-optic sensor, optical refractometry, liquid-interface sensor, liquid-level measurement, liquid hydrogen, cryogenics

We describe a refractometric fiber-optic sensor, which was developed and successfully used for the detection of the liquid interface in liquid-hydrogen storage tanks. The sensor employs a small hemispherical detection element of fused silica, which is integrated with two multimode optical fibers. The sensor parameters are optimized for the reliable discrimination between two media of almost equal refractive indices: liquid hydrogen and gaseous hydrogen. We show theoretically and experimentally that the dimensions of the sensor can be reduced without sacrificing its sensitivity if optical fibers with a small angular aperture are used and the position of the fibers results in a significant loss of non-liquid-dependent light. The advantages of this sensor in comparison with electrical sensors are the smaller heat ingress in the liquid-hydrogen tank, its intrinsic safety, and its potentially low cost. This sensor can be used as a point device, in pairs, or in multipoint arrays, such as those used in discrete liquid-level sensors. Its prospective applications include liquid-hydrogen-level sensing in hydrogen-powered cars, aircraft, space vehicles, and liquid-hydrogen production and storage facilities.

1. Introduction

Liquid hydrogen (LH₂) is widely used as a propellant in space vehicles.⁽¹⁾ This application is expected to continue to grow in the future due to such programs as the International Space Station and space tourism. Also, LH₂ has prospective applications in terrestrial automotive systems and aircraft. A large amount of research has been carried out on different concepts of hydrogen-powered vehicles in recent years.^(2,3) Hydrogen-powered concept cars and buses have already been demonstrated. Therefore, the production of liquid hydrogen and its use in various vehicles is expected to grow during the next decade. Level indicators and level sensors are important elements of any

*Corresponding author: e-mail: sergeikh@hotmail.com

liquid-hydrogen storage system. Although various types of sensor have been proposed for the level detection and level measurement of cryogenic fluids and liquid hydrogen in particular,⁽⁴⁻⁷⁾ there is considerable interest in new systems.

In our previous work,⁽⁸⁾ we described a refractometric sensor consisting of a transparent detection element with a hemispherical working surface integrated with two multimode optical fibers. This sensor exhibits very different refractometric characteristics under various combinations of its geometrical parameters and material constants.⁽⁹⁾ Therefore, the basic optical design should be adapted to each particular application. One particular version of this sensor was used for the discrimination between a gas and a liquid near room temperature,⁽¹⁰⁾ and another version was used in a system that measured the level of liquid nitrogen.⁽¹¹⁾ However, the refractive index n of liquid hydrogen ($n = 1.10974$ at wavelength $\lambda = 590$ nm and temperature $T = 20$ K) is significantly smaller than that of liquid nitrogen ($n = 1.205$ at $\lambda = 546$ nm and $T = 83$ K).⁽¹²⁾ This makes the detection of the liquid interface in liquid-hydrogen storage tanks more difficult than in the case of a liquid-nitrogen interface. Also, the lower temperature of liquid hydrogen in comparison with liquid nitrogen and the flammability of liquid hydrogen mean that a more complex storage system is required than those used for liquid-nitrogen storage. This, in turn, results in a more complex arrangement of the optical fibers used to access the interior of the storage tanks, a larger number of gas-tight couplings, which may induce additional optical loss, and other complications.

In this paper, we describe a fiber-optic refractometric sensor, which was developed for the detection of the liquid interface in liquid-hydrogen storage tanks.

2. Materials and Methods

2.1 Choice of optical materials for the sensor

The sensor has to withstand cooling and heating in a wide temperature range—from the ambient temperature down to about 20 K. The optical structure of the sensor will withstand multiple temperature cycles if the thermo-induced stress in it is minimized. To achieve this, the sensor and the connecting optical fibers should be made of the same material. Silica glass is the only type of optical-fiber material that works well in a cryogenic environment. Fibers made from other materials, such as plastics, are not suitable for cryogenic temperatures. Therefore, the detection element of the sensor should also be made of silica glass, which has high mechanical strength at normal and cryogenic temperatures, and has high resistance to water and acids. Its low thermal conductivity is a significant advantage in the present application.

There are a variety of glasses of high silica content that are used for the fabrication of optical fibers. In the present work we consider the use of fused synthetic silica for both the detection element and the core of the optical fibers.

2.2 Considerations for the optical design of the sensor

Liquid hydrogen has the second lowest index of refraction among fluids, after liquid helium. For the reliable discrimination between the liquid hydrogen and the gas located above the liquid in the tank (gaseous hydrogen or helium), the optical refractometric

sensor should be able to detect a small change in the external refractive index from $n = 1.0$ (the gas) to $n \approx 1.1$ (liquid hydrogen) and *vice versa*. In intensity-type refractometric sensors, the maximum sensitivity to the external refractive index is achieved when the angle of incidence of the optical rays on the working surface of the detection element θ_i is larger than the critical angle for the glass-air interface $\theta_{c,air}$, but does not exceed the critical angle for the glass-liquid interface $\theta_{c,liquid}$.

Simple calculations using Snell's law⁽¹²⁾ show that assuming a sensor of fused silica ($n = 1.45$ at 940 nm and 20 K),⁽¹³⁾ a flat working surface, and gaseous hydrogen or helium as the external medium ($n = 1$), the critical angle $\theta_{c, gas}$ is 43.6° . When the external medium changes from the gas to the liquid hydrogen, the critical angle increases to $\theta_{c, liquid} = 49.8^\circ$ (we assume the operational wavelength of 940 nm and $n_{liquid} = 1.106$ at 940 nm^(7,12)). The light launched at the working surface within a sector with angle $\Delta\theta = |\theta_{c, gas} - \theta_{c, liquid}| = 6.2^\circ$ undergoes total internal reflection when the sensor is in the gas and partial total reflection when the sensor is in the liquid hydrogen. Therefore, the intensity of the reflected light is a function of the external medium (its refractive index).

For a nonpolarized central ray of the sector $\Delta\theta$, the reflection coefficient R changes from $R_{gas} = 1$ to $R_{liquid} = 0.124$. This corresponds to a decrease in the reflected light intensity, which is converted to an electrical signal at the sensor output, by a factor of $\mathfrak{R} = R_{gas}/R_{liquid} = I_{ref}/I_{c, liquid} = 8.1$ giving $\mathfrak{R} = 9.1$ dB. For an optical beam of finite diameter and divergence, the signal \mathfrak{R} is an integral quantity, which may be different from its value calculated for the central ray.

The obtained values of $\Delta\theta$ and \mathfrak{R} are significantly smaller than the corresponding quantities for liquids such as liquid nitrogen ($\Delta\theta = 12.2^\circ$ and $\mathfrak{R} = 12.6$ dB) and even more so for water ($\Delta\theta = 23^\circ$ and $\mathfrak{R} = 18.9$ dB). This makes the development of refractometric sensors for liquid hydrogen difficult. Moreover, the signal may decrease due to a film of liquid remaining on the sensor surface⁽⁹⁾ or degradation of some elements. That is why it is desirable to increase the signal strength as much as possible.

An increase in the sensitivity of the sensor to the variation of the refractive index of the external media can be achieved under serial reflections of light at the glass/external-media interface in the sensor with the spherical working surface S shown in Fig. 1. In addition, the spherical surface has a focusing property, which allows the use of divergent optical beams in the sensor. The number of internal reflections in the sensor m is related to the angle of incidence of the central ray of the beam at the surface S . In the case of two serial reflections, $\theta_{i, serial} = 45^\circ$, and in the case of three serial reflections, $\theta_{i, serial} = 60^\circ$, and so on. It follows from the previous analysis that only two serial internal reflections are possible in the sensor in the present case. A larger number of internal reflections at the working surface ($m \geq 3$) would result in angles of incidence with $\theta_i \gg \theta_{c, liquid}$ and a complete loss of the sensitivity to the external refractive index in the range of interest. A larger number of internal reflections and greater sensitivity could have been obtained using a sensor material with a larger refractive index, but we restricted the material to fused silica. The choice of parameter m determines the dimensionless distance between the optical fiber and the sensor axis $A = L/R$. It follows from simple geometrical considerations that $A_{m=2} = 0.707$.

When considering other parameters of the sensor, it is important to decrease

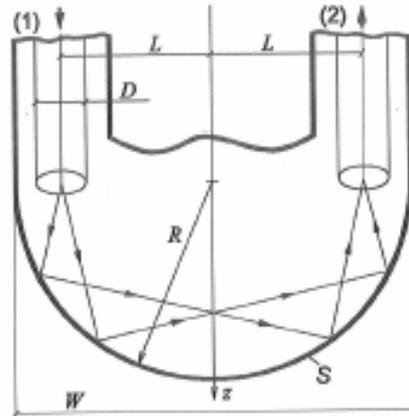


Fig. 1. Generic optical-fiber refractometric sensor with spherical working surface S , (1), (2) lead-in and lead-out multimode optical fibers, respectively.

its transverse dimension $W = 2R$. In this way, the retention of liquid on its surface decreases. Also, miniature sensors can be used in tight places such as pipes and ducts. In view of these factors, it would be of practical interest to reduce the transverse dimension of the sensor W to a fraction of a millimeter. Considering a typical diameter of the core of a multimode fiber, $D = 50 \mu\text{m}$, the transverse dimension $W \leq 1 \text{ mm}$ corresponds to a dimensionless diameter of $\phi \approx D/R = 0.1$. That is, in practical cases the diameter of the core of the optical fiber D is large in comparison with the radius of the detection element R . On the other hand, the angular aperture of realistic multimode optical fibers is significantly larger than the angular width of the sector $\Delta\theta$ obtained in this section. Therefore, the parameters obtained in this section are only estimated values. More precise results can be obtained using three-dimensional mathematical models of the sensor and numerical ray-tracing algorithms. In practice, the elaboration of the sensor is carried out by means of an iterative procedure comprising the design, analysis, and optimization.

2.3 Procedure of numerical analysis

The analysis of light propagation in the sensor was carried out by numerical ray tracing employing a specially developed three-dimensional mathematical model of the sensor and a respective computer program written in Visual Basic programming language.^(15,16) We assumed a transparent hemispherical detection element with refractive index n_e , and two identical multimode optical fibers with the same refractive index of the core $n_{\text{core}} = n_c$ and the same numerical aperture in air, NA . The fibers were perpendicular to the flat surface of the detection element. The light beam was modeled by a large number (100,000) of geometrical rays. The Cartesian and angular coordinates of each ray at the end face of the lead-in optical fiber were assigned in a statistically random

manner. For each ray, the point of incidence at the working surface and the reflected ray vector were determined. Ray tracing was repeated until each ray was either coupled to the lead-out optical fiber or lost. Then, the ray trajectories were plotted and the relative transmission was calculated as⁽¹⁰⁾

$$T(n) = I_s(n)/I_{r, \text{gas}}, \quad (1)$$

where $I_s(n)$ is the light intensity at the sensor output (i.e., the light accepted by the lead-out optical fiber, which is a function of the refractive index n of the external medium), and $I_{r, \text{gas}}$ is the light intensity at the sensor output when the sensor is in the gas. Also, the signal was calculated as

$$\mathfrak{R} = 1/T_{\text{LH2}} = I_{r, \text{gas}}/I_{i, \text{LH2}} \quad (2)$$

and the intrinsic, non-fluid-dependent loss was calculated as

$$A \text{ (dB)} = 10 \log_{10} (I_i/I_{i,0}), \quad (3)$$

where I_i is the intensity of the input light (i.e., the light launched into the detection element from the lead-in optical fiber). The results of the numerical modeling of the sensor are given in §3.1.

2.4 Experimental procedure

The experimental procedure comprised the fabrication of the sensor and the investigation of its performance in the liquid-hydrogen storage tank.

The fiber-optic sensors were fabricated by fusing the ends of two multimode silica optical fibers and spherical segments of fused silica. The spherical working surface was achieved by heating the artifact to its softening temperature and the force of surface tension. On-line monitoring of the optical transmission and observation of the geometrical form of the artifact were performed during fabrication.

The sensor was monolithically integrated with two optical fibers with a length of about 50 m each. The two optical fibers connected the sensor to the optical transmitter, optical receiver, and the electronics associated with the measurement channel. The light source was an InGaAs light-emitting diode operating at 940 nm. The photodetector was a Ge photodiode.

The liquid-hydrogen storage system consisted of a liquid-hydrogen tank, which was placed inside a tank containing liquid nitrogen. Both tanks were surrounded by a vacuum jacket, which protected the inner tank containing liquid hydrogen from the outside heat.

A total of seven fiber-optic sensors were installed at different vertical positions in the liquid-hydrogen tank. The lead-in and lead-out optical fibers passed all the way through the gas-tight couplings in the flanges of the two tanks to a remote electronic unit, which accommodated the optical transmitters, optical receivers, and other components of all measurement channels. The gas-tight couplings of the flanges could withstand an excess

pressure of 4 MPa at 20 K. There were no optical connectors in the flanges. Therefore, there was no effect on the results of the measurements due to potentially unstable optical loss in the connectors.

In addition to the optical-fiber sensors, several loops of optical fibers with a length of about 0.5 m were installed in the liquid hydrogen tank at different heights. The aim of this configuration was to evaluate the possible effects of the low temperature in the tank and the stress applied to the optical fibers in the gas-tight couplings on the attenuation of the optical fibers.

3. Results

3.1 Numerical modeling of the sensor

We analyzed the effect of various parameters on the relative transmission and intrinsic optical loss of the sensor. We considered nonpolarized, monochromatic light, an operational wavelength of 940 nm, step-index multimode optical-fibers, a detection element made of fused silica with a refractive index of 1.45, an optical-fiber core made of the same material, and a refractive index of liquid hydrogen of $n_{\text{LH}_2} = 1.106$ at 940 nm. Also, we considered a completely symmetrical sensor and optical fibers with equal parameters, because the fabrication of the sensor is much simpler in such a case.

The numerical simulation of light propagation in the sensor was performed in a range of external refractive indices from 1.0 to 1.2. We varied the diameter Φ in the range 0.05–0.6 and the numerical aperture in the range 0.1–0.5. The optimum theoretical distance $A = 0.707$ was used as a base, but we also varied this distance in the range 0.60–0.75.

An example of light propagation in the transducer for a relatively small diameter of $\Phi = 0.1$ with $NA = 0.2$ is shown in Fig. 2, and the respective relative transmission function is shown in Fig. 3, Curve 1. This case corresponds to a small, almost point source of light and a propagation pattern similar to that shown in Fig. 1. The efficiency of optical coupling of the two fibers is high (the intrinsic optical loss, A , is 3.7 dB),

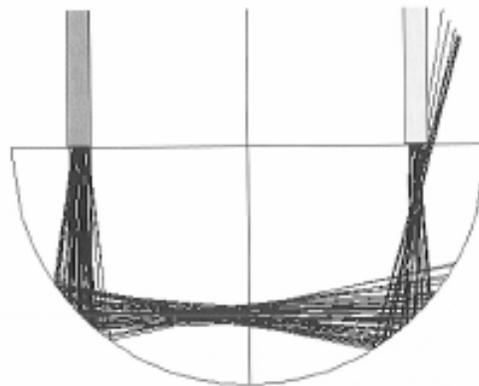


Fig. 2. Results of the numerical ray tracing for $A = 0.707$, $\Phi = 0.1$, and $NA = 0.2$.

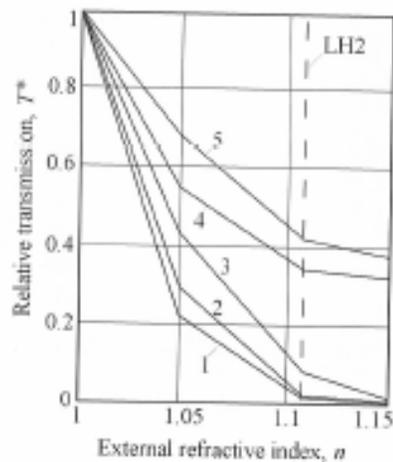


Fig. 3. Relative transmission T^* vs external refractive index n for $A = 0.707$. Curve 1 – $\phi = 0.1$, $NA = 0.2$; Curve 2 – $\phi = 0.3$, $NA = 0.2$; Curve 3 – $\phi = 0.3$, $NA = 0.4$; Curve 4 – $\phi = 0.5$, $NA = 0.2$; Curve 5 – $\phi = 0.5$, $NA = 0.4$.

the relative transmission in liquid hydrogen is 0.015, and $\mathfrak{R} = 18.2$ dB. However, the transverse dimension W is large in comparison with the diameter of the optical fiber D . For instance, when $D = 50 \mu\text{m}$, $W = 1$ mm.

The relative transmission functions calculated for some other combinations of parameters are also plotted in Fig. 3. These data show that the change in the relative transmission T^* against the refractive index decreases with increasing diameter ϕ and numerical aperture NA . This is due to the wide range of angles of incidence of light on the working surface. Many optical rays undergo total internal reflection at the working surface regardless of the refractive index of the external medium. For a large NA , these rays are coupled to the lead-out fiber and contribute to the parasitic, background light at the sensor output, which decreases the signal \mathfrak{R} .

The analysis showed a relatively small effect of NA in the range 0.16–0.2 on the signal \mathfrak{R} . In addition, we found that for a sufficiently small NA , a large diameter ϕ , and a suitable distance A , the optical transmission in the sensor occurs mainly due to the liquid-dependent light, while other light is not coupled to the lead-out optical fiber, as shown in Fig. 4. Such a regime features a relatively large intrinsic optical loss. However, the lost light is not liquid-dependent. Therefore, this loss is useful because it is due to the non-liquid-dependent light, and therefore, it helps maintain a relatively large signal \mathfrak{R} under excessive illumination of the working surface of the sensor by a wide optical beam.

The following are the results of the optimization of the sensor for the realistic parameter of $NA = 0.18$ (we used this parameter because it corresponded to the optical fiber with the smallest NA that was available). The criterion for the optimality was the minimum of T_{LH2}^* . The relative transmission function for various values of ϕ and the optimum distance A for each parameter combination are shown in Fig. 5. The optimum

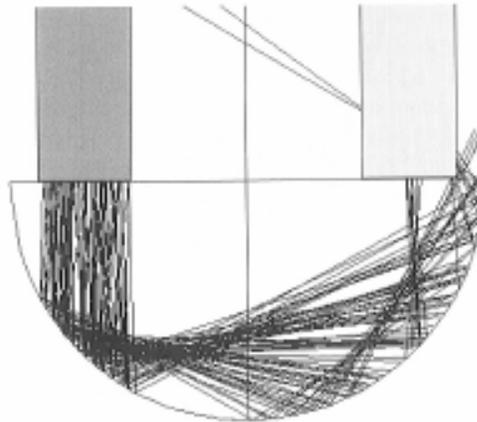


Fig. 4 Results of the numerical ray tracing for $A = 0.68$, $\phi = 0.4$, and $NA = 0.18$.

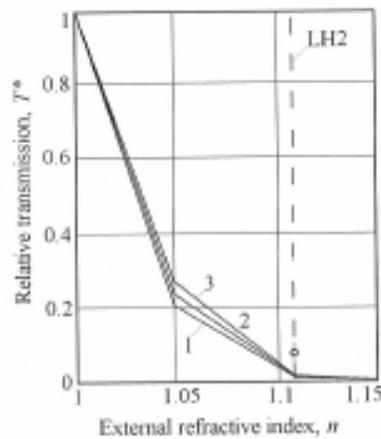


Fig. 5. Calculated relative transmission functions $T^*(n)$ for different diameters ϕ (Curve 1 – $\phi = 0.1$, Curve 2 – $\phi = 0.3$, Curve 3 – $\phi = 0.5$), $NA = 0.18$, and the optimum parameter A ; (°) – the observed relative transmission.

distance A was obtained by a numerical experiment. A varied quasi-linearly in the range 0.69–0.60 as the diameter ϕ ranged from 0.05 to 0.6. The graphs of the relative transmission T^*_{LH2} and the intrinsic optical loss A against ϕ for the optimum distance A are shown in Figs. 6 and 7, respectively.

The data in Fig. 5 show that for a reasonably small and realistic value of NA and a suitable parameter A , the diameter ϕ has a moderate effect on the relative transmission function $T^*(n)$. The related change in signal intensity is only from about 19 dB to 15 dB

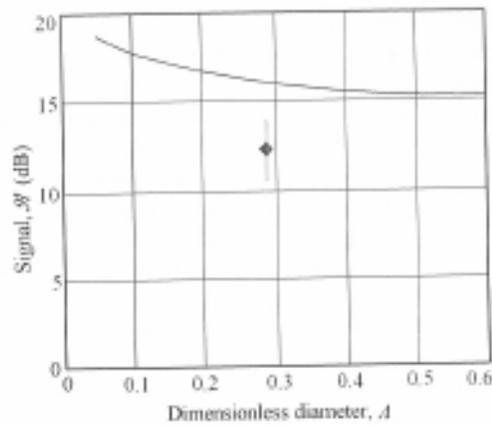


Fig. 6. Theoretical limit of the signal \mathcal{R} against the dimensionless diameter ϕ for the optimum parameter A ; (♦) – the observed signal.

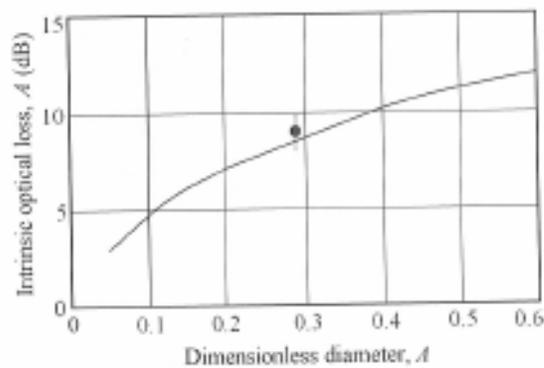


Fig. 7. Calculated intrinsic optical loss A vs dimensionless diameter ϕ for the optimum parameter A ; (♦) the observed intrinsic optical loss.

(Fig. 6). The intrinsic optical loss increases monotonically from about 3 dB to 12 dB in the same range of ϕ .

The relatively small effect of the diameter D on the signal \mathcal{R} allows us to design the present sensor with a relatively large value of ϕ ($0.2 < \phi \leq 0.6$) while satisfying the specified conditions: a small NA and the optimum A , which reduces the transverse dimension of the sensor W .

3.2 Experimental results

A group of seven fiber-optic sensors was fabricated from spherical segments made of fused synthetic silica and optical fibers with a SiO_2 core, B_2O_3 - SiO_2 cladding of internal

and external diameters $D = 50 \mu\text{m}$ and $d = 125 \mu\text{m}$, respectively, and $NA = 0.18$. The transverse dimension of the sensor was $W = 0.35 \text{ mm}$ ($\Phi = 0.29$) and the parameter was $A = 0.68$. The sensors were installed in the liquid-hydrogen storage tank, which was half-filled and then partially drained. The data runs consisted of first positioning the transducers in the bulk liquid and then cycling them through the liquid interface. Sensor outputs were recorded on a digital oscilloscope and stored in a computer. The analysis was performed to evaluate the response of the sensors to the change in the external medium from liquid hydrogen to gaseous hydrogen and *vice versa*. Five liquid-hydrogen filling and draining tests were conducted in which the optical-fiber transducers were used to indicate the liquid interface in the tank.

When passing through the liquid interface, the average signal of the sensors was 11.75 dB ($T_{\text{LOS}} = 0.067$). The mean intrinsic optical loss A was 8.5 dB. The optical fibers with no sensors showed a change in optical transmission of less than 0.2 dB when the temperature changed from room temperature to approximately 20 K in the liquid-hydrogen tank of the storage system.

4. Discussion

We showed theoretically and experimentally that the optical-fiber refractometric sensor with a hemispherical detection element made of fused silica can be optimized for the detection of the liquid interface in liquid-hydrogen tanks. The sensor, which is monolithically integrated with the lead-in and lead-out optical fibers, is well suited for operation at very low cryogenic temperatures. Also, it was found that the transverse dimensions of the sensor could be minimized without a significant decrease in sensitivity if optical fibers with a sufficiently small numerical aperture were used and when the position of the optical fibers in the sensor resulted in a significant loss of non-liquid-dependent light. Small transverse dimensions of the sensor offer many advantages in a realistic operational environment, such as the reduced retention of liquid on its surface in a form of a film or a drop.

The observed signal intensity is smaller than its theoretically predicted value, whereas the intrinsic optical loss almost coincides with the theoretical prediction. We attribute the difference between the observed and predicted signal intensities to the factors that were not considered in the theoretical analysis, such as possible deviations of the actual form of the sensor from the ideal geometrical form, nonhomogeneity of the sensor material, and the scattering and diffraction of light. Nevertheless, the experimentally observed signal was sufficiently large for the reliable discrimination between the liquid hydrogen and the gaseous hydrogen above it in the storage tank.

The relatively large intrinsic optical loss of this sensor (3–12 dB) does not present a significant problem provided the power budget of the measurement system is larger by several orders of magnitude.

This sensor can be used as a point device, in pairs, or in multipoint arrays, such as those used in discrete liquid-level sensors. Prospective applications include liquid-hydrogen level-sensing in hydrogen-powered cars, aircraft, space vehicles, and liquid-hydrogen production and storage facilities.

In conclusion, the successful operation of a fiber-optic refractometric sensor as an indicator of the liquid interface in a liquid-hydrogen tank was demonstrated for the first time, to the best of our knowledge. The advantages of this sensor in comparison with electrical sensors are the smaller heat ingress in the liquid-hydrogen tank, its intrinsic safety, and its potentially low cost.

Acknowledgments

The authors acknowledge the support of the Faculty of Engineering and General Directorate of Academic Personnel (DGAPA) of the National Autonomous University of Mexico in the form of Research Projects IN100502, IN106906, and PE102305, as well as the support of the National Science and Technology Council of Mexico (CONACYT) in the form of Research Grant 026106 (51058).

References

- 1 G. P. Sutton: *Rocket Propulsion Elements: An Introduction to the Engineering of Rockets*, 7th ed. (Wiley, New York, 1992).
- 2 R. Wurster, H. Knorr and W. Prömm: *Proc. 9th Canadian Hydrogen Conf. (Vancouver, Canada, 1999)* p. 70.
- 3 G. Krausz, G. Bartlok, P. Bodner, P. Casapicola, Ch. Doeller, F. Hofmeister, E. Neubacher and S. Kasthuriengan: *AIP Conf. Proc.* **710** (2004) 35.
- 4 R. Karunanithi and S. Kasthuriengan: *Adv. Cryog. Eng.* **48** (2000) 1803.
- 5 M. Haberbush: *Adv. Cryog. Eng.* **47** (2002) 1292.
- 6 Ch. Haberstroh and G. A. Zick: *AIP Conf. Proc.* **823** (2006) 679.
- 7 C. Yang, S. Chen and A. Kazemi: *Proc. SPIE* **4204** (2001) 206.
- 8 V. Svirid, S. Khotiaintsev and P. Swart: *Opt. Eng.* **41** (2002) 779.
- 9 V. Svirid, S. Khotiaintsev and P. Swart: *Opt. Eng.* **42** (2003) 1383.
- 10 K. Romo-Medrano, S. Khotiaintsev and V. Garcia-Garduño: *Meas. Sci. Technol.* **15** (2004) 1568.
- 11 K. Romo Medrano and S. Khotiaintsev: *Meas. Sci. Technol.* **17** (2006) 998.
- 12 *CRC Handbook of Chemistry and Physics*, 63rd ed. (CRC Press, Boca Raton, 1982) Chap. E.
- 13 M. J. Adams: *An Introduction to Optical Waveguides* (John Wiley and Sons, Chichester, 1981) Chap. 2.
- 14 M. Medhat, S. Y. El-Zaiat, A. Radi and M. F. Omar: *J. Opt. A: Pure Appl. Opt.* **4** (2002) 174.
- 15 V. Svirid: *Optical-Fiber Refractometric Sensors*, PhD Thesis (National Autonomous University of Mexico, Mexico, 2001) Chap. 4 (in Spanish).
- 16 K. Khotiaintsev-Umanets: *Development of Software for Numerical Simulation of Optical-Fiber Refractometric Sensors*, B. Sc. Thesis (Puebla Autonomous University, Puebla, 2005) Chap. 3 (in Spanish).

ANEXO 2. ARTÍCULO DE INVESTIGACIÓN CIENTÍFICA “RETOS ACTUALES DE LOS SATÉLITES DE COMUNICACIÓN”



Ingeniería Investigación y Tecnología

Ref. 692OJS19503

Ing. Heidy Beatriz Mejía del Puerto
Universidad Nacional Autónoma de México
Posgrado en Ingeniería.
Ciudad Universitaria, México, D. F. c.p. 04510
PRESENTE

Apreciable Ing. Heidy Beatriz Mejía del Puerto

Hemos recibido el artículo “Retos actuales de los satélites de comunicaciones” cuyos autores son Sergei Khotiaintsev y usted, para su posible publicación en Ingeniería Investigación y Tecnología.

El artículo es revisado por tres árbitros reconocidos como autoridades en el campo del conocimiento respectivo, quienes lo estudiarán y dictaminarán sobre su publicación.

Tan pronto nos envíen sus comentarios, le informaremos sobre dicho dictamen. El avance del proceso de evaluación únicamente podrá consultarlo por el Open Journal System y puede realizarlo en cualquier momento ingresando con el mismo nombre de usuario que utilizó para el envío de su trabajo. En la página de la revista, se encuentra un enlace directo al OJS.

Agradecemos cumplidamente su colaboración con la Revista Ingeniería Investigación y Tecnología.

Atentamente:
“POR MI RAZA HABLARÁ EL ESPÍRITU”
Ciudad Universitaria, 13 de octubre de 2010.

M. C. MARCIA A. GONZÁLEZ OSUNA
Directora Técnica y Editora

Retos actuales de los satélites de comunicaciones

Current challenges of the communications satellites

Ingeniera Heidy Beatriz Mejía del Puerto
*Universidad Nacional Autónoma de México. Posgrado en Ingeniería.
Ciudad Universitaria, México, D. F. c.p. 04510
E-mail: heidyb.mejia@gmail.com, tel. 04455 1491 1352*

Doctor Sergei Khotiaintsev
*Universidad Nacional Autónoma de México. Facultad de Ingeniería. Departamento de
Ingeniería en Telecomunicaciones.
Ciudad Universitaria, México, D. F. c.p. 04510
E-mail: sergeikh@hotmail.com, tel. (55)5622-3062*

Resumen

En este trabajo se identifican los problemas actuales de los satélites de comunicaciones, se analiza el rol de los factores externos e internos en las fallas de varios subsistemas. En nuestro análisis encontramos que el subsistema de propulsión es el que ha presentado mayor tendencia a fallas totales en los satélites, por lo que hacemos una revisión de las posibles causas de éstas y detectamos las oportunidades para innovaciones y mejoras en las respectivas tecnologías. Los resultados de este trabajo serán de utilidad para las agencias, instituciones y empresas nacionales que se dedican a las comunicaciones vía satélite.

Descriptores: tecnología espacial, comunicaciones vía satélite, subsistemas de un satélite, subsistema de propulsión, falla parcial, falla total.

Abstract

We identify the current problems relating to operation of communication satellites. We analyze the role of external and internal factors in the failures of some subsystems. Our statistical analysis of various failures revealed that the propulsion subsystem showed the maximum susceptibility to failures. We discuss in detail the possible causes of these failures and identify opportunities for innovations and improvements in respective technologies. The results of this work can be useful for the agencies, institutions and national businesses which are involved in satellite communications.

Keywords: *space technology, satellite communications, satellite subsystems, propulsion subsystem, partial failure, total failure.*

Introducción

En la ingeniería de los satélites, como en cualquier otra área de la astronáutica, confluyen múltiples aspectos. No sólo se trata de construir un equipo, sino también de conseguir que, a pesar de sus delicados elementos electrónicos, mecánicos, etc., sea capaz de resistir los rigores y

factores físicos de un lanzamiento y, sobre todo, funcionar en el ambiente espacial. El diseño de los satélites ha evolucionado significativamente desde el Sputnik hasta los satélites actuales. En el caso de los satélites mexicanos, han evolucionado desde los satélites Morelos, hasta el actual Satmex 6 y el futuro Satmex 8. El paso del tiempo y los avances tecnológicos han proporcionado elementos más resistentes a los factores del espacio y lanzamiento, así como sistemas de provisión de energía eléctrica más potentes y diseños más eficientes, pero aún quedan muchos problemas por resolver en el campo satelital.

Aunque el satélite es sometido a pruebas exhaustivas durante su construcción y antes de su lanzamiento, siempre es probable que algo falle y esto entonces, significa afrontar pérdidas considerables, ya que el precio actual de un satélite está entre 70 y 300 millones de dólares. Es por ello que desde hace algunos años los propietarios de los satélites suelen adquirir pólizas de seguro que cubran las principales eventualidades (lanzamiento fallido, menor eficiencia de la prevista en órbita, duración del satélite inferior a la prevista, etc.). Considerando el costo del seguro, el precio total de un satélite sube hasta alrededor de los 350 millones de dólares. Afortunadamente, con varias mejoras en el diseño y construcción de los satélites, estos pueden estar un mayor tiempo en órbita, mismo que fluctúa entre 10 a 15 años, cumpliendo con su vida útil de diseño, aunque a veces se ha logrado mantenerlos más tiempo. Este tiempo de vida útil de un satélite depende principalmente de la cantidad de propelente que está a bordo, el cual es ocupado para las maniobras de orientación y pequeñas correcciones de la órbita del satélite durante su vida (Rosado, 2008). Sin embargo, ocurren fallas que conllevan a la pérdida total de algunos satélites, es decir reducen su vida útil, ó, en caso de fallas parciales, estas reducen su eficiencia. Para la caracterización de la fiabilidad de los satélites comerciales de comunicaciones se utiliza un factor que se calcula en base a las fallas de satélites del mismo tipo y a fallas de cada una de las piezas utilizadas en su construcción; por medio de este factor el fabricante proporciona la información de la confiabilidad de los equipos que conforman al satélite así como de la funcionalidad de éste al futuro usuario, dando información sobre la probabilidad de falla de cada uno de sus subsistemas. Sin embargo, cada fabricante de satélites calcula la fiabilidad de los mismos en base a los datos de sus productos, sin tomar en cuenta las fallas ocurridas en productos de otros fabricantes (Ebadi, 2004).

Debido a su importancia práctica, el problema de las fallas atrae la atención de la comunidad y hasta la fecha se han realizado distintos intentos de analizar la fiabilidad de los subsistemas de los satélites en base a las fallas reportadas de los satélites. En un trabajo reciente (Castet, 2009) se consideran subsistemas distintos a la convención común para el análisis de la factibilidad, toman en cuenta la factibilidad las principales unidades que presentaron fallas en el espacio. Según el trabajo mencionado, el componente que es más propenso a fallas es el giroscopio, que es un sensor importante dentro del subsistema de orientación. Sin embargo, los resultados del trabajo no son suficientemente confiables, ya que éste estudio sólo se basó en la información recabada por una agencia particular (Ascend, 2010). Los análisis anteriores se basan en datos aun más escasos. Debido a esta deficiencia en los análisis existentes y la importancia del tema, el objetivo de la presente obra consiste en la identificación de los problemas actuales de los satélites de comunicaciones e identificación de oportunidades para innovaciones y mejoras en su diseño y manejo. A continuación, presentamos un análisis de los factores que pueden causar las fallas de los satélites, relacionando éstos con la vulnerabilidad de varios subsistemas. Luego hacemos un análisis estadístico para identificar los subsistemas más propensos a fallas, en base a la categorización de subsistemas y no a categorización por los principales componentes. En el presente trabajo utilizamos diversas fuentes: otra base de datos de fallas de satélites (Satellite New Digest, 2010), y diversas publicaciones en revistas profesionales e Internet que reportan las

fallas que no están registradas en las bases de datos mencionadas.

Factores dañinos del ambiente espacial y de lanzamiento

Los factores que causan las fallas se pueden dividir en los factores de afectación durante el lanzamiento y los factores del espacio. Durante el lanzamiento, el satélite que el cohete está poniendo en órbita, es sometido a grandes aceleraciones y vibraciones mecánicas y ondas acústicas muy intensas de diferentes frecuencias que, aún después de ser desarrollado y probado en planta, pueden causar daño a los equipos. El cohete que es ocupado para el lanzamiento de satélites consta de varias etapas, cada una de las cuales cuenta con un motor, soporte que lleva el motor y a los componentes, el o los tanques y el propelente necesarios, dependiendo del tipo de motor que lleve así como la electrónica necesaria para el control de cada etapa (Sutton, 1992). Unidas estas etapas conforman la estructura del cohete o lanzador, el cual en la parte superior lleva una cofia y una base donde son colocados el o los satélites que serán puestos en órbita. Cada etapa es encendida a cierta altura para ir dando el empuje necesario para dejar al satélite o satélites a bordo a la altura deseada. Una vez que el propelente de una etapa se agota, ésta es desprendida para disminuir la masa total de la estructura. Durante las fases de encendido de cada motor del cohete y de desprendimiento de cada una de sus etapas, se produce un golpe mecánico. Estos eventos instantáneos pueden provocar niveles de aceleración extremadamente altos, aunque solamente tienen duraciones del orden de milisegundos. Estos niveles de aceleración y vibraciones dependen del tipo de cohete, de la masa de éste y de la carga útil llevada consigo. Por ejemplo, en el caso del lanzador Ariane 4, la máxima aceleración gravitacional superficial es de $2000 g_0$ ($g_0=9.8 \text{ m/seg}^2$), a frecuencias de arriba de 1.5 kHz mientras que el lanzador Ariane 5 tiene una aceleración gravitacional superficial máxima de $10^4 g_0$ a frecuencias por arriba de 3kHz y para el lanzador Pegasus tiene una aceleración gravitacional superficial máxima a $3500 g_0$ a frecuencias por arriba de 1.5 kHz (Fortescue, 2003). Estas aceleraciones máximas a altas frecuencias pueden producir daños mecánicos en los equipos. Principalmente las fallas de este tipo ocurren en aquellos equipos de precisión, como son las unidades de comunicaciones que son ajustadas a frecuencias específicas, así como las unidades ópticas que lleva el satélite a bordo, como son los sensores de orientación (sensores de radiación infrarroja, seguidores de estrellas, etc.). Adicionalmente, ocurren fallas de otros elementos cuando los niveles de aceleraciones y vibraciones ocupados en el diseño del satélite y las pruebas terrestres no corresponden a los niveles prácticos durante el lanzamiento.

Otro grupo de factores que causan las fallas de los satélites está relacionado al ambiente espacial. En este grupo se encuentran las variaciones de la temperatura del satélite, la presencia de moléculas o átomos de algunos gases y plasma en el espacio cerca de la Tierra, algunos tipos de radiación solar y perturbaciones geomagnéticas que pueden tener efecto en los equipos a bordo. La temperatura de los elementos a bordo del satélite depende de su posición con respecto al Sol, la Tierra y la Luna y la posición de los elementos dentro del mismo cuerpo del satélite. La temperatura del equipo a bordo del satélite fluctúa entre los -200° C durante periodos de sombra y $+200^\circ \text{ C}$ a la luz del Sol. Todo esto debe ser considerado durante el desarrollo del sistema térmico del satélite, el cual, permite mantener por medio de calentadores, sabanas térmicas, tuberías de enfriamiento, etc., una temperatura adecuada en cada una de las unidades. Pero fallas de los elementos electrónicos, como son los calentadores o los sensores de temperatura, que sirven para el control de los calentadores, o mal diseño del subsistema térmico, pueden resultar en temperaturas que exceden el nivel de operación

adecuado para los equipos, pudiéndolos hasta dañar permanentemente.

En lo relacionado a la radiación solar y perturbaciones geomagnéticas, éstas se categorizan en niveles. Una de las principales agencias que se dedica a la medición de estos factores es la Administración Nacional Oceánica y Atmosférica de Estados Unidos. Dentro de las emisiones que afectan a los satélites se encuentran las tormentas geomagnéticas. Estas también son categorizadas por diferentes índices de radiación que afectan a los satélites y van desde G3 hasta G5. Las de índice G5 pueden ocasionar una inducción de carga eléctrica superficial extensiva, dificultades con la orientación, problemas con los enlaces y el seguimiento de satélites. Las tormentas geomagnéticas de índice G3 y G4 pueden producir una carga eléctrica superficial y causan problemas de orientación. En este mismo grupo de factores se encuentran las tormentas de radiación solar. Las tormentas de índice S3 originan eventos simples (errores en algunos datos), y un leve daño a los paneles solares. Las tormentas de índice S4 causan daños en chips de memoria, provocan pérdida de control, intenso ruido en imágenes, ocurre daño permanente a paneles solares. Para el nivel S5, además de las causas anteriores, originan problemas más severos como pérdida de las referencias de orientación para los seguidores de estrellas (son sistemas que aseguran la orientación del satélite en el espacio por el rastreo de ciertas estrellas). Además las tormentas S5 producen daños más severos en los componentes electrónicos y los paneles solares (NOAA, 2001).

Otro factor del clima espacial son los restos de aire, principalmente en forma de oxígeno atómico, que se encuentra a una altura de alrededor de 600 Km. (atmósfera superior). La densidad de este oxígeno es variable. El oxígeno atómico afecta varios materiales causando su degradación y erosión de las superficies de varios elementos, esto varía según la concentración de oxígeno atómico en el espacio. Además, la variación de concentración del oxígeno causa alteraciones de posicionamiento, errores de rastreo satelital y por ende la disminución de la vida total útil. Por esto, en los proyectos de largo plazo de los satélites, se evita posicionarlos en orbitas relativamente bajas.

Otro factor dañino es el plasma espacial, el cual se encuentra en la ionósfera y en la magnetósfera. El plasma produce calentamiento de la estructura y varios elementos del satélite, por ser un medio conductivo puede causar descargas y corto circuitos en el subsistema de potencia, el cual se encarga de suministro de energía eléctrica así como en otros elementos electrónicos.

Los meteoritos y "basura orbital" (restos de satélites, cohetes, etc., acumulados en el espacio) causan daño debido a colisiones principalmente en la estructura, en los paneles solares y otros elementos que se encuentran en el exterior del satélite tales como propulsores.

Susceptibilidad de diversos subsistemas de los satélites a los factores de lanzamiento y del espacio

Todos los componentes de un satélite forman dos grupos principales: la plataforma y la carga útil. La carga útil es la razón elemental del satélite. En el caso de los satélites de comunicaciones, esta parte realiza la recepción, amplificación y retransmisión de las señales con información útil. Para que la carga útil realice su función, la plataforma debe proporcionar los siguientes recursos:

- La carga útil debe estar orientada en la dirección correcta, y la posición del satélite en su órbita debe ser monitoreada y corregida en caso de ser necesario.
- La carga útil debe ser operable y confiable sobre el periodo de tiempo especificado.
- Los datos sobre el estado de la carga útil y elementos que conforman la plataforma deben

ser enviados a la estación terrestre para su análisis y mantenimiento.

- La plataforma debe de contar con una fuente de energía para permitir la operación de los equipos electrónicos (Neri, 2003).

Cada uno de estos requerimientos es proporcionado por los siguientes subsistemas:

Subsistema de estructura. Es la base que soporta todos los elementos del satélite. Esta ha sido mejorada desde los inicios de la tecnología satelital utilizando materiales cada vez más ligeros y resistentes, optimizando la forma de la estructura y la distribución de los componentes. Se ha utilizado desde aluminio, como en el Sputnik (Journey Through the Galaxy, 2006), hasta nuevos materiales, como son los compuestos de carbón y matrices de polímeros de fibras de aramid (Banerjee, 2001). Aunque este subsistema es probado durante la construcción del satélite, aún así puede ser susceptible a daños durante el lanzamiento por la intensa vibración y golpes durante su separación del lanzador. Durante la vida útil del satélite su estructura puede ser afectada por choques de meteoritos y basura espacial.

Subsistema de control de orientación. Su función es mantener la orientación del satélite. Proporciona la información de la posición y las perturbaciones a las cuales está siendo sometido el satélite. Además, orienta los paneles solares hacia el Sol, sin importar el movimiento natural del satélite por su órbita y la afectación de las fuerzas gravitacionales del Sol, la Luna y la Tierra en ésta. Uno de sus elementos principales es una computadora especializada, que lleva una serie de programas que implementan los algoritmos de control capaces de reaccionar ante una variada gama de problemas (Neri, 2003). Es uno de los subsistemas que ha presentado diversos tipos de fallas. Las fallas fueron causadas por la carga electrostática de los equipos que a su vez ha llevado a la falla parcial o total de algunos elementos por niveles altos de radiación electromagnética G5 y radiación solar de nivel S5. Otros errores de este subsistema, como la pérdida de orientación, son atribuidos a fallas por cargas electrostáticas en los sensores de orientación y actuadores. También, hay sospechas que una parte de las fallas de este subsistema puede ser atribuida a los golpes de meteoritos y basura espacial. Adicionalmente, los equipos de este subsistema son vulnerables a los factores de lanzamiento por ser elementos de precisión que pueden sufrir daño cuando las vibraciones y aceleraciones son muy intensas.

Subsistema de potencia. La fuente de energía primaria para el satélite la constituyen las celdas solares que son colocadas en grupos para conformar los paneles solares. Esta energía es administrada por un sistema electrónico que regula el voltaje y lo distribuye de forma adecuada al resto de los componentes. Este subsistema cuenta con baterías como fuente de energía secundaria, las cuales proveen energía suficiente para alimentar a los sistemas cuando el satélite se encuentra en la sombra terrestre o de la Luna (eclipses). Las baterías son cargadas poco antes del lanzamiento y después se alimentan de los paneles solares. En los años 60 la tecnología primaria era níquel-cadmio (NiCd). La tecnología más nueva en este campo es de iones de litio (Sennet-Cassity, 2008). Las baterías en general, por su naturaleza química, se degradan más que otros elementos del satélite y pertenecen a los elementos de los cuales depende mucho la vida útil del satélite (Neri, 2003). La tecnología de celdas solares y de baterías ha avanzado mucho desde el inicio de la tecnología satelital. Las primeras celdas solares de unión simple tenían como máximo una eficiencia de 19% (algunas actualmente siguen en uso (CubeSat, 2008)), hasta las nuevas celdas de triple unión de una eficiencia de casi 30% (Emcore, 2009). También las baterías de los satélites han ido mejorando, e incrementando su capacidad a medida que incrementan los requerimientos de consumo de energía eléctrica de los satélites.

Desde los años 80 se realizan estudios del efecto de las vibraciones mecánicas y ondas acústicas durante el lanzamiento sobre varios elementos del subsistema de potencia. Se ha encontrado que los paneles solares pueden ser afectados debido a las reverberaciones acústicas

entre los paneles plegados durante el lanzamiento cuando el cohete aún se encuentra en las capas densas de la atmósfera (Nagahama, 2005). Adicionalmente los paneles solares son susceptibles a daño permanente de las celdas por golpes causados por basura espacial y meteoritos. Además, las celdas solares son susceptibles a daños por carga estática inducida por radiación solar.

Las baterías no son afectadas directamente por los factores de clima espacial, pero aún así son susceptibles a daño por plasma y carga estática de sus componentes y por inducción en el cableado con los demás elementos.

Subsistema de telemetría, comando y rango. Es el encargado de proporcionar los datos referentes al estado de las unidades que conforman al satélite a las estaciones terrenas y recibir comandos de ellas para dar seguimiento a su operación. Esto, permite el mantenimiento de los subsistemas del satélite (Neri, 2003). Debido a que los equipos de radiofrecuencia que conforman este subsistema están sintonizados a frecuencias específicas por medio de osciladores internos, una de las principales causas de fallas de estos es que pueden sufrir su desintonización durante los golpes a altas aceleraciones alcanzadas en las fases de lanzamiento. Puede haber desde corrimiento en las frecuencias asignadas hasta fallas totales de estos elementos.

Subsistema de comunicaciones. En este subsistema están instalados los instrumentos que justifican la misión espacial de un satélite de comunicaciones. Los elementos que lo conforman son las antenas y transpondedores. Un transpondedor está formado por un equipo receptor y un equipo transmisor. Sus funciones principales son las de amplificación de la señal y cambio de su frecuencia (Rosado, 1999). Este subsistema, es el más importante en el ámbito comercial, ya que es el que provee el servicio a los clientes. Todos sus elementos han tenido mejoras y siguen en proceso de mejoramiento. En los orígenes, se manejaban subsistemas en banda C y banda L, después se incorporó la banda Ku y en la actualidad se ha manejado el uso comercial de banda Ka (Elbert, 2004). La tendencia es utilizar sistemas modulares, que están compuestos por unidades similares, con la posibilidad de conmutación para diferentes propósitos de operación. Estas incluyen el manejo óptimo de potencia en algunos canales, cambio de región para la retransmisión a otras zonas, etc., además proporcionan una redundancia adicional de los equipos que permite combatir de una manera eficiente las fallas de algunos elementos individuales. Actualmente la NASA está experimentando la implementación de subsistemas fotónicos en lugar de sistemas de radiofrecuencia (Dilip, 2009). Los subsistemas de comunicaciones también, al igual que los subsistemas de telemetría, comando y rango son vulnerables a desajustes en sus sintonizaciones durante los lanzamientos, fallas por cargas electrostáticas de las unidades así como en el cableado de estos equipos.

Subsistema de propulsión, compuesto por múltiples motores o impulsores de bajo empuje, sirve al satélite para controlar su orientación en el espacio y además hacer correcciones pequeñas de la órbita. Un sistema de propulsión contiene distintos elementos pasivos y activos (tanques, bombas, válvulas, tuberías, etc.) los cuales se han mejorado a medida que la tecnología espacial ha avanzado. En la actualidad se han desarrollado tres tipos principales de subsistemas de propulsión en la tecnología espacial de satélites de comunicaciones, los de monopropelente, de bipropelente y de plasma (Thales, 2003). El sistema de plasma está usando la propulsión eléctrica iónica, cuyo impulso específico, los hace eficientes y muy ligeros en cuanto al peso de propelente.

El subsistema de propulsión es vulnerable a los factores del espacio. El oxígeno atómico produce la corrosión a los materiales de los elementos expuestos a éste. En los satélites de órbita baja, la densidad finita de la atmósfera superior resulta en un mayor consumo de propelente para las correcciones de la órbita y posición. Esto no es catalogado como una falla como tal pero tiene efectos sobre la vida útil de los satélites de este tipo. Los sistemas de propulsión eléctrica iónica

son vulnerables a la presencia de plasma espacial que puede originar la alteración de su funcionamiento debido a la conductividad del plasma. La radiación solar y las tormentas geomagnéticas no tienen un efecto directo sobre el subsistema de propulsión más que un aumento en el consumo de propelente por las fallas en el subsistema de orientación. Por otro lado, una de las causas de anomalías principales de este subsistema son los factores del lanzamiento, causando daño en los elementos por efectos de vibración, ocasionando fallas mecánicas, como es el caso de defectos en las válvulas de impulsores y en éstos mismos. Entre las medidas que se toman para disminuir los daños a los impulsores se encuentra la utilización de cubiertas protectoras para protegerlos contra meteoritos y basura orbital, sin embargo no se pueden proteger todos los elementos y debido a estas colisiones se han registrado rupturas de tanques presurizados (Bedingfield, 1996).

Análisis estadístico de las fallas por subsistema

En este trabajo, a diferencia de trabajos existentes, la información recabada de las fallas ocurridas en los satélites, fue agrupada en 7 categorías: fallas de subsistemas de propulsión, orientación, potencia, comunicaciones, telemetría y comando, térmico y fallas generales, que son aquellas fallas que han sido descritas como de origen desconocido o de varios subsistemas a la vez. Adicionalmente las fallas fueron categorizadas considerando si se trata de una falla parcial o total en el satélite. En la figura 1 se muestra el número total de fallas registradas (tanto parciales como totales) por cada tipo de subsistema desde 1997 a 2010. De los datos de la figura 1 se puede observar que las fallas ocurren año con año, afectando a todos los subsistemas a una tasa variable.

La figura 2 muestra una distribución del total de fallas, tanto parciales como totales registradas por subsistema desde 1997 hasta 2010. De los datos de la figura 2, se puede llegar a la conclusión de que el mayor número de fallas ha ocurrido en el subsistema de potencia. Sin embargo, la figura 3 que muestra la distribución de fallas por subsistema y por tipo de falla: total y parcial, proporciona los detalles importantes. De la figura 3 se puede observar que la mayoría de las fallas del subsistema de potencia sólo han causado pérdida parcial del satélite.

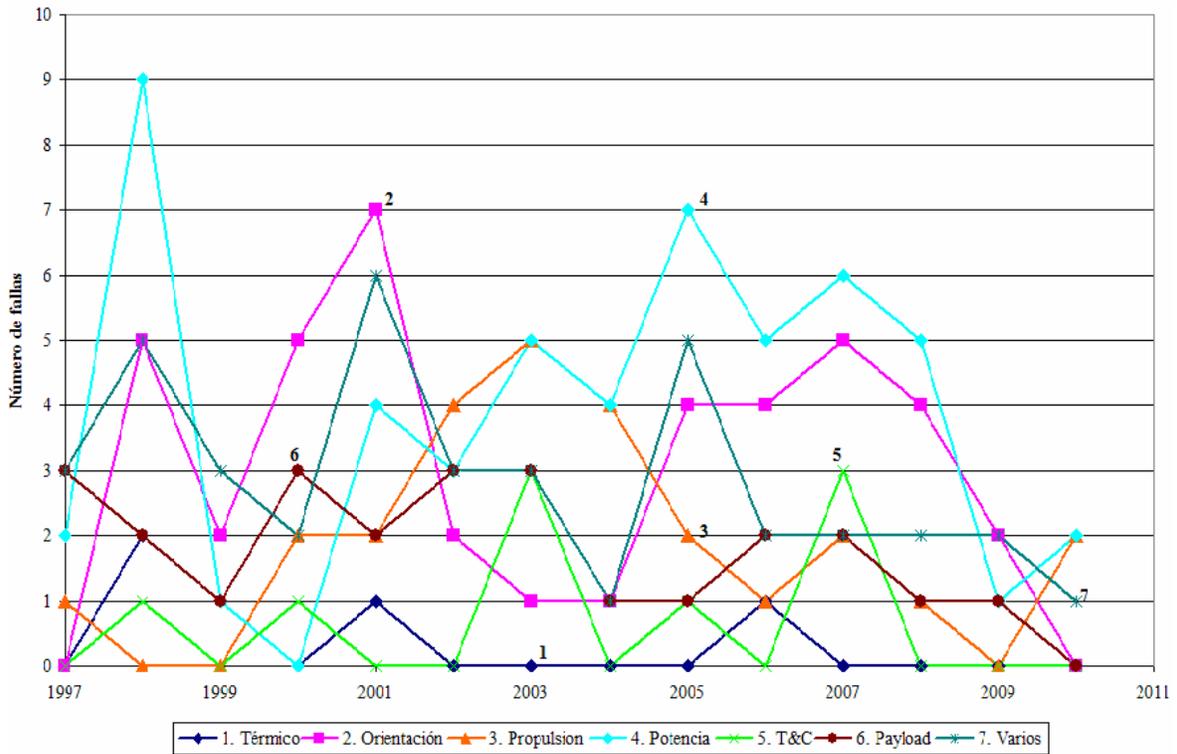


Figura 1. Número de fallas por subsistema por año, de 1997 a 2010

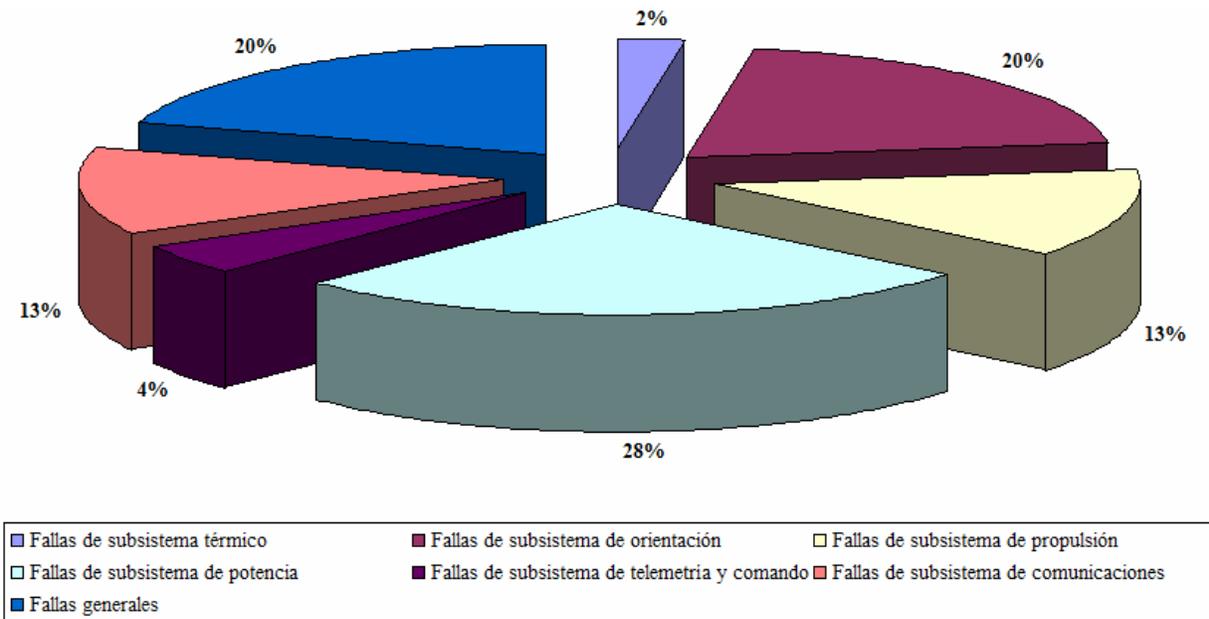


Figura 2. Distribución de total de fallas por subsistema, de 1997 a 2010

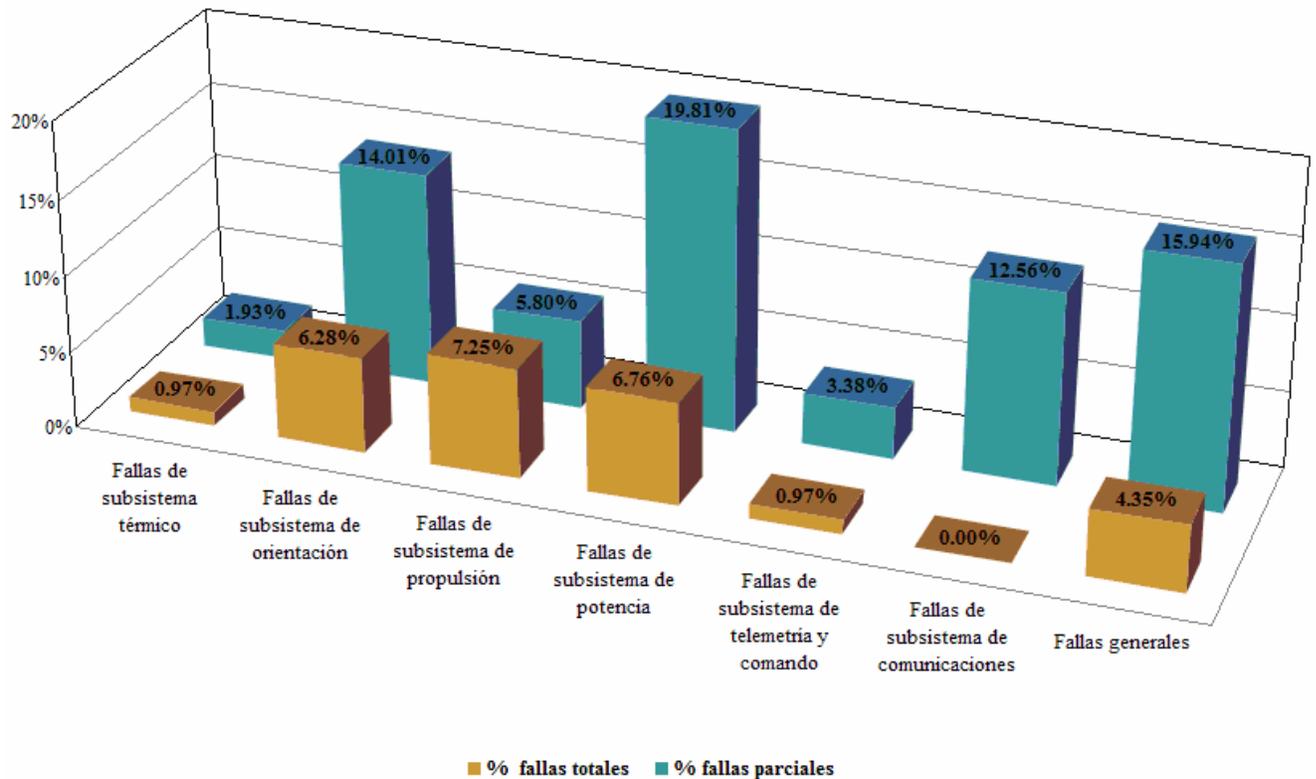


Figura 3. Distribución de total de fallas parciales y totales por subsistema de 1997 a 2010

En contraste, las pérdidas totales conllevan una interrupción total del servicio de comunicaciones y por sus consecuencias económicas son mucho más graves que las pérdidas parciales. En la figura 3 se ve que el subsistema de propulsión tiene el mayor porcentaje de fallas totales, lo que significa que este subsistema es el punto más débil en la tecnología espacial actual. Ésta relativa vulnerabilidad del subsistema de propulsión a los factores dañinos no fue detectada en los estudios realizados anteriormente. Por esto, los ingenieros involucrados en el desarrollo de satélites deben prestar su máxima atención a las mejoras de este subsistema, a pesar de que otros dos subsistemas (de potencia y de orientación) también deben ser atendidos con mucha atención.

A continuación, vamos a concentrarnos en los problemas del subsistema de propulsión y sus posibles mejoras, ya que éste estadísticamente presenta la máxima tasa de fallas totales que conllevan a consecuencias más graves para los satélites de comunicaciones. La reducción de la tasa de fallas y mejoramiento de rendimiento de este subsistema es el camino más eficiente para el aumento de la vida útil de los satélites de comunicaciones.

Análisis de las fallas registradas en el subsistema de propulsión

En este trabajo se analizan las fallas del subsistema de propulsión tomando en consideración tres bloques principales de este subsistema: el bloque de presurización, el bloque de manejo de propelente y el bloque de impulsores.

El bloque de presurización es utilizado para aumentar la presión en los tanques de propelente después de la fase de lanzamiento (por motivo de seguridad, para evitar una explosión los tanques no están presurizados en esta fase). Este bloque está compuesto por uno o varios tanques de gas presurizante (helio), un regulador de presión y válvulas que controlan el flujo de gas. Estas pueden ser válvulas de chequeo, que permiten sólo el flujo del gas hacia el propelente pero no del propelente hacia el gas y válvulas de cerrado, que a veces cuentan con actuadores piroeléctricos. Las válvulas de cerrado inicial permiten cerrar el paso del gas a las tuberías durante la fase de lanzamiento del satélite. Una vez que vayan a ser ocupadas, los actuadores piroeléctricos son explotados para que se abra la válvula y haya un flujo continuo de propelente. Al contrario, las válvulas de cerrado convencionales, que por su acción son inversas a las anteriores, son cerradas una vez que el satélite es puesto en su posición o permanecerán así durante toda la misión del satélite. Adicionalmente, se ha implementado la inclusión de filtros en el subsistema. Estos se utilizan en los subsistemas que cuentan con válvulas piroeléctricas, para evitar que los posibles desechos, después de que los actuadores son estallados, causen que las tuberías se tapen o las dañen o atasquen las válvulas, impidiendo el cierre de las mismas.

En el bloque de manejo de propelente se cuenta con elementos similares, con la diferencia que los tanques contienen el propelente en lugar de gas presurizante. En el bloque de impulsores hay válvulas de cerrado y un conjunto de impulsores. El impulsor principal (motor de apogeo), que se ocupa durante el posicionamiento del satélite en su órbita, después del lanzamiento y varios impulsores de menor empuje (de sólo algunos Newtons) que son ocupados durante toda la vida del satélite para correcciones menores. Adicionalmente, en todos los bloques se tienen sensores de presión y de temperatura en los tanques, así como en tuberías para el monitoreo de su estado. Además se cuenta con calentadores para mantener el gas presurizante y el propelente (o los propelentes) a la temperatura adecuada, ya que los satélites están expuestos a temperaturas muy bajas, por lo que se pueden congelar los propelentes causando una pérdida total del subsistema.

En este subsistema, el sistema de presurización ha sido principalmente el que han causado las fallas que resultaron en la pérdida total de los satélites. Han ocurrido desde fugas hasta fallas en la represurización del tanque después del lanzamiento, estas fallas por lo menos en dos casos, resultaron en explosiones de los satélites (el satélite Telstar 402 de AT&T (McConell, 1994) y el satélite DART de la NASA (NASA, 2005)). Las fallas parciales también pueden ser originadas durante la etapa de adquisición de órbita y pueden afectar al satélite durante toda su vida. Como ejemplo, una falla de válvula piroeléctrica ocurrió con el satélite TDRS 1. Por esto, no se pudo realizar la represurización de un tanque, teniendo que usar solo impulsores pequeños para llevarlo a su posición final, por lo que quedó en órbita inclinada (Collect Space, 2008). Otro ejemplo es la degradación de la vida útil del satélite por fugas debido a fallas en las válvulas es el caso del satélite Kosmos 2397 (Satellite News Digest, 2008)

La falla de los impulsores ha sucedido en varios satélites. Pero, debido a la redundancia de los componentes del subsistema de propulsión, en varios casos fue posible utilizar otro impulsor o los demás impulsores y así mantener el funcionamiento del satélite (a menos que ocurran mas fallas que lleven al agotamiento de la redundancia de este subsistema). Un ejemplo de fallas de impulsores es el satélite Nahuel 1, del cual reportaron en enero del 2007

la pérdida de más de la mitad de sus impulsores. Esto originó la pérdida de control de inclinación de la órbita por no poder ejecutar maniobras de control de orientación Norte-Sur (maniobras de corrección de inclinación) (Cayon, 2007). Los calentadores, las válvulas y los impulsores son unidades críticas de este subsistema que han evolucionado mucho desde inicio de la era espacial. Varias agencias siguen trabajando sobre el mejoramiento de estos elementos, ya que son de gran importancia para la subsistencia de los satélites.

Los subsistemas eléctricos iónicos de propulsión también presentaron fallas. Se conocen varias fallas del subsistema de propulsión de iones fabricada por Hughes Spacecraft, estas fallas resultaron en la disminución de la vida útil de los satélites que contaban con este subsistema. Los satélites mencionados contaban tanto con subsistema de propulsión de iones (para el control a largo plazo de la inclinación de la órbita), como con el subsistema tradicional de propulsión de bipropelente, para el control de deriva y excentricidad de la órbita. La ventaja de este sistema híbrido es la reducción de la masa necesaria de propelente ya que éste es sustituido por el gas ionizante (xenón). El primer satélite que reportó una falla de este estilo fue el Galaxy VIII-i (en septiembre de 2000), reportando una disminución de 10 años en su vida útil. (SPACE and TECH Digest, 2000)

Por otro lado, la vida útil de los satélites de comunicaciones depende de la precisión en la cuantización de propelente restante a bordo. Esta precisión, a su vez depende de la precisión de medición de flujo de propelente consumido por los impulsores. Las tasas integradas del flujo son restadas de la masa inicial de propelente para determinar la cantidad de propelente restante. Sólo 20% de la carga llena inicial de propelente puede ser usada para la realización de los disparos de apogeo para la inserción del satélite en órbita y disparos para el control de su orientación. El 80% de propelente restante es, al menos, el estimado que se va a consumir durante la vida útil requerida. Con misiones de larga duración, los errores de la tasa del flujo integrada en el tiempo pueden resultar en un 10% de incertidumbre en el pronóstico de la vida útil del satélite. Este pronóstico es muy importante para la planificación de reemplazo de satélite (Mundo Ejecutivo, 1998). Actualmente se han empleado distintos métodos indirectos de cuantización del propelente que utilizan los datos sobre la temperatura y presión en el o los tanques para conocer el volumen del propelente. También existen otros métodos indirectos, como por ejemplo la medición de errores de orientación del satélite atribuidos a la fuerza ejercida por la masa del propelente para el cálculo de la masa restante. Sin embargo, los errores de los métodos indirectos de cuantización del propelente son relativamente grandes y aun que no son fallas en todo el sentido de la palabra, contribuyen significativamente al incertidumbre en la estimación de la vida útil de los satélites.

Oportunidades de mejoras al subsistema de propulsión

Con el avance de la tecnología se puede esperar un mejoramiento substancial en varios elementos del subsistema de propulsión. Pero, en nuestra opinión, esto no resultará en un decremento esencial de la tasa de fallas de este subsistema, ya que sus elementos vuelven ser más pequeños, livianos, eficientes, pero también más sofisticados y por esto más vulnerables a diferentes factores dañinos de lanzamiento y del espacio. Para cambiar esta tendencia, se necesita de nuevos conceptos de diseño en el sistema de propulsión.

En concreto, se puede disminuir el efecto de las fallas al migrar de los subsistemas de propulsión basados en unos pocos impulsores de gran empuje, a diseños modulares basados en los arreglos de múltiples impulsores pequeños y de bajo empuje con sus respectivos tanques y sistemas de control y con la capacidad de desconectar (excluir) cualquier elemento que presente

una falla. Esencialmente, se trata de un drástico aumento de la redundancia de este subsistema. Con el diseño modular, una o múltiples fallas en diferentes elementos del subsistema de propulsión no afectarán notablemente el rendimiento del subsistema completo. El diseño modular conllevará el aumento de la masa total del subsistema en comparación con el diseño basado en unos pocos impulsores de gran empuje. Sin embargo, el aumento de la vida útil del satélite que se logrará con esta innovación es un beneficio tan grande que sin duda superará la desventaja relacionada a un relativamente pequeño incremento de la masa total del subsistema de propulsión.

Otra oportunidad de mejora consiste en el aumento de precisión de cuantización de propelente remanente a bordo del satélite. Con esto, se puede evitar una deorbitación prematura por una mala estimación de propelente. Aunque no es directamente una falla, la mala estimación de cantidad de propelente conlleva a la disminución de la vida del satélite. Un aumento drástico de precisión de cuantización de propelente remanente a bordo de un satélite requiere de sistemas de medición basados en nuevos principios. Además, un efecto sinérgico se brindará si se puede implementar un nuevo sistema de sensores en las tuberías del subsistema de propulsión que puedan detectar la presencia de burbujas de gas en el flujo de propelente a los impulsores. Con esto, al detectar a fin de vida la presencia de gas mezclado con propelente, se podrán tomar las acciones pertinentes antes de que la ausencia de propelente en uno de los impulsores cause un torque no deseado al estar ejecutando una maniobra, y con esto, causar una pérdida de orientación del satélite. Entre las soluciones prometedoras se encuentran los sensores y sistemas de medición basados en fibras ópticas (por su pequeña masa y dimensiones, y otras ventajas al respecto a los sensores y sistemas eléctricos o mecánicos) (Yang, 2001; Ecke, 2001; Mizutani., 2003; Romo, 2004; Khotiaintsev, 2009).

Los subsistemas híbridos de propulsión (de propelente líquido y de empuje iónico) también son prometedores. Actualmente, varias agencias espaciales trabajan sobre estos subsistemas, tanto para la fase de órbita de transferencia como para su utilización durante la vida del satélite y su deorbitación. Consideramos, que los subsistemas de propulsión de tipo híbrido también serán más eficientes en lo relacionado a la inmunidad a las fallas de los elementos, cuando estos sean implementados en forma modular, con arreglos de múltiples impulsores individuales relativamente pequeños.

Conclusiones

A pesar de un gran avance en diferentes ramas de la ingeniería, orientadas a los satélites de comunicaciones, aún ocurren fallas en diferentes subsistemas del satélite y la tasa de estas fallas no disminuye con el tiempo. La causa de esta situación, es que, a medida que la tecnología va mejorando, los componentes y unidades se van haciendo más eficientes pero también más complejos y por tal razón, más sensibles a diferentes factores desfavorables. Esto nos lleva a la conclusión que las mejoras incrementales en los elementos y equipos existentes, no resultarán en un decremento significativo de la tasa de las fallas parciales y totales de los satélites. Por esto, hay que buscar soluciones radicales tales como nuevos conceptos de diseño de varios subsistemas de satélites de comunicaciones.

Nuestro análisis estadístico reveló que el subsistema de propulsión es el que ha presentado un mayor número de anomalías que han llevado a la pérdida total de un satélite. Esta relativa vulnerabilidad del subsistema de propulsión no fue detectada en los estudios realizados anteriormente; por esto la comunidad satelital y astronáutica debe prestar una mayor atención a posibles mejoras a este subsistema.

Un nuevo concepto que se sustenta y se propone en este trabajo consiste en migración de diseños basados en unos cuantos impulsores de gran empuje en el subsistema de propulsión actual, a diseños modulares con arreglos de muchos impulsores individuales relativamente pequeños. Esto les brindará una gran redundancia intrínseca a los subsistemas de propulsión, tanto basados en impulsores de propelente líquido, como en impulsores eléctricos iónicos, igual que a los subsistemas híbridos.

Además, la detección temprana de fallas y el aumento de la precisión de medición de propelente remanente presentan otra oportunidad de disminuir la ocurrencia de anomalías y aumentar así la vida útil de los satélites. La implementación práctica de este concepto requiere de sensores y sistemas de medición con características mucho mejores que los existentes. En particular, los sensores de fibras ópticas presentan mucha promesa en esta aplicación.

Las mejoras al diseño del subsistema de propulsión que se sustenta y se propone en este trabajo podrán reducir significativamente las consecuencias negativas de fallas en distintos elementos de este subsistema y así lograr un aumento de la vida útil de los satélites de comunicaciones.

Agradecimientos

Agradecemos el apoyo brindado por la Dirección de Asuntos del Personal Académico de la UNAM y del CONACyT, esto a través de los proyectos de investigación científica PAPIIT IN114109 y CONACYT 026106, respectivamente.

Semblanza de los autores

Heidy Mejía. Candidata a Doctor en Ingeniería Eléctrica (área – Telecomunicaciones) por la Universidad Nacional Autónoma de México, en donde también realizó sus estudios de Licenciatura en la Facultad de Ingeniería.

Sergei Khotiaintsev. Doctor en Ciencias (área - Electrónica) por la Universidad Nacional Técnica de Kiev, Ucrania, donde realizó sus estudios en Ingeniería en Telecomunicaciones por Radio. Participó en proyectos espaciales de su país de origen. Profesor de tiempo completo del Departamento de Ingeniería en Telecomunicaciones de la División de Ingeniería Eléctrica de la Facultad de Ingeniería, UNAM.

Referencias

- ASCEND. Space Trak [en línea]. ASCEND Online. 2010 [fecha de última consulta 4 de agosto de 2010]. Disponible en:<http://www.ascendworldwide.com>
- Banerjee D. Structural materials in aerospace systems. *MRS Bulletin* [en línea]. Vol. 26. No. 3. Marzo 2001 [fecha de consulta 28 de enero de 2010]. Disponible en:
http://www.mrs.org/s_mrs/doc.asp?CID=9284&DID=197222
- Bedingfield K., Leach R., Alexander M. *Spacecraft system failures and anomalies attributed to the natural space environment*. NASA Reference Publication 1390. Alabama: National Aeronautics and Space Administration Marshall Space Flight Center, NASA, Agosto 1996. 51 p.

- Castet J., Saleh J. Satellite and satellite subsystems reliability: statistical data analysis and modeling. *Reliability Engineering & System Safety*, 94(11): 1718-1828. Noviembre 2009. ISSN: 0951-8320.
- Cayon, D. El satélite Nahuel I se convierte en basura espacial en 15 días, cuando pasa al Estado. Diario Perfil [en línea]. Año II. No 187. 15 de Julio 2007 [fecha de consulta 2 de febrero de 2010]. Disponible en: <http://www.diarioperfil.com.ar/edimp/0181/articulo.php?art=2107&ed=182>.
- CubeSat. The technology of solar cells. Solar cells overview. University of Leicester CubeSat Project [en línea]. 3 de diciembre de 2008 [fecha de consulta 4 de febrero de 2010]. Disponible en: <http://cubesat.wikidot.com/the-technology-of-solar-cells>.
- Dilip P. Feasibility of photonic payload onboard advanced Satcom systems. *Proceedings SPIE*, CR66: 312-340. Julio 1997. ISBN: 9780819425973.
- Ebadi A. Satellite reliability. *APSCC Newsletter* [en línea]. Summer 2004 [fecha de consulta: 20 de septiembre de 2010]. Cover Story, II. Disponible en: <http://www.apsc.or.kr/>
- Ecke W., Latka I., Willsch R., Reutlinger A., Graue R. Fibre optic sensor network for spacecraft health monitoring. *Measurement Science and Technology*, 12(7): 974-980. Julio 2001. ISSN 0957-0233.
- Elbert B. *The satellite communication applications handbook*. 2a edición. Estados Unidos. Artech House, Inc. 2004. pp. 72-75. ISBN 1-58053-490-2.
- Emcore. *Space solar cells*. [en línea]. 2009 [fecha de consulta 22 de febrero de 2010]. Disponible en: http://www.emcore.com/solar_photovoltaics/space_solar_cells.
- Fortescue P. *Spacecraft systems engineering*. 3a edición. Inglaterra. John Willey and Sons, Ltd. 2003. pp. 11- 39, 169-198. ISBN 0-471-61951-5.
- Journey through the galaxy. Sputnik (1957 – 1963) [en línea]. 2006 [fecha de consulta 22 de febrero de 2010]. Disponible en: http://burro.astr.cwru.edu/stu/advanced/20th_soviet_sputnik.html.
- Keese C. *Satellite telemetry, tracking and control subsystems*. [en línea]. Massachusetts Institute of Technology. Octubre de 2003. 35 p. [fecha de consulta 26 de febrero de 2010] Disponible en: http://ocw.mit.edu/courses/aeronautics-and-astronautics/16-851-satellite-engineering-fall-2003/lecture-notes/l20_satellitettc.pdf.
- Khotiaintsev S., Svyryd V., Mejía H. Fiber-optic liquid-interface sensor for liquid hydrogen. *Sensors and Materials*, 21(1): 3-23. 2009. ISSN: 09144935.
- McConnell C. AT&T loses Telstar 402 satellite. *Broadcasting and Cable* [en línea]. Septiembre de 1994 [fecha de consulta 22 de febrero de 2010]. Disponible en: <http://www.allbusiness.com/electronics/computer-electronics-manufacturing/7686558-1.html>.
- Mizutani T., Hayashi K., Okabe Y., Takeda N. Strain monitoring of a composite LH2 tank for a reusable rocket vehicle using an onboard FBG demodulator technical digest. En: 16th International Conference on Optical Fiber Sensors. Japón. 2003. pp. 440-443.
- Mundo Ejecutivo. *México y sus empresas:1997-1998*. Ediciones bilingüe inglés-español. México. Octubre 1998. 248 p.
- Nagahama K. Vibra-acoustic analysis of narrow cavity effect of satellite at launch. En: European conference on spacecraft structures, materials & mechanical testing. Japan Aerospace Exploration Agency. Agosto 2005. p. 581.

- Neri R. *Comunicaciones por satélite*. 1ª Edición. México. Editorial Thomson. 2003. pp. 492. ISBN: 970686282X.
- NOAA. Escalas de clima espacial de NOAA [en línea]. Enero 2001 [fecha de consulta 21 de enero de 2010]. Disponible en: www.sec.noaa.gov.
- Overview of the DART mishap investigation results for public release [en línea]. NASA. 2005 [fecha de consulta 12 de marzo de 2010]. pp. 10. Disponible en: http://www.nasa.gov/pdf/148072main_DART_mishap_overview.pdf.
- Richharia M. *Satellite communications systems*. 2a Edición. Estados Unidos. McGraw-Hill. 1999. pp. 72-73, 104-105. ISBN 0-07-134208-7.
- Romo K., Khotiaintsev S., Garcia V. Optical fibre sensor system for monitoring the performance of the gas-propellant centrifuge separator of a spacecraft. *Measurement Science and Technology*, 15 (8): 1568-1575. 2004. ISSN 0957-0233.
- Rosado C. *Comunicación por satélite: principios, tecnología y sistemas*. 2ª Edición. México. Editorial Limusa. 2008. pp. 10 – 11. ISBN: 9786075000046.
- Satellite News Digest. Chronology of satellite failures – timeline and satellites [en línea]. Agosto 2010 [fecha de consulta 12 de agosto de 2010]. Disponible en: <http://www.sat-index.co.uk/failures/>
- Satellite News Digest. Kosmos 2397, Kosmos 2350, Kosmos 2344 [en línea]. 2008 [fecha de consulta 15 de marzo de 2010]. Disponible en: <http://www.sat-nd.com/failures/index.html>?Disponible en: <http://www.sat-nd.com/failures/kosmos.html>.
- Sennet-Cassity A. Satellite batteries must offer function and evolution [en línea]. Saft America, Inc. Cockeysville, MD. Agosto 2008 [fecha de consulta 22 de febrero de 2010]. Disponible en: http://www2.electronicproducts.com/Satellite_batteries_must_offer_function_and_evolution-article-fapo_Saft_aug2008-html.aspx.
- SPACE and TECH Digest. Galaxy 8i primary propulsion system fails [en línea]. Octubre 2000 [fecha de consulta 16 de junio de 2010]. Disponible en: <http://www.spaceandtech.com/digest/sd2000-29/sd2000-29-003.shtml>.
- Sutton, G. *Rocket propulsion elements: An introduction to the engineering of rockets*. 7ª edición. Estados Unidos. Wiley. 1992. pp. 751. ISBN 978-0471326427.
- Thales Alenia. Propulsion subsystems [en línea]. 2003 [fecha de consulta 12 de abril de 2010]. Disponible en: <http://www.thalesgroup.com/assets/0/93/238/1af17fc2-957b-46fd-ad52-608ba23b60bf.pdf?LangType=2057>.
- Yang C., Chen S., Kazemi, A. Fibre-optical liquid level sensor under cryogenic environment. *Proceedings SPIE*, 4204: 206-215. Octubre 2001. ISBN: 9780819438690.

ANEXO 3. MEMORIAS TUIDE-2009

Universidad Nacional Autónoma de México



Primer Taller Universitario de Investigación y Desarrollo Espacial *(La UNAM en el Espacio)*



TUIDE-2009

MEMORIAS

PRESENTE, PASADO y FUTURO
Torre de Ingeniería 18 y 19 de junio de 2009

Cd. Universitaria, México, D.F.

TUIDE

ÍNDICE

CONFERENCIAS INVITADAS

	Pág.
1. Antecedentes de la Investigación Espacial en México. <i>Ing. Eugenio Méndez Docurro</i>	2
2. Algunas reflexiones sobre la creación de la Agencia Espacial Mexicana (más vale tarde que nunca). <i>Dr. Arcadio Poveda Ricalde</i>	7
3. La legislación sobre la Agencia Espacial Mexicana. <i>Sen. Francisco Javier Castellón Fonseca</i>	15

SESIONES

SESION 1. Instrumentación.....	20
Resumen.....	21
1. La Misión espacial JEM – EUSO. <i>Gustavo Medina Tanco</i>	22
2. Vehículo explorador todo terreno controlado por USB. <i>Cesar Joaquín Rodríguez Cruz</i>	24
3. Aplicación del Método de Problemas Inversos Para el Análisis del Sistema de Control Térmico Pasivo en Naves Espaciales. <i>Vivaldo Muñoz González</i>	26
4. Nuevos Sensores Ópticos para medición de cantidad de combustible en tanques de propelente de satélites de comunicaciones. <i>Heidy Beatriz Mejía Del Puerto</i>	28
5. Microelectrónica. <i>Karina Rojas Arteaga</i>	30
6. Diseño de algoritmos de ubicación de equipo y de red de cableado a bordo de satélites y objetos móviles bajo criterios de compatibilidad Electromagnética. <i>Carlos Romo Fuentes</i>	31
7. Detector solar en el lejano Infrarrojo. <i>Alejandro Lara Sánchez</i>	33
8. Sistema de Simulación para Pruebas de Algoritmos de Orientación y Control de Satélites Pequeños. <i>Jorge A. Prado Molina</i>	34
9. Desarrollo de Sensores de Orientación para Satélites Pequeños. <i>Jorge A. Prado Molina</i>	36
SESION 2. Divulgación.....	38
Resumen.....	39
1. Proyecto de Divulgación Científica en la Agencia Espacial Mexicana. <i>Xochitl Blanco Cano</i>	41
2. Desarrollo de la Industria Aeroespacial en México. <i>Manuel Hernández Casillas</i>	42
3. Una Colaboración entre la Tierra y el Espacio, RATIR (The Reionization and Transients IR Camera). <i>Alejandro Farah Simón</i>	45
4. Análisis de la Iniciativa de Ley de la Agencia Espacial Mexicana. <i>Victor Manuel Velasco Herrera</i>	46
SESION 3. Plataformas Satelitales.....	47
Resumen.....	48
1. Parámetros de diseño para un satélite de Percepción Remota. <i>Armando Peralta Higuera</i>	50

Nuevos Sensores Ópticos Para Medición de Cantidad de Combustible en Tanques de Propelente de Satélites de Comunicaciones

Heidy Beatriz Mejía del Puerto*

*Facultad de Ingeniería de la UNAM, México D.F.

E-mail: hbethinna@yahoo.com.mx

Resumen

En los últimos años, la tecnología satelital ha sido de gran importancia en las comunicaciones. Con base en las fallas de satélites registradas desde 1993 hasta la fecha, obtuvimos estadísticas sobre fallas parciales y totales y su fuente de origen, lo que nos reporta que los subsistemas más propensos a fallas totales son principalmente los de orientación y de propulsión. Por esto, el mejoramiento de los sistemas de orientación y de propulsión y, en particular, el monitoreo más eficiente de las cantidades de propelente usado y restante, son importantes para el aumento de la vida útil de los satélites y por consecuencia de las utilidades derivadas de éste. El tiempo útil en órbita de un satélite fluctúa entre 10 y 15 años y principalmente depende de la cantidad de combustible que puede tener a bordo. El combustible sirve al satélite para realizar correcciones y cambios de velocidad para controlar su orientación en el espacio y proporcionar el control adecuado de los parámetros de órbita. Los beneficios significativos, económicos y logísticos proceden de un sistema de medición de propelente más exacto. Sin embargo, las limitaciones en la masa de los satélites no permiten resolver este problema incrementando el número de sensores y otros equipos correspondientes. Durante la última década, los científicos de la Facultad de Ingeniería de la UNAM con el apoyo de la DGAPA-PAPIIT, del CONACYT, desarrollaron sensores de fibra óptica de tipo refractométrico que han presentado una mejor sensibilidad, exactitud, e inmunidad a las interferencias electromagnéticas. Estos sensores son compactos y livianos, por lo cual pueden ser de interés para su aplicación en sistemas satelitales de propulsión. Aún con las ventajas mencionadas de estos nuevos sensores contra sensores comunes, hasta la fecha no existe evidencia de que este tipo de sensor funcione con los propelentes líquidos utilizados en la tecnología espacial. El índice de refracción de los propelentes es variable, desde índices relativamente grandes (1.4...1.5) para la hidracina y algunos alcoholes hasta casi la unidad (1.106) para el hidrógeno

líquido (LH₂). Desde el punto de vista de la refractometría, los medios ópticamente menos densos presentan mayor dificultad en las mediciones por medio de sensores refractométricos, por lo que el trabajo desarrollado se enfoca a propelentes de este tipo, en particular al hidrógeno líquido. En el trabajo desarrollado presentamos resultados de diseño y pruebas de un sensor de fibra óptica capaz de medir la interface entre el hidrógeno líquido y el gas encima de éste, en un tanque de propelente. Adicionalmente a las características de los sensores refractométricos mencionadas anteriormente, en este caso se analizaron los posibles materiales para el sensor considerando las condiciones ambientales a las que puede estar sometido en el espacio, principalmente a los cambios bruscos de temperatura por lo que se eligió el sílice fundido. Este sensor se puede utilizar en pares o en forma de un arreglo para mediciones de LH₂ y algunos otros propelentes, tanto en el espacio como en instalaciones terrestres.



REFERENCIAS

- [1] Schwartz, R. "Analfabetas tecnológicos. La correlación directa con la fortuna de Slim". *El Financiero*. Martes 10 de enero de 2006. pp.14.
- [2] Neri, Rodolfo. "Comunicaciones por satélite." Editorial Thomson, México, D. F., 2003. 492 pp.
- [3] Cárdenas, E. "Historia de las comunicaciones y Los transportes en México: el teléfono". Secretaría de Comunicaciones y Transportes, SCT. México, D. F., 1987.
- [4] INEGI "Estadísticas Históricas de México. Tomo II, 1999. 984 pp.
- [5] Teléfonos de México. "Historia de la telefonía en México: 1878-1991." México, D. F., 1991. 225 pp.
- [6] Secretaría de Comunicaciones y Transportes. "Las comunicaciones. medio de integración nacional y de desarrollo económico.". México, D. F., 1970. 130 pp.
- [7] SATMEX. "Boletín de prensa de Satmex- Disponibilidad y uso de tecnologías de Información en los Hogares Mexicanos". México, D. F., jueves 26 de mayo de 2005. Comunicado número 193/05.
- [8] Roldán, J. "La experiencia internacional del gobierno electrónico: Sistema e-México", en *Revista Ducit et Docet*. Universidad Intercontinental (UtC). México, D. F., volumen III, numero 1, 2002. pp. 37-40.
- [9] Secretaría de Comunicaciones y Transportes. "Tercer Informe de Labores. SCT. 2002-2003." México. 1 de septiembre de 2003 122 pp.
- [10] INEGI "Anuario estadístico de los Estados Unidos Mexicanos". México. 2000. 680 pp.
- [11] Secretaría de Comunicaciones y Transportes. "Boletines de prensa de la Secretaría de Comunicaciones y Transportes (SCT)". No 136, 17 de noviembre del 2005; y, numero 138, 24 de noviembre del 2005.
- [12] "Legislación 2002 en Comunicaciones. Actualizada." Ediciones Delma, 1a. edición, México, D. F., mayo de 2002. 705 pp.
- [13] Eggers, L.; Arellano, M.; Olmedo, R. "Inversión en Investigación y Desarrollo Tecnológico". *Revista Mundo Ejecutivo*. México, D. F., Edición de Aniversario. 31 de marzo de 2003. pp. 26 a 28.
- [14] Roldán, J. "Estado del Arte en la Investigación y en el Desarrollo Tecnológico de las Telecomunicaciones en México". *Revista Ducit et Docet*. Universidad Intercontinental (UIC). México, D. F., volumen II, números 1 y 2, enero-diciembre del 2001. pp. 15-18.
- [15] Instituto de Ingeniería, UNAM. "SATEDU" <http://proyectos.iingen.unam.mx/satedu/Default.htm>. 2008.
- [16] Ramos, J.; Gómez, R. "Aprueba Senado Ley para Agencia Espacial Mexicana". *El Universal*, 4 de noviembre de 2008.
- [17] "Solicitudes de Excitativas a Comisiones". *Gaceta del Senado*. No 338, 2009-02-26.
- [18] Contreras, J. "Aprueba el Senado crear la Agencia Espacial Mexicana". *La Crónica de Hoy*, 5 de noviembre de 2008.
- [19] Vértiz, C. "Una Agencia Espacial Mexicana, Proceso." 2009.
- [20] Sierra, S. "Proyecto espacial ignora a científicos". *El Universal*, 2006-04-28.
- [21] Egremy, N. "Agencia espacial negocio e investigación". *Revista Fortuna*, 2007-01.
- [22] Neri, R. "Satélites de comunicaciones." Editorial McGraw-Hill, México, D.F., 1989.
- [23] Roldán, E.; Roldán, J. "Las telecomunicaciones internacionales vía satélite y la educación. Departamento de Relaciones Internacionales, Universidad de las Américas (UDLA). Cholula, Puebla, 1987. 39 pp.

- [24] Roldán, E.; Roldán, J. "La comunicación en la sociedad internacional." Departamento de Relaciones Internacionales, Universidad de las Américas (UDLA). Cholula, Puebla, 1987. 196 pp.
- [25] Satellite New Digest. "Satellite Outages and Failures". <http://sat-nd.com>. 2009.
- [26] Aerospace Information Redefined. "Spacetrack". www.ascendworldwide.com. 2009.
- [27] Clarke, A. "Extraterrestrial Relays", Revista Wireless World. Octubre 1945.
- [28] Cowhey, P. "Changing networks: México's Telecommunications options." San Diego, Center for US-Mexican Studies. University of California, 1989.
- [29] Chao, F. "La nueva lucha por el poder". Edamex, México, D. F.. 1998. 92 pp.
- [30] Guadarrama, J. "Satmex, en la órbita del Capítulo 11", El Financiero, Viernes 27 de mayo de 2005. pp.16.
- [31] SCT – TELECOMM. "Legislación Básica en materia de telecomunicaciones". México, D. F., 1992. 850 pp.
- [32] Millan, J.; Concheiro, A. "México 2030: Nuevo siglo, nuevo país". Fondo de Cultura Económica. 2000. 646 pp.
- [33] Mundo Ejecutivo. "México y sus empresas: 1997-1998". Tomo I Ediciones bilingüe inglés-español. México, D. F., octubre de 1997. 268 pp.
- [34] Mundo Ejecutivo. "México y sus empresas: 1997-1998". Tomo II. Ediciones bilingüe inglés-español. México, D. F., octubre de 1998. 248 pp.
- [35] "OCDE. Estudios Económicos: México." OCDE. México, D. F., 2000. 194 pp.
- [36] Secretaría de Comunicaciones y Transportes. "Programa de Desarrollo del Sector Comunicaciones y Transportes, 1995-2000". México, D. F., febrero de 1996. 155 pp.
- [37] Secretaría de Comunicaciones y Transportes. "Programa Sectorial de Comunicaciones y Transportes. 2001-2006". México, D. F., 2001. 307 pp.
- [38] Roldán, J. "Mundialización vía internet". Directo. Manual Estratégico de Mercadotecnia. México, D. F., año 1, número 4, septiembre-octubre del 2000. pp. 22-24.
- [39] Roldán, J. "Las empresas transnacionales en el campo de las comunicaciones internacionales vía satélite: COMSAT e INTELSAT." Cuaderno 1. Departamento de Ciencias de la Comunicación, Facultad de Ciencias Políticas y Sociales, UNAM. México, D. F., 1981. 90 pp.
- [40] Salinas, C. "México un paso difícil a la modernidad." Plaza y Janes. México, D. F., 2000. 1393 pp.
- [41] Guadarrama, J. "Acreedores de Satmex en EU quieren nuevo interlocutor". El Financiero, Jueves 4 de agosto de 2005. pp. 15.
- [42] Secretaría de Comunicaciones y Transportes. "El Sector Comunicaciones y Transportes: 1994-2000." México, D. F., noviembre de 2000. 426 pp.
- [43] Secretaría de Comunicaciones y Transportes "Segundo Informe de Labores. SCT. 2001-2002." México. 1 de septiembre de 2002. 181 pp.
- [44] Secretaría de Comunicaciones y Transportes "Primer Informe de Labores. SCT. 2000-2001." México. 1 de septiembre de 2001. 174 pp.
- [45] Secretaría de Comunicaciones y Transportes "Cuarto Informe de Labores. SCT. 2003-2004." México. 1 de septiembre de 2004. 106 pp.
- [46] Secretaría de Comunicaciones y Transportes "Quinto Informe de Labores. SCT. 2004-2005." México, D.F. 1 de septiembre de 2005. 110 pp.
- [47] Secretaría de Comunicaciones y Transportes "Informe de Labores. SCT. 1995-1996." México. D.F. 1 de septiembre de 1996. 122 pp.
- [48] Secretaría de Comunicaciones y Transportes "Informe de Labores. SCT. 1997-1998." México, D. F. 1 de septiembre de 1998. 135 pp.
- [49] Secretaría de Comunicaciones y Transportes "Informe de Labores. SCT. 1998-1999." México, D. F. 1 de septiembre de 1999. 140 pp.
- [50] COFETEL "Informe de Labores 2000." México, D. F., noviembre de 2000, 119 pp.

- [51] Roldán, J. "Artículo en 4 partes: México en las telecomunicaciones: Análisis cronológico de los eventos más relevantes durante el periodo 1982-1991 ", Revista Economía Nacional. México, D. F., mayo de 1991 (p.22); junio de 1991(pp,22 y 23); julio de 1991 (p.14); y, agosto de 1991 (p. 54 y 55).
- [52] Roldán, J. Artículo en dos partes: "Frontera norte de México y las telecomunicaciones". Revista Economía Nacional. México, D. F., Enero de 1991 (pp.49-52); y, febrero de 1991 (pp. 25 Y 26).
- [53] Roldán, J. "Relación comercial entre México y Canadá". Revista Economía Nacional. México, D. F., Agosto de 1991. pp. 7-9.
- [54] Krauze, E. "México Siglo XXI. El sexenio de Miguel de la Madrid." Editorial Clío, México, D. F., 1999. 96 pp.
- [55] Krauze, E. "México Siglo XXI. El sexenio de Carlos Salinas de Gortari." Editorial Clío. México, D. F., 1999. 95 pp.
- [56] Rosas, A.; Villalpando, J. "Los presidentes de México. La historia de los gobernantes de la nación - 1821-2000. narrada para los lectores de hoy." Editorial Planeta, México, D. F., 2001. 278 pp.
- [57] OCDE. "Estudios económicos de México." Economía, OCDE, París, Francia. Julio de 2000. 194 pp.
- [58] Serrano, A. "Las telecomunicaciones en Latinoamérica. Retos y perspectivas." Editorial Prentice Hall, México, D. F., 2000. 150 pp.
- [59] Secretaría de Comunicaciones y Transportes. "Reglamento de Telecomunicaciones.",México, D. F., 2007. 48 pp.
- [60] SATMEX. " Satmex 6". www.satmex.com.mx/flota/satmex6.php -
- [61] Mejía, A. "Crece el interés por Satmex". El Universal. 14 de junio de 2004. pp. B-1.
- [62] Guadarrama, J. "Espera Satmex lograr acuerdo benéfico con acreedores". El Financiero. Lunes 21 de junio de 2004. pp.15.
- [63] "Satmex espera enderezar el rumbo; adeuda 700 mdd", El Financiero. Martes 27 de abril de 2004. pp. 13.
- [64] "Piden cuidar entrada de especuladores en la convocatoria de la órbita 77 W". El Financiero. Lunes 28 de junio de 2004. pp.26.
- [65] "Satmex presenta en NY avances en su proceso de quiebra". El Financiero. Miércoles 11 de enero de 2006. pp. 12.
- [66] Gascón, V.; García, A. "Puede gobierno retomar Satmex". Reforma. Martes 12 de julio de 2005. pp. 1-A.
- [67] Senado de la República "Boletín de prensa B-0114: Agencia Espacial Mexicana".México, 2008-10-09.
- [68] "Objetivos de la 'NASA' Mexicana". El Universal, 2006-04-28.
- [69] Sosa, G. "Agencia Espacial Mexicana, Telecom y medios". El Universal, 2007-10-09.
- [70] Castellón, F. "Agencia Espacial introducirá a México a escenario internacional en desarrollo tecnológico". Oficina del Senador Francisco Javier Castellón Fonseca, 8 de noviembre del 2008.
- [71] De la Peña, F. "Los avances de la Agencia Espacial Mexicana". El Universal, 2009-03-10.
- [72] Rosen, C. "Detiene error aprobación de AEXA". Reforma, 2009-03-06.
- [73] Tejado, J. "Agenda 2006". Reforma, Miércoles 11 de enero de 2006. pp.6.
- [74] Humble, R. "Space Propulsion Analysis and Design." Mac Graw-Hill, 1995. pp 6-30.
- [75] Harford, J. "Korolev: How One Man Masterminded the Soviet Drive to Beat America to the Moon." John Wiley & Sons. 1997
- [76] Hamilton, C. "A Brief History of Rocketry. Among the weaponry at the defense city." <http://www.solarviews.com/eng/rocket.htm>. 2001.
- [77] Crosby, A. "Throwing Fire: Projectile Technology Through History." Cambridge: Cambridge University Press. 2002. pp. 100-103
- [78] NASA Spacelink - "A brief history of rocketry". Retrieved on 2006-08-19.

- [79] Lloyd, H.; Cornett, J. "History of Rocketry and Astronautics" Proceedings of the Twentieth and Twenty-First History Symposia of the International Academy of Astronautics, AAS History Series, Vol. 15 (Univelt Inc.: San Diego, 1993). pp. 3-24.
- [80] Von, W.; Durant III, F. "history of rocketry and space travel". St. Paul, NM. 1966. 244 pp.
- [81] Flanck, R. "Fundamentals of Jet Propulsion with Applications". Cambridge Aerospace Series. Cambridge University Press. 2005. 618 pp.
- [82] Zim, H. "Rockets and Jets". New York: Harcourt, Brace and Company. 1945. 326 pp.,
- [83] Winter, F. "Who First Flew in a Rocket?", Journal of the British Interplanetary Society 45. Julio 1992. pp. 275-280
- [84] Tsiolkovsky's Исследование мировых пространств реактивными приборами " - The Exploration of Cosmic Space by Means of Reaction Devices". Encyclopædia Britannica. 2007.
<http://www.britannica.com/EBchecked/topic/198543/Exploration-of-Cosmic-Space-by-Means-of-Reaction-Devices>
- [85] Johnson, W., "Contents and commentary on William Moore's a treatise on the motion of rockets and an essay on naval gunnery", International Journal of Impact Engineering, Volume 16, Number 3, Junio 1995. pp. 499-521
- [86] Goddard, R. "A Method of Reaching Extreme Altitudes". 26 Agosto 1920. pp. 809-811.
- [87] "Topics of the Times", New York Times, Enero 13, 1920. Retrieved on 2007-06
- [88] Heinz, J.; Oberth, H. "Părintele zborului cosmic (Father of space travel)".
<http://www.kiosek.com/oberth/>
- [89] Goddard, R. "Rockets ". Mineola, N.Y. Dover Publications, 2002. pp. 2, 15.
- [90] Clary, D. "Rocket Man: Robert H. Goddard and the Birth of the Space Age". N.Y. Hyperion, 2003. pp. 44-45.
- [91] "HISTORY OF ROCKETRY: Verein für Raumschiffahrt (VfR)"
- [92] Saenger, E.; Bredt, J. "Rocket Drive For Long Range Bombers". Agosto 1944
- [93] Van Der Linden, Frank. "Out of the Past", Aerospace America. Noviembre, 2007. pp. 39
- [94] "The V-2 ballistic missile" , www.russianspaceweb.com/a4.html
- [95] "A4/V2 Mobile Firing Operations 1944-45" www.v2rocket.com/start/deployment/mobiloperations.1999-2007.
- [96] "A9/A10" www.astronautix.com/lvs/A9A10.html. 2007
- [97] "Joint Intelligence Objectives Agency". <http://www.archives.gov/iwg/declassified-records/rg-330-defense-secretary/>. 2007
- [98] "International Space Hall of Fame: Sergei Korolev". www.mnspacemuseum.org/halloffame. 2005-2007.
- [99] "Rocket R-7. S.P.Korolev RSC "Energia". www.energia.ru/english/energia/launches/rocket-r7.html. 2007
- [100] NASA. "Hypersonics Before the Shuttle: A Concise History of the X-15 Research Airplane" NASA SP-2000-4518, 2000. <http://history.nasa.gov/monograph18.pdf>
- [101] Houchin, R. "Hypersonic Research and Development: The Rise and Fall of Dyna-Soar", 1944–1963. New York, Routledge. 2006.
- [102] "Genie rocket" www.museumofavation.org/aircraftcollection/missiles_drones/04air-a2.htm. 2006.
- [103] Los Angeles Air Force Base. "Global Positioning Systems Wing"
<http://www.losangeles.af.mil/library/factsheets>. 2007.
- [104] NASA "NASA's great observatories" http://nasa.gov/audience/forstudents/postsecondary/features/F_NASA_GREAT_OBSERVATORIES_PS.htm. 2007.
- [105] Futron. "Futron report". www.futron.com/resource_center/space_tourismn/dowland_form.htm. 1999- 2007.

- [106] Encyclopedia Britannica. "Concise Britannica- internal combustion engines." www.concise_britannica.com/ebc/article-9368065. 2007.
- [107] "Nuclear Rocket Technologies." www.internet.cybermesa.com/mrpbar/rocket.html. 2007.
- [108] Tecnología Aeroespacial Mexicana. "Tecaeromex- steam rockets" www.tecaeromex.com/ingles/vapori.html. 2006 - 2007.
- [109] "Neofuel-new fuel: Near Earth Object fuel". <http://www.neofuel.com>. 2007.
- [110] Marconi, E. "What is a Sounding Rocket?". Research Aircraft. NASA. www.nasa.gov. 2002-2004.
- [111] Army Mil. "THE ROCKET BELT." <http://www.transchool.eustis.army.mil/Museum>. 2006
- [112] Sammy Miller. "Engines". http://eurodragster.com/news/news_1002.asp. 2007.
- [113] NASA "Rocket Propulsion Elements - 7th edition, chapter 1" NASA CR-566. http://ntrs.nasa.gov/archieve/nasa/casi_ntrs_nasa.gov. 2007.
- [114] NASA "NASA- Four forces on a model rocket" <http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/VirtualAero/BottleRocket/airplane/rktfor.html>. 2007.
- [115] The planetary society. "New spacecraft technologies" http://www.planetary.org/programs/projects/innovative_technologies/solar_sailing/facts.html. 1993-2007.
- [116] Huzel, D.; Huang, D. "Design of Liquid Propellant Rocket Engines". 2nd Edition, NASA. NASA SP, 1992. pp. 125.
- [117] Sutton, G. "Rocket Propulsion Elements" 7th edition. John Wiley & Sons, Inc. 2001. pp. 2-33, 244, 258.
- [118] "Rocket Engines Guide". <http://www.aerospaceguide.net/rocketengines/index.html>. 2000- 2007.
- [119] "Table of cislunar/mars delta-vs" <http://www.pma.caltech.edu/~chirata/deltav.html>
- [120] NASA. "Rocket Mass Ratios" <http://exploration.grc.nasa.gov/education/rocket/rktwtp.html>. 2008.
- [121] NASA. "MonoMethyl Hydrazine Specifications & DOT Shipping Information" Octubre 5, 2006. <http://propellants.ksc.nasa.gov/commodities/MMH.pdf>. 2006.
- [122] University of Bristol. "Hidracine Uses" <http://www.chm.bris.ac.uk/webprojects2000/jsaunders/uses.htm>. 2000- 2007.
- [123] Greenwood, N.; Earnshaw, A. "Chemistry of the Elements". Oxford: Pergamon. 1997. 492 p.
- [124] Mattingly, J. "Elements of Propulsion – Gas Turbines and Rockets". American Institute of Aeronautics and Astronautics. 2006. 867 pp.
- [125] Oxford University - The Physical and Theoretical Chemistry Laboratory. "Safety data for Methyl hydrazine". Enero, 2005. http://msds.chem.ox.ac.uk/ME/methyl_hydrazine.html
- [126] Wurster, H.; Knorr, W. "Bavarian liquid hydrogen bus demonstration project - safety, licensing and acceptability aspects," Proc. 9th Canadian Hydrogen Conference, Canadian Hydrogen Association, 1999. pp. 70-82
- [127] Krainz, G.; Bartlok, P. "Development of automotive liquid hydrogen storage systems," Advances in Cryogenic Engineering: Transactions of the Cryogenic Engineering Conference - CEC. AIP Conference Proceedings, 710, American Institute of Physics, 2004. pp. 35-40
- [128] Karunanithi, R.; Kasthuriengan, S. "Development of discrete array type fluid level indicator for cryogenic fluids," Advances in Cryogenic Engineering 48, 2000. pp. 1803-1808
- [129] Haberbusch, M. "Ultra-light flexible temperature and liquid level sensing probe for cryogenic propellant mass gauging systems," Advances in Cryogenic Engineering 47, 2002. pp. 1292-1299.

- [130] Haberstroh, CH.; Zick, A. "Superconductive MGB2 level sensor for liquid hydrogen," *Advances in Cryogenic Engineering: Transactions of the Cryogenic Engineering Conference - CEC. AIP Conference Proceedings*, 823, , American Institute of Physics, 2006. pp. 679-684.
- [131] Yang, C.; Chen, S.; Kazemi, A. "Fiber optical liquid level sensor under cryogenic environment," *Proc. of SPIE*, 4204, 2001. pp. 206-215.
- [132] Svirid, V.; Khotiaintsev, S.; Swart, P. "Novel optical-fibre refractometric transducer employing hemispherical detection element," *Optical Engineering* 41, 2002. pp. 779-787
- [133] Huffenbach, K. "Comparative Assessment of Gauging Systems and Description of a Liquid Level Gauging Concept for a Spin Stabilised Spacecraft". *Proceedings of the Second European Propulsion Conference*, 27-29 May 1997, ESA SP-398, Aug 1997.
- [134] Matthijssen, R.; Van Put, P. "Gauging components for STATE-OF-THE ART propellant management on next generation satellite platforms" *Cradford Engineering BV. ISU Alumni Conference 2006*. Strasbourg, Francia. 3 – 6 Agosto 2006.
- [135] NASA. "Rocket staging" <http://exploration.grc.nasa.gov/education/rocket/rktstage.html>. 2007.
- [136] Lal, A. "Configuration for Propellant Gauging in Satellites". *Indian Institute of Science, Bangalore 560 012, India*, 2007. pp. 143-146.
- [137] Ambrose, J. Yendler, B. "Modeling of spacecraft propellant gauging system". 34th *Intersociety Energy Conversion Engineering Conference*, Vancouver, Canada. Agosto 1999.
- [138] Harada, K. "Development Study On Precooler For Atrex Engine." *Institute of Space and Astronautical Science: Propulsion System Laboratory*. 5 Nov 2006.
- [139] Agrawal, G. "Fiber-Optic Communications Systems", 3rd edition, John Wiley & Sons, Inc., 2002. 561 p.
- [140] Senior, J. "Optical Fiber Communications", Prentice Hall International, 1985, 557 p.
- [141] Meteen, G. "The Measurement, Instrumentation, and Sensors Handbook", CRC Press, 1999.
- [142] Jenkins, F.; White, H. "Fundamentals of Optics", McGraw Hill, 535 p. 1976.
- [143] Iadicco, A.; Cusano, A.; Cutolo, A.; Bernini, R.; Giordano, M. "Thinned fiber Bragg gratings as high sensitivity refractive index sensor", *IEEE Photonics Technology letters*, vol. 16, no. 4, Abril 2004. pp. 1149-1151.
- [144] Ding, J.; Zhang, A.; Shao, L.; Yan, J.; Sailing, H. "Fiber-Taper Seeded Long-Period Grating Pair as a Highly Sensitive Refractive-Index Sensor", *IEEE Photonics Technology letters*, vol. 17, no. 6, Junio 2005. pp. 1247-1249.
- [145] Ronot-Trioli, C.; Trouillet, A.; Veillas, C.; Gagnaire, H. "A Monochromatic Excitation of A Surface Plasmon Resonance In An Optical Fibre Refractive Index Sensor", *Solid-State Sensors and Actuators, 1995 and Eurosensors IX. Transducers '95*, vol. 2, Junio, pp. 793-796, 1995.
- [146] Zubia, J.; Garitaonaindía, G.; Arrúe, J. "Passive device based on plastic Optical fibers to determine the indices of refraction of liquids", *Applied Optics*, vol. 39, No.6, Feb, 2000. pp. 941-946
- [147] Villatoro, J.; Monzón-Hernández, D.; Talavera, D. "High Resolution Refractive Index Sensing with Cladded Multimode Tapered Optical Fibre", *IEEE Electronic Letters*, vol. 40, issue 2, Enero, 2004. pp. 106-107.
- [148] Baptista, J.; Santos, J.; Lage, A. "Measurement of refractive index in oils using a self-referenced fiber optic intensity sensor", *Lasers and Electro-Optics Society, LEOS 2001*, vol. 2, Noviembre, 2001. pp. 875 – 876.

- [149] Zhao, Y.; Liao, Y.; Zhang, B.; Lai, S. "Monitoring technology of salinity in water with optical Fiber sensor". *IEEE Journal of Lightwave Technology*, vol. 21, no. 5, May, 2003. pp. 1334-1338.
- [150] Hufenbach, B. "Comparative Assessment of gauging systems and description of a liquid level gauging concept for a spin stabilized spacecraft". European Agency, ESA. Proceedings Second European Spacecraft Propulsion Conference. May, 1997.
- [151] Svirid, V.; Khotiaintsev, S.; Swart, P. "Novel optical-fibre refractometric transducer employing hemispherical detection element," *Optical Engineering* 41, 2002. pp. 779-787.
- [152] Svirid, V.; Khotiaintsev, S.; Swart, P. "Linear and step-like characteristics in an optical fibre refractometric transducer with hemispherical detection element," *Optical Engineering* 42, 2003. pp. 1383-1389.
- [153] Romo, K.; Khotiaintsev, S. "An optical-fiber discrete liquid-level sensor for liquid nitrogen," *Measurement Science and Technology*, 17, 2006. pp. 998-1004.
- [154] Svyryd, V. "Sensores refractométricos en fibras ópticas". Tesis de Doctorado. Facultad de Ingeniería de la UNAM, 2001.
- [155] Khotiaintsev, K. "Desarrollo de una aplicación de simulación numérica de sensores refractométricos en fibras ópticas". Tesis de Licenciatura. Facultad de las Ciencias de la Computación, Universidad Autónoma de Puebla, Puebla, Pue., 2005. Cap. 3.
- [156] Romo, K. "Elementos de sensibilidad con base en fibras ópticas". Facultad de Ingeniería, UNAM, 2007.
- [157] RESOPAL, S.A. "Metacrilato" <http://www.resopal.com/it/es/pt/metacrilato.htm> Alcalá de Henares. España. 1997.
- [158] Lide, D. "CRC Handbook of Chemistry and Physics". 76th ed. Boca Raton, FL: CRC Press Inc., 1995-1996.,p. 3-197
- [159] Saunders, J. "Hidrazine Uses" <http://www.chm.bris.ac.uk/webprojects2000/jsaunders/uses.htm>. University of Bristol. Junio 2000.
- [160] Greenwood, N.; Earnshaw, A. "Chemistry of the Elements". Oxford: Pergamon, 2002. p. 492.
- [161] "Chemical elements data references". <http://jpcrd.aip.org/>. 2007.
- [162] "About plastic optical fiber" http://www.dspof.com/New_Info_Issuance.asp?/317.html. Dasheng Website 2008-4-24.
- [163] "PMMA optical cables for Communications". <http://www.dspof.com/workinfo.asp?/1341.html>. Jiangxi Dasheng Plastic Optical Fiber Co., Ltd. 2008
- [164] "All-s all-silica UV-VIS (high OH-) fibersilica UV-VIS (high OH-) fibers". http://www.fibertech-optica.com/bulk_fibers/types/all_silica_UV-VIS.htm FiberTech Optica Inc., Kitchener ON Canada, 2003 - 2008.
- [165] "Plásticos Técnicos - Características técnicas". <http://www.electrocome.com/ptecnicos1.htm>. Electrocome. S.L. 2008.
- [166] "109621 Etilenglicol". http://www.merck-chemicals.com/etilenglicol/MDA_CHEM-109621/spanish/p_W.Sb.s1LthUAAAEWtOEFVhTI. Merck Chemicals International. Merck KGaA, Darmstadt, Germany, 2010.
- [167] "Prazisions Glas & Optik GmbH, Iserlohn" <http://www.pgo-online.com/intl/katalog/pyrex.html>. Germany, 2010.
- [168] "Refractive Index Database" <http://refractiveindex.info/?group=LIQUIDS&material=Glycerol>. Mikhail Polyanskiy. 2008-2010
- [169] "Datasheet4U, Wide Bandwidth Single J-Fet Operational Amplifiers". http://www.datasheet4u.com/html/L/F/3/LF356N_STMicroelectronics.pdf.html. 2010.
- [170] "Datasheet4U, 5mm Infrared LED". http://www.datasheet4u.com/html/I/R/3/IR333C-H0-L10_EverlightElectronics.pdf.html. 2010.
- [171] "Photodiode Amplifiers: Op Amp Solutions". J. Graeme., McGraw-Hill, 276 p., 1996.

- [172] "Product Specification Sheet, Fotodiodes FGA10".
<http://www.thorlabs.com/Thorcat/2200/2234-s01.pdf>. THORLABS. 2234-S01 Rev D – Jan 09, 2010.
- [173] Ong, E. "Fault Protection in a Component-Based Spacecraft Architecture". MIT Aeronautics and Astronautics Dept. 2003.
- [174] Doyle, R. "Spacecraft Autonomy and the Missions of Exploration". Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology. 2000.
- [175] Tam, H. "Conceptual Design of Space Efficient Tanks". AIAA 2006-5058.
- [176] Tam, H. "Tank Trade Studies – An Overview". AIAA 2008-4940.
- [177] "Introduction to Surface Tension Tank".
<http://www.cast.cn/CastEn/Show.asp?ArticleID=17419>. China Academy of Space Technology. 2008
- [178] Rosado C. "Comunicación por satélite: principios, tecnología y sistemas". 2ª Edición. México. Editorial Limusa. 2008. pp. 10 – 11. ISBN: 9786075000046.
- [179] Meteen, G. "The Measurement, Instrumentation, and Sensors Handbook" CRC Press, 1999.

APENDICE A. LOS SATELITES Y LA HISTORIA DE LAS TELECOMUNICACIONES VÍA SATÉLITE EN MÉXICO.

A.1 INTRODUCCIÓN A LOS SATÉLITES

El diseño de los satélites ha evolucionado desde el Sputnik I hasta la actualidad; sin embargo, su razón de ser sigue siendo la misma, así como la de la mayor parte de sus elementos. El paso del tiempo y los logros en las tecnologías han proporcionado instrumentos más precisos, sistemas de provisión de energía eléctrica más potentes y componentes de menor peso, pero todos ellos, en esencia, no han cambiado mucho pues aún se tienen muchos problemas que resolver en el campo satelital.

Los satélites pueden dividirse de manera conveniente en dos grupos de elementos principales, *la carga útil* y *la plataforma*. La carga útil es la razón de ser del satélite, es aquella parte del satélite que recibe, amplifica y retransmite las señales con información útil; pero para que la carga útil realice su función, la plataforma debe proporcionar ciertos recursos:

- La carga útil debe estar orientada en la dirección correcta.
- La carga útil debe ser operable y confiable sobre cierto periodo de tiempo especificado.
- Los datos y estados de la carga útil y elementos que conforman la plataforma deben ser enviados a la estación terrestre para su análisis y mantenimiento.
- La órbita del satélite debe ser controlada dentro de sus parámetros óptimos.
- Una fuente de energía debe estar disponible, para permitir la realización de las funciones programadas [2].

Cada uno de estos requerimientos es proporcionado por los siguientes subsistemas:

- **Subsistema de estructura**, misma que puede tener muy distintas formas, pero que siempre se construye con metales muy ligeros pero bastante resistentes.
- **Subsistema de propulsión**, compuesto por múltiples motores o impulsores de bajo empuje, que sirven al satélite para realizar pequeñas correcciones y cambios de velocidad para controlar su orientación en el espacio y proporcionar el control adecuado de los parámetros de la órbita requeridos para mantener al satélite en su posición óptima para entregar la información dada por la carga útil. Últimamente, se están usando en estos motores otros métodos de propulsión como la eléctrica o iónica, cuyo bajo empuje, pero elevado impulso específico, los hace más eficientes y muy económicos en cuanto al consumo de combustible.
- **Subsistema de control de orientación**, que trabaja contra las perturbaciones a las que está sometido el aparato, como el viento solar. Este sistema permite al satélite saber constantemente donde está y hacia donde debe orientarse para que las emisiones lleguen a la zona deseada, considerando su movimiento natural norte-sur y este-oeste alrededor

de un punto. Además, orienta los paneles solares hacia el Sol, sin importar cómo esté posicionado el satélite. Uno de sus elementos principales es una computadora, que lleva una serie de programas capaces de reaccionar ante una variada gama de problemas: si algo grave o inesperado ocurre, desconectará automáticamente todos los sistemas no esenciales, se orientará hacia el Sol para garantizar una adecuada iluminación de las celdas solares e intentará comunicarse con la Tierra o esperar órdenes procedentes de ella. Esta fase se denomina modo seguro y puede salvar la vida a muchos satélites dando tiempo a la intervención humana.

- **Subsistema de potencia.** La fuente de energía primaria para el satélite la constituyen las celdas solares que son colocadas en grupos para conformar lo que se conoce como panel solar. Los paneles, por sus grandes dimensiones y su relativa fragilidad, deben permanecer plegados durante el despegue. Una vez que el satélite se encuentra en su posición, se despliegan los paneles y empiezan a proporcionar energía a los sistemas, que hasta entonces habían sido alimentados por baterías o por una mezcla entre energía de los paneles y las baterías, ya que en algunos satélites una sección de los paneles, al ir plegados, es iluminada en los momentos que esta sección de panel queda expuesta al Sol. Esta energía es administrada por un sistema especial que regula el voltaje y la distribuye de forma adecuada al resto de los componentes. Cuanto mayor es el número de celdas agrupadas, más potencia puede generarse. Aunque es verdad que éstas suelen deteriorarse con el paso del tiempo, ahora los constructores de satélites colocan un número suplementario de ellas para garantizar que proporcionarán suficiente electricidad, incluso, durante el último periodo de su vida útil. Este subsistema cuenta con baterías como fuente de energía secundaria, las cuales proveen energía suficiente para alimentar a los sistemas cuando la energía proveniente del Sol no puede ser aprovechada, esto ocurre por ejemplo, durante eclipses; éstas son cargadas poco antes del lanzamiento y de ellas también depende la vida del satélite.
- **Subsistema de telemetría, comando y rango.** Es el encargado de hacer contacto con las estaciones terrenas con el fin de recibir órdenes de ellas y enviar toda la información referente al estado de las unidades que conforman al satélite para dar seguimiento a su operación. Esto permite el correcto mantenimiento de los subsistemas del satélite [1].

El porcentaje de masa de cada uno de los subsistemas, y por ello también del de comunicaciones, depende mucho del tipo de estabilización que emplee el satélite [Neri, 2003], como se puede apreciar en la Tabla A.1.

TABLA A.1. Masas relativas de los subsistemas del satélite

Subsistemas	Estabilización en tres ejes	Estabilización de giro
	% Total de masa en seco (<i>masa de satélite sin combustible</i>)	% Total de masa en seco (<i>masa de satélite sin combustible</i>)
Cables-arneses	4	4
Telemetría, comando y rango	4	4
Estructura	18	21
Control de orientación	7	5
Propulsión en órbita	5	3
Propulsor para puesta en órbita	7	8
Térmico	4	5

Subsistemas	Estabilización en tres ejes	Estabilización de giro
	% Total de masa en seco (<i>masa de satélite sin combustible</i>)	% Total de masa en seco (<i>masa de satélite sin combustible</i>)
Comunicaciones	28	25
Potencia	23	24
Total	100	100

En la Tabla A.1 se observa que los satélites con estabilización de giro llevan un tres por ciento menos de carga útil (equipos de subsistema de comunicaciones) que los estabilizados en tres ejes, este cambio en la distribución de la masa en algunos casos se verá compensado por algunas de las características de dicho tipo de estabilización.

Por el tipo de misión se puede realizar una clasificación basándose en las características principales de sus órbitas respectivas:

- **Satélites geoestacionarios (GEO).** Son los que se ubican en la órbita del mismo nombre, sobre la línea del Ecuador y a una altitud de 36 000 km. Son utilizados para la transmisión de datos, voz y video principalmente.
- **Satélites no geoestacionarios.** Que a su vez se dividen en:
 - Los *Medium Earth Orbit (MEO)*, ubicados en órbita terrestre media alrededor de 10 000 km de altitud.
 - Los *Low Earth Orbit (LEO)*, localizados en órbitas más bajas, entre 250 y 1500 km de altitud.

Tanto los satélites MEO como los LEO, por su menor altitud, tienen una velocidad de rotación distinta a la terrestre y, por lo tanto, más rápida; se emplean para servicios de percepción remota, telefonía etc., por mencionar algunos de sus usos [2].

Dada su gran variedad, existen diversas clasificaciones en base a sus aplicaciones; la UIT los divide de acuerdo con el tipo de servicio que éstos prestan, de tal manera que los hay fijos, móviles, de radiodifusión, de radionavegación y de exploración. Adicionalmente se pueden clasificar en base a su propósito específico como:

- **Satélites científicos** Empezaron a lanzarse en la década de los años 50, y hasta ahora tienen como principal objetivo estudiar la Tierra -superficie, atmósfera y entorno- y los demás cuerpos celestes. En el inicio de la exploración espacial, se consideró prioritario conocer las condiciones que imperaban sobre un objeto que girara repetidamente alrededor del planeta. Estos aparatos han permitido que el conocimiento del Universo sea mucho más preciso.

Los satélites Echo I no sólo fueron útiles para experimentar técnicas de comunicación pasivas, sino que proporcionaron buena información sobre la densidad de la atmósfera a diversas altitudes. El satélite Explorer I detectó los cinturones de radiación (Van Allen) que rodean la Tierra. Otros satélites similares ayudaron a establecer la abundancia de micro meteoritos en los alrededores del planeta, factor importante para tener en cuenta antes de lanzar

una nave tripulada y, además, estudiaron ampliamente los campos geomagnéticos, la cantidad de radiación, la ionosfera terrestre y la densidad atmosférica, entre otras muchas investigaciones.

Una rama de la ciencia que se ha visto beneficiada por las actividades en el espacio es la Geodesia. Los satélites geodésicos han permitido conocer con exactitud la forma de los continentes, así como el lentísimo pero constante movimiento de las placas terrestres.

Así mismo, los satélites oceánicos han explorado el fondo marino, revelando gran cantidad de información: el Seasat (lanzado en 1978), equipado con un radar especial, fue uno de los aparatos dedicados a este tipo de investigación.

- **Satélites de comunicaciones:** Constituyen la aplicación espacial más rentable y, a la vez, más difundida en la actualidad. Las transmisiones en directo vía satélite ya son parte de la cotidianidad, por lo que no tienen ningún carácter especial. Para la difusión directa de servicios de televisión y radio, telefonía y comunicaciones móviles sólo son necesarios sencillos receptores y antenas parabólicas cada día más pequeñas.
- **Satélites de meteorología:** Estos satélites, aunque se puede afirmar que son científicos, son aparatos especializados que se dedican exclusivamente a la observación de la atmósfera en su conjunto. La comprensión de la dinámica de la física atmosférica, el comportamiento de las masas nebulosas o el movimiento del aire frío o caliente resultan indispensables para realizar predicciones del clima, pues sus efectos impactan de manera irremediable en las actividades de los seres humanos.

El primer satélite meteorológico fue el Tiros-1 (lanzado en abril de 1960); luego le siguieron los ESSA, ITOS, Nimbus, NOAA y Meteor, por mencionar algunos. A estos artefactos se debe el descubrimiento del agujero en la capa de ozono. Algunos de éstos se colocan en órbitas no geoestacionarias, como los que pasan sobre los polos de la Tierra y posibilitan una cobertura de toda la superficie de ella. Otros satélites meteorológicos de órbita geoestacionaria como el SMS, GOES y Meteosat pueden cubrir todo un hemisferio y permiten seguir el comportamiento de fenómenos como la temporada de huracanes, el avance de las grandes borrascas, los frentes fríos, el conocimiento de la temperatura de la atmósfera en cada nivel altimétrico, la presión, la distribución del vapor de agua y, con ello, el porqué de las sequías o los efectos de la contaminación, entre muchos otros fenómenos más.

- **Satélites de navegación:** Desarrollados originalmente con fines militares al marcar el rumbo de misiles, submarinos, bombarderos y tropas, ahora se usan como sistemas de posicionamiento global (GPS, por sus siglas en inglés) para identificar locaciones terrestres mediante la triangulación de al menos tres satélites y una unidad receptora manual que puede señalar el lugar donde ésta se encuentra y obtener así con exactitud las coordenadas de su localización geográfica.

Los satélites actuales dedicados a esta tarea (Transit, Navstar GPS, Tsikada, Parus, Uragan, etc.) utilizan frecuencias bajas y medias que están abiertas al público. Una de las aplicaciones de estos satélites la realiza con éxito la

navegación aérea, que está empezando a aprovecharla en los aterrizajes de las aeronaves, ello le supone una guía económica y muy segura para esas actividades.

Otra faceta de los satélites de navegación se encuentra en la búsqueda y el rescate (COSPAS/SARSAT). En estos casos los receptores son vehículos dedicados a otras tareas, que además están equipados con receptores especiales. Cuando una embarcación se pierde en alta mar, puede enviar señales que el satélite recibirá y reenviará al puesto de rescate más próximo, incluyendo sus coordenadas aproximadas.

- **Satélites de teledetección:** Éstos observan el planeta mediante sensores multiespectrales, esto es, que pueden sensor diferentes frecuencias o "colores", lo que les permite localizar recursos naturales, vigilar las condiciones de salud de los cultivos, el grado de deforestación, el avance de la contaminación en los mares y un sinfín de características más.

El aumento de la resolución (que permite ver con mayor claridad detalles más pequeños de la superficie) está llegando a extremos insospechados, a tal punto que las fotografías que obtienen, pueden tener una clara aplicación militar. Para un mejor aprovechamiento de sus capacidades, los satélites de teledetección se suelen colocar en órbitas bajas y polares, a menudo sincronizadas con el Sol. Desde ellas, enfocan sus sensores, que son capaces de tomar imágenes en varias longitudes de onda o bandas espectrales. El satélite toma constantemente imágenes a su paso, engrosando los archivos que se pondrán a disposición del público y servirán como un acervo histórico de la evolución de la superficie terrestre.

- **Satélites militares:** Son aquellos que apoyan las operaciones militares de ciertos países, bajo la premisa de su seguridad nacional. La magnitud de sus programas espaciales militares es tan grande y secreta que hasta hace poco sólo se podía valorar por el número de lanzamientos que se suponían.

Uno de los aspectos fundamentales del equilibrio armamentista durante la Guerra Fría fue la posibilidad de una respuesta adecuada ante cualquier ataque enemigo. Para ello, era necesario conocer con la suficiente antelación el despegue de un misil desde cualquier punto del globo terráqueo. Entonces, se fabricaron los satélites de alerta inmediata, que detectan cualquier lanzamiento, tanto de cohetes comerciales como militares.

En un principio, Estados Unidos inició esta actividad utilizando grandes antenas terrestres, después lanzaron satélites del tipo Midas o DSP, los cuales poseen sensores infrarrojos que detectan el calor producido por los gases del escape de los motores de un misil. Dado que el tiempo de funcionamiento de los motores de uno de estos vehículos suele ser inferior a los 10 ó 15 minutos, la detección debe hacerse lo antes posible, dándole tiempo para responder al ataque. Rusia, por su parte, usa los satélites Oko y Prognoz.

Los océanos son un escenario en el que se han desarrollado espectaculares batallas navales y un lugar en el que patrullan barcos y submarinos de todas clases. Estos últimos pueden estar equipados con misiles nucleares y su movilidad y ocultación bajo el agua los hace muy peligrosos. Por eso, se han

desarrollado satélites que tratan de localizarlos. Es el caso de los White Cloud americanos o los RORSAT/EORSAT soviéticos.

Algunos satélites especiales -cuya identidad es protegida con mayor recelo- permiten captar conversaciones telefónicas o radiofónicas desde enormes distancias. Algunas de ellas podrían consistir en órdenes de ataque, las cuales hay que interceptar. Es tal el éxito de estos satélites que muchas de las transmisiones deben ser codificadas. Destacan aquí los programas Jumpseat, Chalet/Vortex, Orion, Magnum/Aquacade, Tselina, entre otros [1 – 2].

A.2 ANTECEDENTES Y ESTADO ACTUAL DE LAS TELECOMUNICACIONES VÍA SATÉLITE EN MÉXICO

A.2.1 Comunicaciones satelitales comerciales

Históricamente, las comunicaciones modernas en México inician en la década de los treinta en el siglo pasado, por el gran apoyo que prestaban a la red telegráfica y telefónica. La era de comunicaciones satelitales en México empezó a mediados del siglo pasado.

En el desarrollo de las comunicaciones comerciales vía satélite en México se pueden mencionar las siguientes etapas importantes:

Octubre 1957. Los radioaficionados mexicanos son los primeros en captar en México las señales del satélite soviético Sputnik I, primer satélite artificial de comunicación lanzado desde la Tierra.

Julio 1962. Se lanzó al espacio el Telstar I, primer satélite geoestacionario de comunicaciones de la historia, construido por AT&T y los Laboratorios Bell. Aunque ese pionero solo estuvo en órbita siete meses, fue suficiente para dar comienzo a la larga historia de la industria satelital en el continente americano [3].

Agosto 1962. Por decreto presidencial se crea la Comisión Nacional del Espacio Exterior (CNEE) dependiente de la SCT, con el fin de controlar todo lo relacionado con la investigación, exploración y utilización con fines pacíficos del espacio exterior [4].

Septiembre 1963. En la reunión del Consejo Interamericano Económico y Social (CIES) de la Organización de Estados Americanos (OEA), celebrado en Sao Paulo, Brasil, se decidió la creación de la Comisión Interamericana de Telecomunicaciones (CITEL) [5].

Octubre 1966. México se incorpora al Consorcio Internacional de Telecomunicaciones vía Satélite (INTELSAT), organismo creado en 1964, con el objeto de integrar una red internacional de comunicaciones por satélite con la participación de varias naciones. Adquiere los derechos de un satélite de telecomunicaciones, el famoso "pájaro madrugador" (Early Bird), para transmitir los Juegos Olímpicos de 1968, celebrados en nuestra nación, convirtiéndose éste en el primer enlace de telecomunicaciones vía satélite, desde la estación terrena de Tulancingo, Hidalgo.

Enero 1969. Se inicia el servicio internacional telefónico y telegráfico en México vía satélite, a través de la estación terrena Tulancingo I.

1970. Se inicia el uso de la capacidad en un satélite de INTELSAT para servicios domésticos. En este año se transmitió a todo el mundo vía satélite, la Copa Mundial de Fútbol efectuada en México, donde incidió con mayor fuerza la continua modernización de los medios de comunicación, en virtud del uso generalizado de los satélites artificiales de telecomunicación.

Mediante el satélite Intelsat IV, la televisión mexicana se enlazó con 38 naciones y el servicio público de Teleinformática entró en operación.

En los años siguientes, se inauguraron las estaciones terrenas de telecomunicaciones vía satélite "Tulancingo II"; y, "III", 71 estaciones terrestres más, y el centro de control y seguimiento terrestre del sistema de satélites Morelos, denominado "Walter Cross Buchanan" [5, 6].

Con esto quedó terminada la infraestructura de telecomunicaciones para la puesta en órbita del Morelos I en junio de 1985, el primer satélite mexicano; y, el lanzamiento, en septiembre de ese mismo año, del Morelos II.

Junio 1985. Se lanza el satélite Morelos I, desde Cabo Cañaveral, Florida, a bordo de la misión tripulada 51-G de la NASA, para tal propósito, se utilizó el transbordador espacial "Discovery". El satélite logró exitosamente su posición orbital (113° W) con cobertura nacional.

Los datos principales de este satélite de comunicaciones se listan a continuación:

Tipo de satélite: comunicación

Modelo: Hughes HS-376

Longitud desplegado en órbita: 6.58 metros

Diámetro: 2.2 metros

Peso en operación: 644 Kg

Elementos principales: cuatro motores de hidracina con 132 Kg. de combustible para un tiempo de vida de servicio de 9 años. Satélite de estabilización por giro

Cobertura: el territorio mexicano

Servicios: telefonía, datos, televisión

El mismo año se continuó con la construcción del Centro de Control Iztapalapa, en la ciudad de México.

Noviembre 1985. Lanzamiento del Morelos II, desde Cabo Cañaveral, Florida, a bordo del Atlantis (OV-104), en la misión tripulada de la NASA (61-B), en la que participo el primer viajero espacial mexicano, el doctor Rodolfo Neri Vela - egresado y profesor e investigador titular de la Facultad de Ingeniería de la UNAM. El satélite ocupó la posición orbital geoestacionaria de 116.8° W, con cobertura nacional. Los datos principales de este satélite son:

Tipo de satélite: comunicación

Modelo: Hughes HS-376

Longitud física, una vez desplegado en órbita: 6.58 m

Diámetro: 2.2 m

Peso en operación: 644 Kg

Elementos principales: cuatro motores de hidracina con 132 Kg de combustible suficiente para un tiempo de vida de servicio de 9 años. Satélite de estabilización por giro

Cobertura: el territorio mexicano

Servicios: telefonía, datos, televisión

Abril 1991. La SCT, a través de la empresa paraestatal Telecomunicaciones de México (Telecomm), firmó con la empresa estadounidense Hughes Communications Internacional, Inc., una carta de intención para la construcción de la segunda generación de satélites mexicanos "Solidaridad". El nuevo sistema comprendía dos satélites de telecomunicaciones de lo más avanzado en tecnología espacial en esa época, que proporcionarían los servicios de conducción de señales digitales de voz, video, datos, radio y televisión en las bandas C y Ku. Además, contaría con la banda L, destinada al servicio móvil, lo que permitiría la comunicación con el transporte terrestre, aéreo, marítimo, así como rastreo para casos de emergencia.

Los Solidaridad 1 y 2 (HS601), de estabilización triaxial, se diseñaron para ofrecer servicios de banda C en México, el sur de Estados Unidos y el resto de Latinoamérica, y servicios de banda L en México y Estados Unidos. Ambos equipos constituyeron en su época uno de los equipos de la más alta tecnología en el mundo, lo que permitiría a México mantenerse a la vanguardia en ese campo.

Noviembre 1993. Lanzamiento exitoso del Solidaridad 1 a bordo del cohete impulsor Ariane 4, lanzado desde Kourou, Guayana Francesa. El satélite alcanza su posición orbital (109.20 Oeste).

Características generales

Sistema de estabilización: triaxial

Peso: 2791 Kg

Las dimensiones son: 3.57 m x 3.14 m x 2.67 m (plegado), 7 m x 3.14 m x 21 m (desplegado)

Potencia: 2.5 KW

Solidaridad cuenta con equipo de banda L que permite comunicaciones móviles terrestres. En la Tabla A.2 se listan las principales características del subsistema de comunicaciones de este satélite.

TABLA A.2. Características principales del satélite Solidaridad 1.

Característica	Banda C – Transpondedores de 36 MHz, cada uno	Banda C Transpondedores de 72 MHz, cada uno	Banda Ku – Transpondedores de 54 MHz, cada uno
PIRE (Potencia Isotrópica Radiada Efectiva) a Fin de Cobertura (dBW)	Región 1 – México y sur de Estados Unidos:37.0 Región 2 – México y el Caribe:36.2 Región 3 - Sudamérica:36.6	Región 1- México y sur de Estados Unidos : 40.1	Región 4 - México:47.0 Región 5 – Estados Unidos:45
Capacidad instalada (número de	12	6	16

Característica	Banda C – Transpondedores de 36 MHz, cada uno	Banda C Transpondedores de 72 MHz, cada uno	Banda Ku – Transpondedores de 54 MHz, cada uno
transpondedores)			
Cobertura de las principales ciudades de Estados Unidos	Los Ángeles, San Antonio y Miami	Los Ángeles y San Antonio	Los Ángeles, Nueva York, Miami, Houston, Dallas, y San Francisco
Cobertura de los principales países de América Latina	México, Argentina, Chile, Venezuela, Colombia y América Central	México, Belice y Guatemala	México, Guatemala, Belice y Cuba
Ganancia/Temperatura - G/T (dB/K) (EOC- Fin de cobertura por sus siglas en inglés)	Región 1 : 2.5 Región 2 : -0.5 Región 3 : 1.0	Región 1 : 2.0	Región 4 : 2.2 Región 5 : 2.5
Densidad de flujo a saturación¹ (dBW/m²)	Región 1 : -92.0 Región 2 : -92.0 Región 3 : -89.0	Región 1 : -89.0	Región 4 : -95.0 Región 5 : -95.0
Redundancia	14 SSPAs ² para 12 canales	8 SSPAs para 6 canales	20 TWTAs ³ para 16 canales
Potencia de salida de los amplificadores (W)	SSPA de 10 y 16	SSPA de 14.4	TWTA de 45
Rango de atenuación de entrada (dB)⁴	0 a 14 en pasos de 2	0 a 14 en pasos de 2	0 a 22 en pasos 2
Tolerancia en la orientación espacial de la nave (°)	±0.05 N-S ±0.05 E-W		
Vida estimada de operación: 14 años		Inicio de operación: enero de 1994.	

Entre 1994 y 2000, el gobierno federal desarrolló la Red de Televisión Educativa (Edusat), que se modernizó en los últimos años mediante la instalación de sistemas de compresión digital que permiten transmitir hasta 24 canales de televisión utilizando un transpondedor del satélite Solidaridad y otro del Satmex 5.

Octubre 1994. Lanzamiento del Solidaridad 2 a bordo del Ariane 4 desde Kourou, Guayana Francesa. El satélite alcanza exitosamente su posición orbital. (113° Oeste).

Características generales

Sistema de estabilización: triaxial

Peso: 2791 kg

Las dimensiones son: 3.57 m x 3.14 m x 2.67 m (plegado), 7 m x 3.14 m x 21 m (desplegado)

Potencia: 2.5 KW

¹ Densidad de flujo a saturación - La densidad de flujo de saturación (DFS) se define como la densidad de flujo de potencia (dBW/m²) a la entrada de la antena que hace que el transpondedor alcance la saturación. Este valor varía en función de la ganancia de cada transpondedor.

² SSPA – Solid State Power Amplifier.

³ TWTA –Traveling Wave Tube Amplifier

⁴ Rango de atenuación de entrada – Nivel de atenuación que puede ser ajustada la señal de entrada por medio del ajuste en el equipo del satélite a través de comandos enviados desde Tierra.

Solidaridad 2 cuenta con equipo de banda L que permite comunicaciones móviles. La Tabla A.3 lista las características principales del subsistema de comunicaciones de Solidaridad 2.

TABLA A.3. Características principales del satélite Solidaridad 2.

Característica	Banda C	Banda Ku	Banda L
Bandas de frecuencia (GHz)	5.9 a 6.4 (Recepción) 3.7 a 4.2 (Transmisión)	14 a 14.5 (Recepción) 11.7 a 12.2 (Transmisión)	De estación maestra a estaciones móviles: 14.248 a 14.265 (Recepción) 1.528 a 1.559 (Transmisión) De estaciones móviles a la maestra: 1.629 a 1.66 (Recepción) 11.9515 a 11.9685 (Transmisión)
Cobertura	Región 1: México y Sur de Estados Unidos Región 2: México, Centro América, Caribe, Sur de Estados Unidos. Región 3: El resto de América del Sur excepto Brasil. Servicios: conducción de señales de Radio y TV., enlaces de telefonía pública, redes corporativas de voz y datos, redes troncales de telefonía pública, redes digitales públicas y privadas.	Región 4: México y Sur de Estados Unidos Región 5: ciertas ciudades de Estados Unidos Servicios: conducción de telefonía rural, redes corporativas de voz y datos y redes digitales públicas y privadas.	México y su mar territorial Servicios: enlaces de comunicación entre lugares móviles de transporte terrestre, aéreo, marítimo y sus respectivas bases.
No. Canales	18: 12 de 36 MHz y 6 de 72 MHz c/u.	16 de 54MHz	3 sub-bandas
No. Amplificadores	8 de 72MHz y 16 de 36 MHz	20 (16 operando y 4 redundantes)	6 (4 operando y 2 redundantes)
PIRE	Canales de 72 MHz: 40 dBW Canales de 36 MHz: 37 dBW	Región 4: 47 dBW Región 5: 46.4dBW	45 dBW
G/T (figura de mérito)	Canales de 72 MHz: 2.5 dB/K Canales de 36 MHz: Región 1: 2dB/K Región 2:-0.5dB/K Región 3:1dB/K	Región 4: 2.2 dB/K Regiones 4 y 5: 2.5 dB/K	-1.5dB/K
SFD (densidad de flujo)	Canales de 72 MHz: -92dBW/m ² Canales de 36 MHz: -89dBW/m ²	Región 4 y Región 5: -89 dBW/m ²	Subida: -92 dBW/m ² Bajada -89 dBW/m ²
Vida estimada de operación: 14 años		Inicio de operación: noviembre 1994	

Agosto 1996. Creación de la Comisión Federal de Telecomunicaciones (Cofetel).

Junio 1997. Se constituyó legalmente la nueva empresa paraestatal Satélites Mexicanos (Satmex).

Diciembre 1998. Como parte de la modernización del sistema satelital, la empresa concesionaria Satélites Mexicanos, SA de C.V. (Satmex) puso en órbita el satélite de tercera generación Satmex 5, con potencia y capacidad 10 veces superior al Morelos II, al cual sustituyó en su totalidad, y con cobertura total sobre el continente americano. Satmex 5 fue lanzado al espacio a bordo del

vehículo Ariane 4L, desde la plataforma de Kourou, Guayana Francesa. El nuevo satélite provee de más y mejores servicios y la apertura de nuevos mercados nacionales e internacionales. En la Tabla A.43 se muestran las principales características del subsistema de comunicaciones [7].

Abril 1999. El satélite Solidaridad 1 presentó importantes fallas técnicas, al quedar inutilizado uno de los dos procesadores del sistema; dejó temporalmente sin servicio a 150 usuarios grandes [8].

Agosto 2000. Se presentaron fallas en el procesador de respaldo del Solidaridad 1. Después de dos días y, de numerosos intentos por restablecer la comunicación con los procesadores y, por recomendación del fabricante Hughes Space and Communications, Ltd., la empresa Satmex envió los comandos de apagado del satélite.

TABLA A.4. Características principales del satélite Satmex 5.

Característica	Banda C – transpondedores de 36 MHz	Banda Ku- Transpondedores de 36 MHz
PIRE (dBW) en la orilla de la cobertura	39	Ku 1: 49.0 Ku 2: 46.0
G/T (dB/K) en la orilla de la cobertura	-2	Ku 1: 0 Ku 2: -1.5
Densidad de flujo a saturación (dBW/m ²)	-93	Ku 1: -93 Ku 2: -95
No. de transpondedores	24	24
Redundancia	30 TWTAs para 24 canales	32 TWTAs para 24 canales
Rango de atenuación de entrada (dB)	0 a 15 en pasos de 1	0 a 20 en pasos de 1
Inicio de operación	Enero de 1999	
Vida estimada de operación	Más de 15 años	

Derivado de la falla total del satélite Solidaridad 1, los servicios fueron cubiertos por los satélites Solidaridad 2 y Satmex 5.

2001. Principia la construcción del satélite Satmex 6, que será ubicado en la posición orbital de 109.2° longitud Oeste [9].

En la Tabla A.5 se muestra un comparativo de los servicios satelitales que se ofrecieron en México entre los años de 1995 a 2001 [10]. En esta tabla se observa que la prestación del servicio tuvo su auge en el año de 1999 cuando México contaba con los satélites Solidaridad 1, Solidaridad 2 y Satmex 5. Pero, debido a la pérdida del satélite Solidaridad 1 por fallas en sus computadoras a bordo no se pudo recuperar el nivel de servicios, el cual, con los dos satélites que quedaron en operación, disminuyó aún más que cuando se iniciaron las operaciones con los satélites Morelos.

TABLA A.5. Cuadro comparativo de ocupación satelital y tipos de servicios ocupados entre los años 1995 y 2001 [10].

Satélite	Ocupación (MHz)
----------	-----------------

	Total	Televisión	Radio	Voz y datos	Móvil	Capacidad disponible y no comercializable
1995	4,752.00	1,003.60	46.9	1,337.90	51	2,312.60
Morelos II	1,296.00	536.8	2.8	250.3	-	506.1
Solidaridad 1	1,728.00	343.4	40.9	773.9	25.5	544.3
Solidaridad 2	1,728.00	123.4	3.2	313.7	25.5	1,262.20
1996	4,752.00	1,593.50	13.1	1,208.60	51	1,885.80
Morelos II	1,296.00	540	2.3	345.3	-	408.4
Solidaridad 1	1,728.00	375.1	7.6	654.8	25.5	665
Solidaridad 2	1,728.00	678.4	3.2	208.5	25.5	812.4
1997	4,752.00	1,715.20	14.2	1,028.00	51	1,943.60
Morelos II	1,296.00	576	1.9	163.8	-	554.3
Solidaridad 1	1,728.00	344.5	8.3	582.8	25.5	766.9
Solidaridad 2	1,728.00	794.7	4	281.4	25.5	622.4
1998	3,456.00	1,362.60	11.8	1,159.30	51	871.3
Morelos II	-	-	-	-	-	-
Solidaridad 1	1,728.00	588.7	7.8	523.8	25.5	582.2
Solidaridad 2	1,728.00	773.9	4	635.5	25.5	289.1
1999	5,184.00	1,690.50	11.9	1,789.70	51	1,640.90
Solidaridad 1	1,728.00	410.6	7.9	336	25.5	948
Solidaridad 2	1,728.00	732.3	4	617.9	25.5	348.3
Satmex 5	1,728.00	547.6	-	835.8	-	344.6
2000	3,456.00	1,140.40	5.3	2,103.90	27	179.4
Solidaridad 1	-	-	-	-	-	-
Solidaridad 2	1,728.00	746	5.1	784.7	27	165.2
Satmex 5	1,728.00	394.4	0.2	1,319.20	0	14.3
2001	3,456.00	1,193.90	22.5	1,715.10	27	497.5
Solidaridad 2	1,728.00	826.9	13.7	606.8	27	253.6
Satmex 5	1,728.00	367	8.8	1,108.30	0	243.9

Para el año de 2002, Satmex operaba los satélites mexicanos Solidaridad 2, Satmex 5, de cobertura regional y continental en las bandas C y Ku para ambos y banda L en Solidaridad 2, y abarcaba desde Canadá hasta Argentina y Morelos II en órbita inclinada sin ofrecer servicios comerciales.

A partir de septiembre de 2002 se abrió el mercado satelital mexicano a concesionarios extranjeros. Dentro de la flota satelital de los operadores que ofrecen servicios a nuestro país, los satélites que tienen cobertura en México y sus principales características son incluidos en la Tabla A.6 [11].

TABLA A.6. Listado de satélites con cobertura en México [11].

Satélite	Posición	Fecha de	Modelo del	Tiempo de vida	Banda C	Banda Ku
----------	----------	----------	------------	----------------	---------	----------

					Región de cobertura	Región de cobertura
G-15	133 °W	Octubre 13, 2005	Orbital Star 2	15 Años	50 estados de Estados Unidos, Canadá, México, Caribe	
IA - 7	129 °W	Septiembre 25, 1999		12 años	50 estados de Estados Unidos, Canadá, México, Caribe, Centroamérica	50 estados de Estados Unidos, Canadá, México, Caribe
G-13	127 °W	Septiembre 30, 2003	Boeing 601 HP	15 Años	50 estados de Estados Unidos, Canadá, México, Caribe	
Horizons-1	127 °W	Septiembre 30, 2003	Boeing 601 HP	15 Años		50 estados de Estados Unidos, Canadá, México, Caribe
G-14	125 °W	Agosto 13, 2005	Orbital Star 2	15 Años	50 estados de Estados Unidos, Canadá, México, Caribe	
G-12	125 °W	Abril 8, 2003	Orbital Star 2	15 Años	50 estados de Estados Unidos, Canadá, México, Caribe	
G-10 R	123 °W	Enero 24, 2000	Boeing 601 HP	15 Años	50 estados de Estados Unidos, Canadá, Norte de México, Caribe	50 estados de Estados Unidos, Sur de Canadá, México, Caribe
IA – 13	121 °W	Agosto 8, 2003		16 Años	50 estados de Estados Unidos, Canadá, México, Caribe, Centroamérica	
G-4R	99 °W	Abril 18, 2000	Boeing 601 HP	15 Años	50 estados de Estados Unidos, Canadá, Norte de México, Caribe	Conus (todo Estados Unidos) (todo Estados Unidos) , Sur de Alaska, Hawaii, Sur de Canadá, México, Caribe
IA – 5	97 °W	Mayo 24, 1997		12 años	50 estados de Estados Unidos, Canadá, México, Caribe, Centroamérica	Conus (todo Estados Unidos) (todo Estados Unidos) , Sur de Alaska, Hawaii, Sur de Canadá, México, Caribe
G-3C	95 °W	Junio 15, 2002	Boeing 702	15 Años	50 estados de Estados Unidos, Canadá, México, Caribe	50 estados de Estados Unidos, Sur de Canadá, México
IA – 6	93 °W	Febrero 15, 1999		12 años	50 estados de Estados Unidos, Canadá, México, Caribe, Centroamérica	50 estados de Estados Unidos, Canadá, México, Caribe
G-9	91 °W	mayo , 1996	Boeing 376	12 años	50 estados de Estados Unidos, Mitad de Canadá, México	
G11	91 °W	Diciembre 21, 1999	Boeing 702	15 Años	Conus (todo Estados Unidos) (todo Estados Unidos), Canadá, México, Caribe	Sudamérica, Brasil extendido Conus (todo Estados Unidos), Sur de Canadá, México, Caribe Conus (todo Estados Unidos), Canadá, México, Caribe
IA – 8	89 °W	2005		15 Años	50 estados de Estados Unidos, Canadá, México, Caribe, costa de África	50 estados de Estados Unidos, Sur de Canadá, México, Caribe

Satélite	Posición	Fecha de lanzamiento	Modelo del satélite	Tiempo de vida esperado	Banda C	Banda Ku
					Región de cobertura	Región de cobertura
SBS-6	74 °W	Octubre, 1990	Boeing 393	15 Años		Conus (todo Estados Unidos)
IS-805	304.5 °E	1998	Lockheed Martin			Centroamérica, Venezuela, Colombia, Ecuador, Norte de Perú
IS-707	307 °E	1996	SS/Loral	15 Años	Sudamérica (Spot B)	Conus (todo Estados Unidos), México Sur de Sudamérica
IS-705	310 °E	Marzo 22, 1995	SS/Loral		Norte de Sudamérica (Spot A)	Norte de Sudamérica (Spot 3)
PAS – 9	58 °W	Julio 28, 2000	Boeing 601 HP	15 Años		México, Caribe, Sur de Conus (todo Estados Unidos) Brasil
IS-903	325.5 °E	Marzo 30, 2002	SS/Loral			Caribe (Spot 2)
PAS - 1R	45 °W	Noviembre 15, 2000	Boeing 702	15 Años	US/Latinoamérica	Ku-band US/México Ku-band S. America
IS-801	328.5 °E	Enero 03, 1997	Lockheed Martin			Caribe (Spot 1)
PAS - 3R	43 °W	Enero 12, 1996	Boeing 601		Conus (todo Estados Unidos), Latinoamérica	Norteamérica (Conus (todo Estados Unidos)) Norte de Sudamérica Sur de Sudamérica Costa este de Brasil
IS-905	335.5 °E	Junio 5, 2002	SS/Loral			Caribe, Florida, Golfo de México
IS-605	174 °E	Agosto 14, 1991	Hughes Aircraft C.			Conus (todo Estados Unidos)
IS-701	180 °E	Octubre 22, 1993	SS/Loral			Conus (todo Estados Unidos)

Octubre 2002. El satélite Satmex 6 se planeó para sustituir a Solidaridad 1. El lanzamiento se planteó que costaría cien millones de dólares; dicho artefacto tiene un valor de 300 millones de dólares, incluidos los respectivos seguros.

Diciembre 2003. Satmex cierra mal el año, derivado de algunas fallas técnicas de Satmex 5.

Mayo 2006. Se lanza el satélite Satmex 6 para ocupar la posición 113W. El satélite Solidaridad 2 se migra a la posición 114.9W. En la Tabla A.7 se listan las principales características del subsistema de comunicaciones de este satélite [12].

TABLA A.7. Principales características del satélite Satmex 6.

Característica	Banda C – Transpondedores de 36 MHz			Banda Ku – Transpondedores de 36 MHz	
Cobertura C	C1 Conus (todo Estados Unidos)	C2 Sudamérica	C3 Continental	Ku-1 Nafta (Estados Unidos, México y parte de Centro América)	Ku-2 Continental

Característica	Banda C – Transpondedores de 36 MHz			Banda Ku – Transpondedores de 36 MHz	
PIRE a la orilla de la cobertura (dBW)	40	39	38	49	Continental: 46 Sudamérica: 49
Número de transpondedores	12	12	12	12+ 6 configurables entre Ku-1 y Ku-2	6 fijos + 6 configurables entre Ku-1 y Ku-2
G/T a la orilla de la cobertura (dB/K)	0.0	-1.5	-3.0	+1.5	Continental: -3.5 Sudamérica: -0.5
Densidad de flujo en saturación a la orilla de la cobertura (dBW/m ²)	-98	-98	-98	-98	-98
Redundancia	16: 12 primarios y 4 de respaldo	16: 12 primarios y 4 de respaldo	16: 12 primarios y 4 de respaldo	16: 12 primarios y 4 de respaldo	16: 12 primarios y 4 de respaldo
Potencia por transpondedor (nominal) (W)	42	33	47	150	250
Vida útil estimada	mayor a 15 años				

A finales de 2007 se lanzó la licitación a los constructores satelitales para la construcción del nuevo satélite Satmex 7. Los interesados fueron Boeing Spacecraft, Lockheed Martin y Loral, ganando la licitación este último. Se planea la construcción del satélite en aproximadamente tres años para sustituir al satélite Solidaridad 2.

Enero 2008. El satélite Solidaridad 2 se puso en órbita inclinada (ya no se realizan ajustes en el control de inclinación) para aumentar su vida útil.

Marzo 2008. El gobierno federal solicitó el satélite Solidaridad 2 para su uso exclusivo, propiedad de la empresa Satmex, para evitar la interrupción en servicios de comunicaciones de las dependencias de seguridad nacional que ocupan banda L. El satélite, puesto en órbita en 1994 costó \$205 millones de USD. Este actualmente fue liberado por la empresa para el uso del gobierno.

Para el año 2025 se estima que las telecomunicaciones comerciales vía satélite serán mediante satélites geoestacionarios, satélites de órbita baja, redes de fibra óptica y enlaces de microondas digitales, constituyendo redes de comunicación global para el usuario, a través de un receptor fijo y otro móvil.

Sin embargo, como se puede ver en la historia de las comunicaciones satelitales comerciales de nuestro país, en varias ocasiones los satélites han sufrido fallas y mostrado problemas de carácter técnico que llevan a problemas no sólo de esta índole, sino de carácter económico, ya que pueden llegar a tener impacto en su vida útil y por lo tanto impacto en la disminución de la capacidad presupuestada de servicios y que lleva también a la necesidad de la fabricación de otro nuevo satélite para la sustitución del satélite en falla.

La vida útil de un satélite también presenta una problemática importante no sólo por la cuestión de negocios sino porque, una vez finalizada la vida de un satélite, si después de un tiempo

establecido en la regulación de la UIT la posición orbital no es ocupada, o al menos no se demuestra a la UIT que se hará uso de esta posición orbital en los plazos determinados por las normas de esa organización, los países Miembros pierden el derecho a ocuparla. Por lo que, de acuerdo con los Reglamentos de la UIT, si un país o un grupo de países no le presentan a la UIT la documentación técnica del satélite que pretende colocar en la órbita asignada hasta una fecha límite, la UIT procede a suprimir del registro la inscripción correspondiente. En tal caso, esa posición orbital queda libre para que cualquier otro país la solicite.

A.2.2 Proyectos satelitales no comerciales desarrollados en México

Al hablar de las comunicaciones vía satélite en México no se puede omitir los proyectos no comerciales desarrollados en el país. Estos proyectos tienen una importancia inherente basada en tres razones: la importancia que representan los satélites para el fortalecimiento de la ciencia, la importancia de esos artefactos tecnológicos para la comunicación, industria y economía y porque después de alrededor de 15 años, tiempo que lleva la aventura de fabricar un satélite de manufactura endógena por parte de científicos e ingenieros pertenecientes a diversas instituciones nacionales de investigación, aún no contamos con un satélite fabricado en el país en operación.

En México el desarrollo de la tecnología satelital ha sido por etapas independientes una de la otra; aunque a mediados de la década de los ochenta existió una conexión entre las primeras acciones realizadas por el Grupo Interdisciplinario de Actividades Espaciales con las tareas realizadas por el equipo que participó en los proyectos de satélites UNAMSAT o con la labor de los equipos que aún participan en el proyecto del satélite SATEX [13].

El desarrollo satelital comprende casi 20 años de trabajo. Durante este periodo se identifican siete momentos estructurales estrechamente relacionados:

Primera etapa. La integración del equipo pionero de científicos, investigadores e ingenieros que se proponían impulsar el desarrollo científico-tecnológico aeroespacial con una visión a favor del desarrollo endógeno. El Grupo Interdisciplinario de Actividades Espaciales (GIAE) en la UNAM. La creación del GIAE, representó la continuidad de la proto-etapa de las actividades aeroespaciales modernas, a través de los trabajos de Manuel Sandoval Vallarta en el campo de la física espacial, y que serían continuados en años posteriores con la creación del Departamento de Estudios Espaciales en el Instituto de Geofísica de la UNAM y con la apertura de la Comisión Nacional del Espacio Exterior. Esta asociación impulsó intercambios y negociaciones logrando tener presencia en foros internacionales donde fueron expuestos proyectos de investigación y desarrollo.

Segunda etapa. Parte de los integrantes del GIAE empezaron a desarrollar proyectos científicos y tecnológicos de alcance social, interdisciplinario aprovechando los recursos involucrados para el progreso científico-tecnológico y económico del país. Uno de los primeros proyectos fue de experimentos espaciales aprovechando las relaciones establecidas entre organismos internacionales como la NASA y la Universidad de Utah.

Tercera etapa. Inicio de las primeras propuestas en torno de los proyectos de satelitales, desarrollando los siguientes proyectos: el satélite UNISAT - satélite latinoamericano de percepción

remota, satélite MEXSAT 1, otro satélite nacional que posteriormente recibiría el nombre de SATEX 1.

El GIAE tenía como objetivos generales el organizar un grupo de especialistas de la UNAM para proyectar y difundir acciones de investigación, desarrollo y formación de personal en el campo de las actividades espaciales para impulsar el desarrollo de tecnologías espaciales apropiadas.

El GIAE colaboró con la SCT cuando ésta lanzó su convocatoria a la comunidad científica de participar en la realización de experimentos espaciales.

En la compra del sistema de satélites Morelos se planteaba la oportunidad de enviar un contenedor dentro del transbordador espacial de la NASA.

La decisión de la GIAE de participar en experimentos espaciales tuvo doble impacto: el gobierno federal reconocía la existencia de este grupo dedicado a actividades espaciales dentro de la UNAM y por otro lado, se despertaba el interés de otros científicos de participar en esta institución. Los experimentos seleccionados fueron el estudio de la solidificación y transformaciones en la aleación zinalco (zinc-aluminio-cobre) sujetas a condiciones de microgravedad; percepción remota en obtención de imágenes del territorio nacional; deposición de películas delgadas (estudio de interfaz sólido-sólido en estado de microgravedad); efectos fotoconductores sobre rocas en el espacio, y detectores plásticos de trazas nucleares [11].

El proceso de la realización de los experimentos no fue lo esperado. Se presentaron tres problemas. El primero fue la explosión del transbordador Challenger, lo que provocó que la NASA suspendiera por más de dos años los vuelos espaciales, y estableciera una reforma integral de los criterios técnicos de seguridad en la realización del equipamiento espacial. Al paso del tiempo los experimentos fueron perdiendo sentido ya que ya no eran innovadores.

El segundo fue que las instancias gubernamentales involucradas en el financiamiento de los experimentos espaciales entraron en controversia con los intereses científicos ya que se le dio solamente un enfoque publicitario para proyectar una imagen de progreso científico-tecnológico.

En el tercer caso tuvo que ver el progreso de interacción entre los científicos de la Universidad de Utah y de la NASA con los científicos e ingenieros de la UNAM apareciendo problemas en cuanto a la viabilidad y posibilidad de la realización de experimentos espaciales tanto por cuestiones técnicas, operativas así como administrativas.

Debido al retraso en la reanudación de los lanzamientos espaciales por medio de los transbordadores, los experimentos espaciales aprobados para ser enviados al espacio no se realizaron.

Los logros alcanzados por la GIAE en experimentos realizados en estaciones automáticas tuvieron aportaciones que consistieron en plantear experimentos en condiciones de microgravedad. Se incursionaba en campos significativos del conocimiento donde se preveía la continuidad del desarrollo del conocimiento espacial con los experimentos con celdas solares, cámaras electro-ópticas y sensores lo cual fue base de la idea de poder crear satélites artificiales. En base a los proyectos desarrollados en la Universidad de Utah se planteó el proyecto de diseño y fabricación de un satélite de manufactura endógena con la visión de crear primero un satélite de

comunicaciones, después uno para teledetección para uso de cámaras y realización de observaciones y finalmente uno de aplicaciones astronómicas.

Aceptada la propuesta de un proyecto de desarrollo de un satélite, fue presentado a mediados de agosto de 1985 el anteproyecto del satélite denominado UNISAT, donde se establecía el propósito de desarrollar el diseño y construcción de una generación de satélites artificiales: SATEX 1, SATEX2 y SATEX3. Este proyecto tenía la base de la búsqueda de autosuficiencia tecnológica generando desde dentro, con recursos propios, satélites artificiales.

El proyecto UNISAT contemplaba tres partes: diseño, construcción y puesta en órbita. El tipo de satélite sería de percepción remota, capaz de cubrir visualmente entre el 75 y 80% de la extensión del territorio nacional por espacio de cinco años.

El diseño técnico se concluyó, se elaboró el presupuesto tomando en cuenta dos aspectos: la estructura del preproyecto, que pretendía la posibilidad de fabricar una serie de 3 o 4 satélites estimando un financiamiento de 950 000 dólares; el otro aspecto era la situación económica del país siendo un factor adverso por lo que se propuso sólo la realización del primer satélite con un costo de 420 millones de pesos para ser financiado a dos años por distintas instituciones.

En la espera de los recursos para la realización del UNISAT la GIAE realizó el simposio "evaluación y perspectivas de la era espacial en México" en mayo de 1986 donde asistieron investigadores de instituciones tanto nacionales como de distintos países americanos así como representantes de la ONU. Se destacó la estrategia de GIAE para extender la red de intercambios científicos-tecnológicos y la consolidación de proyectos espaciales principalmente con instituciones de Latinoamérica.

De agosto a diciembre de 1986 el GIAE trabajó en el proyecto de satélite latinoamericano de percepción remota de órbita baja, interesándose en el proyecto los expertos del Instituto de Investigaciones Eléctricas del IPN y del Instituto Nacional de Astronomía, Óptica y Electrónica (INAOE) así como el CONACYT.

Posteriormente se propuso la opción de un preproyecto distinto de construcción del satélite MEXSAT 1.

Este proyecto proponía la reestructuración técnica del satélite, la reorganización del equipo del GIAE en equipos por subsistemas requeridos y se incluyó la existencia del grupo internacional de radioaficionados de la AMSAT (Radio Amateur Satellite Corporation) para considerar la experiencia de los radioaficionados de esta organización y realizar la transferencia de la patente de los microsátélites Oscar dedicados a radio aficionados amateur [14].

Este proyecto tenía la misma filosofía que el UNISAT de iniciar con una primera versión limitada en funciones que serviría como base para el desarrollo de versiones subsecuentes.

A la par se comenzó a desarrollar otra propuesta apegada al presupuesto planteado inicialmente por el GIAE denominado SATEX 1 que planteaba la construcción de un satélite nacional.

Este preproyecto hacía énfasis en mantener la idea de la salida del atraso tecnológico y procurando la autosuficiencia en materia espacial. Aumentó el número de instituciones

participantes incluyendo cinco centros de investigación externos a la UNAM. Cada institución se constituyó como núcleo de algún subsistema que formaba parte del satélite SATEX 1 constituyendo un proyecto nacional e interinstitucional de un satélite experimental de adquisición y envío de datos. El tiempo en el que se planeaba su realización fue entre año y medio a cinco años. La aportación de científicos e ingenieros se extendió hasta ser de carácter latinoamericano y mundial.

El contexto contribuyó para la participación en la realización de proyectos latinoamericanos en conjunto para la fabricación del satélite de percepción remota de órbita baja.

Entre los tiempos de espera de desarrollo de los subsistemas por los equipos de investigación definidos, el equipo del GIAE retomó los experimentos automatizados de la cámara de percepción remota para el estudio del territorio nacional, celdas solares en medio ambiente espacial, electroforesis por medio de campos eléctricos, estudio de aleaciones para realizar trabajos en órbita y sensores de posicionamiento orbital. Con esto se esperaba obtener experiencia en campos de adquisición de imágenes y uso de sensores. Estos experimentos fueron incorporados al trabajo del satélite.

Otro punto importante que se realizó en base a este proyecto fue la integración de seis instituciones de investigación del país, UNAM; IPN, IIE, CICESE, BUAP e INAOE.

El proyecto SATEX 1 hacia 1989 y parte de 1990 comenzó a debilitarse principalmente por la falta de apoyo económico y por la salida de integrantes importantes del proyecto.

Cuarta etapa. Desaparición del GIAE. Se evaluó la existencia de grupos interdisciplinarios de investigación en la UNAM quedando solamente el Grupo Interdisciplinario de Actividades Espaciales que, de acuerdo con la nueva propuesta, se convirtió en el Programa Universitario de Investigación y Desarrollo Espacial (PUIDE). De los seis grupos que conformaban el GIAE dos fueron disueltos y el grupo pasó al nivel de Programa Universitario.

Se propuso la creación del proyecto como una contribución de la UNAM a una mayor autodeterminación y autosuficiencia nacional en cuestiones espaciales dando paso a la primera fase del PUIDE, el cual recupera en un inicio los principios que mantenía el GIAE y continúa con los proyectos propuestos en la etapa anterior, principalmente el proyecto del satélite SATEX. Sin embargo en su primer año se presentó una contradicción en cuanto a la estrategia a seguir para lograr este desarrollo.

Por otro lado se trató de retomar la idea de iniciar un proyecto de construcción de un satélite con apoyo de la AMSAT en base a un desarrollo similar a los satélites que esta organización había estado construyendo desde 1964 teniendo un total de 14 satélites con sólo uno sin resultados exitosos, además de que esta institución estaba trabajando en la creación de un satélite geoestacionario y seis pequeños de investigación. Además, esta organización mantenía intercambios con distintas universidades norteamericanas y Latinoamericanas como el intercambio que se estaba pactando entre la UNAM y AMSAT. Este convenio se fundaba en tres principios: no habría cooperación económica de AMSAT, AMSAT aportaría tecnología de construcción y operación y colaboraría en pruebas de homologación y lanzamiento y la UNAM absorbería todos los gastos.

Junto con el proyecto de construcción de un satélite en colaboración con AMSAT (PACSAT o también llamado Oscar) se propuso la continuación del proyecto de construcción de un satélite basado en la colaboración con la Sociedad Americana de Ingenieros y Físicos Aeroespaciales para la construcción de un microsatélite sofisticado aprovechando diseños y experiencias realizadas: el SATEX 1.

Debido a que David Lieberman, presidente de la sección México de la AMSAT fue quien propuso a la UNAM el convenio para construir el satélite y ya que había participado en la construcción de los microsatélites Oscar se logró que la transferencia de tecnología con esta institución fuera libre, sin problema de patentes y se entregara todo el paquete de diseño con la opción de un rediseño.

Quinta etapa. El PUIDE opta por el proyecto UNAMSAT sobre el proyecto SATEX. Miembros del PUIDE sostenían la posibilidad de desarrollar los dos proyectos mencionados pero posteriormente se evaluó la viabilidad de esto optando por el proyecto de convenio por el costo y su posible integración a corto plazo denominado UNAMSAT.

Los investigadores que habían formado parte del GIAE prefirieron mantener su propuesta de desarrollo endógeno. Esta contradicción llevo a una ruptura del PUIDE en dos grupos, uno a favor de la transferencia tecnológica y otro dedicado a la ingeniería espacial.

El equipo del proyecto SATEX 1 sostenía la alternativa de crear una base tecnológica aeroespacial inexistente en el país, donde coexisten los progresos de la ciencia espacial e industrial que servirían de base para diversos tipos de satélites con misiones científicas y usos sociales.

El equipo de UNAMSAT mantenía la propuesta de aprovechar las ventajas de ahorro de recursos y tiempo partiendo de experiencias realizadas por AMSAT en la integración de microsatélites. La plataforma tecnológica se crearía a medida que se avanzara en el aprendizaje de la tecnología transferida posteriormente creando distintos satélites vinculados con las necesidades del país.

Sexta etapa. La relación de la UNAM con la organización de radioaficionados de AMSAT facilita la adquisición de dos satélites que son ensamblados y lanzados al espacio: el primero no alcanza el objetivo porque fracasa el lanzamiento y el segundo sólo alcanza a enviar un breve mensaje. Ante los resultados del proyecto UNAMSAT se suspende y se decreta la creación del Proyecto Universitario de Ciencias Espaciales y Planetarias.

Debido a que los científicos especializados en ingeniería espacial decidieron quedarse en el proyecto SATEX 1 se contrató a Alejandro Pedroza, presidente de la rama México de la AMSAT, como coordinador y responsable de este proyecto. Pero, hubo una falta de colaboración de la comunidad científica de la UNAM en este proyecto, por lo cual se formó un grupo de alumnos de distintos programas de ingeniería para llevar a cabo el desarrollo y ensamblado del satélite UNAMSAT. Esta dirección del PUIDE duró poco y hasta el tercer cambio de dirección en 1991 se logró conformar un grupo para la construcción del satélite conformado principalmente por alumnos de ingeniería electrónica y computación. Estos alumnos, obviamente, no tenían conocimientos básicos de tecnología espacial teniendo que entrar en un periodo de aprendizaje tecnológico intensivo básico para las tareas de ensamblado del satélite.

El proyecto de desarrollo y ensamblaje del primer satélite, UNAMSAT 1 se realizó en un periodo de cinco años, concluyéndolo a principios de 1995. El propósito de este satélite era el de radio monitoreo geofísico y meteorológico. El satélite pesó 10 Kg, con forma cúbica de 23 cm, compuesto por cinco módulos; contenía paneles de celdas solares y baterías recargables como fuentes de energía y portaba una computadora con microprocesador endurecido a la radiación. Su vida útil calculada fue de cuatro años y medio. El satélite, además de servir de estación repetidora de información debía servir para experimentos científicos que al final del proceso se centraron en astronomía. Finalmente se concluyó con la construcción del satélite quedando como una repetidora digital de datos que serían utilizados como primera instancia para calcular la materia oscura a través del monitoreo estadístico del movimiento de los meteoritos. El otro experimento estaba relacionado con la comunicación entre estaciones sismológicas, mareográficas y vulcanológicas que la UNAM tiene en distintos puntos del país con la estación central de Ciudad Universitaria.

El lanzamiento del UNAMSAT se realizó con la empresa espacial "Progress" de Rusia en acuerdo con el Instituto Astronómico Stenberg de la Universidad Estatal de Moscú el día 28 de marzo de 1995, desde la base rusa de Plesetsk. El lanzamiento fracasó quedando encapsulados los tres satélites que transportaba y al reingresar a la atmósfera se incineraron. No hubo convenio de indemnización por lo que fue pérdida total para la UNAM. El UNAMSAT 1 no había sido asegurado debido a los altos costos, lo que causó fuertes críticas al PUIDE.

Debido a que no se había podido comprobar la viabilidad del proyecto UNAMSAT 1 se planteó y aceptó el desarrollo del satélite UNAMSAT B en base a que ya se tenía un modelo de prueba que se había ensamblado a la par con el UNAMSAT 1 con las mismas características tecnológicas. Se planteó que se realizaría una revisión del modelo para detectar partes débiles y dejarlo en condiciones para su lanzamiento. Esto tardó más de un año. Después de esta revisión se construyó una nueva computadora debido a que la original mostraba inestabilidades, se revisaron los receptores y se fabricaron nuevos transmisores de telemetría. El 5 de septiembre de 1996 se lanzó el UNAMSAT B desde el cosmodromo de Plesetsk con un cohete de la serie COSMOS bajo la responsabilidad de la empresa espacial Polyot. Dos días después se recibieron los primeros datos de telemetría del satélite. Se esperaba contar con los primeros resultados de los experimentos en noviembre de 1996 pero los datos no se recibieron y fue hasta septiembre de 1997 cuando se aceptó la existencia de una falla técnica del UNAMSAT B. La falla se ubicó en los circuitos de recepción del satélite, con base en esto se decidió suspender las funciones de comunicación a Tierra.

Una vez ocurridos los eventos antes mencionados se decretó la cancelación del PUIDE y a su vez se dio a conocer la creación del Proyecto Universitario de Ciencias Espaciales y Planetarias (PUCEP) cuyo fundamento se basa en el avance de ciencias espaciales y planetarias en el ámbito internacional teniendo relevancia para el estudio de los fenómenos naturales del país que pretende reunir a los distintos grupos interesados en esta área del conocimiento y que para la UNAM representa un área estratégica de desarrollo en el campo de las ciencias espaciales y planetarias. Por otro lado se propuso la creación del Grupo de Investigación de Ciencias Espaciales y Planetarias (GMICEP).

Séptima etapa. El proyecto SATEX es coordinado por el Instituto Politécnico Nacional, la Benemérita Universidad Autónoma de Puebla y la Secretaría de Comunicaciones y Transportes con apoyo de la UNAM.

Cuando el PUIDE optó por el convenio con la AMSAT, el proyecto SATEX 1 quedó fuera del PUIDE quedando el proyecto SATEX 1 sin apoyos institucionales derivados de su permanencia en el PUIDE.

Al quedar fuera este proyecto algunos de los ingenieros y científicos que lo continuaban los trasladaron al Instituto de Ingeniería de la UNAM conservando las relaciones con la SCT las cuales remontaban desde el nacimiento del proyecto. Esta relación se llevó a cabo por medio del Instituto Mexicano de Comunicaciones ya que tanto esta institución como el proyecto estaban enfocados a promover el desarrollo científico-tecnológico de las comunicaciones para alcanzar la autodeterminación en materia tecnológica espacial.

Actualmente, otro de los pasos en México para el desarrollo de tecnología satelital ha sido desarrollado en el instituto de Ingeniería de la UNAM el proyecto educativo SATEDU, el cual se basó en la idea de hacerlo compatible con el estándar Cubesat desarrollado en 1999 por el Dr. Robert Twiggs de la Universidad de Stanford, EU. Este proyecto está a cargo del Dr. Esaú Vicente quien labora en el Instituto de Ingeniería de la UNAM. Este proyecto es el paso inicial de una serie de proyectos entre los cuales se tiene planeada la construcción de un picosatélite como de nanosatélites que emplearán la tecnología y los conocimientos adquiridos en el proyecto SATEDU. SATEDU es un proyecto educativo, diseñado, fabricado y validado completamente en el Instituto de Ingeniería de la UNAM, para ser empleado en laboratorios escolares, aulas de clases, Institutos tecnológicos, Universidades y en Centros de Investigación [15].

Otra iniciativa en este ámbito en nuestro país es la Agencia Espacial Mexicana (AEXA [16]). La Agencia Espacial Mexicana es una dependencia federal contemplada en una iniciativa de ley que se discute en el Congreso mexicano y que pretende coordinar la política espacial de México a fin de desarrollar los especialistas, la tecnología y la infraestructura necesarias para la consolidación del sector espacial en el país [17]. La iniciativa fue aprobada por la Cámara de Diputados el 25 de abril de 2006 y por la Cámara de Senadores el 4 de noviembre de 2008 [18]. Sin embargo, dado que el texto original fue modificado en esta última instancia, el proyecto de ley espera una segunda ronda de votaciones en la cámara baja [19] y, en caso de ser aprobada, un eventual decreto y publicación por el Presidente de México [20].

La agencia pretende retomar el trabajo realizado por la extinta Comisión Nacional del Espacio Exterior (CONEE, 1962-77) [21].

La iniciativa original ha sido modificada varias veces en las comisiones legislativas de las cámaras. De acuerdo con la iniciativa aprobada en el Senado, la Agencia Espacial Mexicana estaría integrada por quince miembros y sería presidida por el Secretario de Comunicaciones, los demás integrantes propuestos serían subsecretarios de las Secretarías de Gobernación, Relaciones Exteriores, Educación Pública, la Secretaría de Hacienda, Defensa Nacional y Marina. También, estarían el titular del Consejo Nacional de Ciencia y Tecnología, el rector de la Universidad Nacional Autónoma de México, el director del Instituto Politécnico Nacional, los presidentes de las academias mexicanas de Ciencias, Ingeniería y Medicina, un representante de la Asociación Nacional de Universidades e Instituciones de Educación Superior y el titular del Instituto Nacional de Estadística y Geografía [22].

Durante casi tres décadas y por la falta de un desarrollo real en este campo, la mayoría de países del tercer Mundo han seguido y siguen una política que consiste en la adquisición de la tecnología

espacial de las grandes potencias tecnológicas y en la formación de cuadros técnicos entrenados sólo en el manejo de tecnologías adquiridas.

Años de experiencia han mostrado que este tipo de política es incapaz de conducir al desarrollo de una sólida infraestructura nacional científica y tecnológica, y que puede llevarnos a todo menos a la disminución de nuestra dependencia en materia espacial [2, 23].

APENDICE B. HISTORIA BREVE DE LOS COHETES

- *Cohetes en tiempos antiguos*

La historia de los cohetes se remonta al menos al siglo XVI, posiblemente a principios de este siglo [63]. Para el siglo XX se tiene el vuelo espacial humano a la Luna, y los cohetes del siglo XXI han permitido turismo comercial al espacio.

Los cohetes han sido utilizados para fuegos artificiales y armas, como vehículos lanzadores para satélites artificiales, vuelos espaciales y viablemente exploración humana a otros planetas. Los cohetes son ineficientes para el uso en bajas velocidades pero son comparados a otros sistemas de propulsión, muy ligeros, enormemente poderosos y pueden lograr muy altas velocidades.

Los cohetes químicos contienen una cantidad grande de energía que es liberada de forma fácil, y debido a esto, pueden ser muy peligrosos, aunque teniendo cuidado en el diseño, en pruebas, en construcción y en su uso se pueden aminorar los riesgos.

Los primeros cohetes fueron utilizados para fuegos artificiales.

Según las escrituras del romano Aulus Gellius en C. 400 AC, un griego pitagoreano nombrado Archytas, propulsó un pájaro de madera utilizando el vapor [63]. Sin embargo, el único conocimiento que existe de ello está en escrituras de Aulus, de cinco siglos después, aunque sobre esto no hay ningún esquema existente, y aun si fuera verdadero, la potencia del cohete es desconocida.

La disponibilidad de pólvora para propulsar proyectiles fue un precursor del desarrollo del primer cohete sólido. El siglo IX alquimistas taoístas chinos descubrieron la pólvora en una búsqueda del elixir de la vida; este descubrimiento accidental llevó a experimentos en forma de armas como bombas, el cañón, las flechas incendiarias de fuego y flechas de fuego propulsadas por un cohete.

El primer uso registrado de un cohete en batalla fue por los chinos en 1232 contra las hordas mongólicas. Los informes fueron de flechas de fuego y "ollas de hierro" que podían ser oídas a 5 ligas - 15 millas - y que, sobre el impacto, estallaban causando la devastación de alrededor de 2000 pies en todas direcciones, aparentemente debido a una metralla [64]. El método de las ollas de hierro puede haber sido la manera de que un ejército sitiado pudiera defenderse de sus invasores. Las flechas de fuego fueron o flechas con explosivos conectados, o flechas propulsadas por pólvora [65].

Menos polémico, uno de los primeros dispositivos que usaba un cohete de propulsión de combustión interna registrado fue la 'rata de suelo', un tipo de fuego de artificial, registrado en 1264 que fue creado para la Emperatriz-Madre Kung Sheng y lanzado en un banquete realizado en su honor por su hijo el emperador Lizong [66].

Subsecuentemente, uno de los primeros textos en el que se menciona el uso de los cohetes fue el texto titulado Huolongjing, escrito por el oficial chino de artillería Jiao Yu a mediados del siglo XIV; este texto mencionó también el uso del primer cohete multiestado conocido; esto fue 'el dragón de fuego que sale del agua' (huo shui largo de chu), utilizado comúnmente por la armada china [67]. China meridional y los festivales de cohetes de la comunidad laosiana quizás habían sido claves en la extensión del uso de los cohetes en el

oriente como fue propuesto por Franco H. Winter en The Proceedings of the Twentieth and Twenty-First History Symposia of the International Academy of Astronautics [68].

La tecnología de los cohetes llegó a ser conocida por los europeos cuando fue ocupada por los mongólicos de Genghis Kan y Ogedei Kan cuando conquistaron las partes de Rusia, Oriente, y Europa central. Los mongoles habían adquirido la tecnología china por la conquista de la parte septentrional de China y también por el empleo subsiguiente de expertos chinos para que construyeran los cohetes para los mercenarios del ejército mongólico. Los informes de la Batalla de Sejo en el año 1241 describen el uso de armas tipo cohete por los mongólicos contra los magiares [69]. La tecnología de cohetes fue esparcida también a Corea, en el siglo XV, los coreanos desarrollaron el arma denominada Hwacha, la cual consistía en una carretilla de dos ruedas que sostenía una plataforma de lanzamiento llena de agujeros donde se insertaba la munición. Estos primeros cohetes coreanos tuvieron asombrosamente un amplio rango para aquel tiempo. También estos cohetes fueron apenas como flechas pero tenían pequeños explosivos conectados a la parte de atrás y volaban en enjambres.

Adicionalmente, la expansión de los cohetes en Europa fue influida por los otomanos cuando sitiaron Constantinopla en 1453, aunque es muy probable que los otomanos por sí mismos fueron influidos por las invasiones mongólicas de los siglos previos. La tecnología de cohetes aparece en la literatura de la descripción de la captura de Bagdad en 1258 por los mongoles [70].

La NASA toma como antecedente que los árabes adoptaron el cohete en sus propios inventos armamentarios y, durante la Séptima Cruzada, los utilizaron contra el ejército francés del Rey Louis IX en 1268" [71].

El nombre de cohete viene de la palabra italiana *rocchetta* (es decir fusible pequeño), un nombre de un pequeño artífice creado por el italiano Muratori en 1379 [72].

En la Turquía Otomana en 1633, Lagari Hasan Çelebi desarrolló lo que fue descrito como un cohete con forma de cono y deslizado con alas por bofósforo probado en el palacio de Topkap con un aterrizaje exitoso, ganando una posición en el ejército otomano. [78] El vuelo fue realizado como parte de las celebraciones realizadas para el nacimiento de la hija del emperador otomano Murat IV y fue recompensado por el sultán. El dispositivo fue compuesto de una caja alada grande con una punta cónica con 7 cohetes rellenos con 70 Kg de pólvora. El vuelo fue estimado para haber durado a cerca de 200 segundos y la altura máxima alcanzada fue de alrededor de 300 metros.

El trabajo del hidalgo polaco-lituano Kazimierz Siemienowicz, "Artis Magnae Artilleriae pars prima" ("Gran Arte de Artillería, la Primera Parte", también conocido como "El Arte Completo de Artillería"), fue utilizado en Europa por más de dos siglos como un manual básico de artillería. El libro proporcionó los diseños estándar para crear cohetes, para bolas de fuego, y para otros dispositivos pirotécnicos. Este contenía un capítulo grande sobre el calibre, la construcción, la producción y las propiedades de cohetes (para propósitos militares y civiles), incluyendo cohetes multi-estado, las baterías de cohetes, y los cohetes con estabilizadores de ala delta (en vez de las barras indicadoras comunes).

En 1792, cohetes de cascos de hierro fueron utilizados exitosamente en la milicia por el sultán de Tipu, el gobernante del reino de Mysore en la India contra las fuerzas británicas del este de India durante las guerras de Anglo-Mysore. Los ingleses entonces tomaron un interés activo en la tecnología y la desarrollaron aún más durante el siglo XIX.

La figura mayor en este campo de tecnología fue William Congreve [73]. Con sus aportaciones en esta materia, el uso de cohetes militares se esparció a través de Europa. En la batalla de Baltimore en 1814, los cohetes disparados en el fuerte McHenry por la nave de cohete HMS Erebus fueron la fuente de los cohetes rojos deslumbrantes (rockets' red glare) descrito por Francis Scout Key en The Star-Spangled Banner. Los cohetes fueron utilizados también en la batalla de Waterloo.

Sin embargo, los primeros cohetes fueron muy inexactos. Sin el uso del empuje de giro, estos cohetes tuvieron una tendencia fuerte en cambiar bruscamente de curso. Los primeros cohetes ingleses Congreve [73] redujeron esto al conectarles un palo largo al final (semejante a cohetes modernos de botella) haciendo más difícil para el cohete cambiar su rumbo. El más grande de los cohetes Congreve fue el de carcasa de 32 libras (14,5 Kg.), que tuvo un palo de 15 pies (4.6 m). Originalmente, los palos fueron montados en el lado, pero se cambió montándolos en el centro del cohete, reduciendo el obstáculo y permitiendo al cohete tener mayor exactitud para ser despedido a través de un segmento de tubo.

En 1815, Alexander Zasyadko empezó su trabajo en la creación de cohetes militares de pólvora. Él construyó las plataformas de lanzamiento de cohetes, que permitieron disparar en salvas (6 cohetes a la vez), y desarrolló también dispositivos de colocación de disparo. Zasyadko elaboró una táctica para el uso militar de armamento usando cohetes. En 1820, Zasyadko fue designado cabeza de la armada de Petersburgo, la fábrica de pólvora de Okhtensky, el laboratorio pirotécnico y la primera escuela de Alta Artillería en Rusia. Él organizó la producción de cohetes en un taller especial y creó la primera sub unidad de cohetes en el ejército ruso.

El problema de la certeza fue resuelto en su mayor parte en 1844 cuando William Hale [74] modificó el diseño de cohetes para que el empuje fuera ligeramente vectorizado para causar que el cohete gire a lo largo de su eje de viaje como una bala. El cohete Hale eliminó la necesidad de usar un palo en el cohete, viajando más debido a la reducida resistencia al aire, y fue mucho más exacto.

- *Cohetes modernos*

En 1903, el maestro del instituto de matemáticas, Konstantin Tsiolkovsky publicó *Исследование мировых пространств реактивными приборами* [75] (La exploración del espacio cósmico por medio de dispositivos de reacción), el primer trabajo científico serio en viajes espaciales. La ecuación del cohete de Tsiolkovsky—el principio que gobierna la propulsión del cohete—es nombrada así en su honor (aunque hubiera sido descubierto previamente [76]). Su trabajo fue esencialmente desconocido fuera de la Unión Soviética, donde inspiró más investigación, la experimentación y la formación de la Sociedad de Cosmonáutica.

En 1920, Robert Goddard publicó a *Method of Reaching Extreme Altitudes* [77] (un método de alcanzar altitudes extremas), el primer trabajo serio en la utilización de cohetes en viajes espaciales después de Tsiolkovsky. El trabajo atrajo la atención mundial y fue alabado y ridiculizado, especialmente a causa de su sugerencia de que un cohete podría alcanzar teóricamente la Luna.

Después de algunas otras críticas mordaces, Goddard empezó su trabajo en aislamiento y evitando la publicidad.

No obstante en Rusia en los años 20 Tsiolkovsky reeditó su trabajo como respuesta al interés ruso levantado por el trabajo de Robert Goddard. Entre otras ideas, Tsiolkovsky propuso exactamente utilizar oxígeno líquido e hidrógeno líquido como un par casi óptimo de propelentes y determinó que se podrían construir cohetes en fase y agrupados para aumentar la eficiencia de la masa, lo cual aumentaría dramáticamente su rango de operación.

En 1923, Hermann Oberth [83] publicó *Die Rakete zu den Planetenräumen* (el cohete en el espacio planetario"), una versión de su tesis doctoral, después de que la Universidad de Munich lo rechazó.

Los cohetes modernos nacieron en forma práctica cuando Robert Goddard conectó una tobera supersónica a un líquido comburente el cual era abastecido a una cámara de combustión en el motor del cohete. Estas toberas convierten el gas caliente de la cámara de combustión en uno frío, hipersónico, con una reacción altamente dirigida del gas; además duplicando el empuje y levantando la eficiencia del motor de 2 a 64% [84, 85]. Los primeros cohetes habían sido enormemente ineficientes a causa de que la energía del calor fue malgastada en los gases descargados. En 1926, Robert Goddard lanzó el primer cohete líquido del mundo, abastecido de combustible en Auburn, Massachusetts.

Durante los años 20, varias organizaciones de investigación de cohetes aparecieron en América, en Austria, en Gran Bretaña, en Checoslovaquia, en Francia, en Italia, en Alemania, y en Rusia. A mediados de los 20s, científicos alemanes habían empezado a experimentar con cohetes que utilizaron propelentes líquidos capaces de alcanzar alturas y distancias relativamente altas. Un equipo de ingenieros de cohetes amateurs habían formado el *Verein für Raumschiffahrt* (la Sociedad Alemana de Cohetes, o VfR) en 1927, y en 1931 lanzaron un cohete de propelente líquido, utilizando oxígeno y gasolina [86].

De 1931 a 1937, el trabajo científico más extenso en el diseño de motores de cohetes ocurrió en Leningrado, en el laboratorio de Dinámica de Gas. Bien financiado y provisto permitió el desarrollo de más de 100 motores experimentales que fueron construidos bajo la dirección de Valentin Glushko. El trabajo incluyó la refrigeración regeneradora, la ignición de propulsión hipergólica, y los diseños de inyector de combustible que incluían inyectores de mezcla de arremolinación y bipropelente. Sin embargo, el trabajo fue reducido por el arresto de Glushko durante purgas estalinistas en 1938. Un trabajo semejante fue hecho también por el profesor austriaco Eugen Sänger que trabajó en el cohete accionado por planos espaciales [87].

El 12 de noviembre de 1932 en una granja en Stockton NJ, la Sociedad Interplanetaria Norteamericana intentó su primer cohete a fuego constante (basado en diseños de la Sociedad Alemana de Cohetes) el cual falló en el disparo [88].

En 1932, la defensa del imperio Aleman, denominada inicialmente como Reichswehr y que en 1935 llegó a ser renombrada como Wehrmacht,, empezó a interesarse en el uso de los cohetes. Las restricciones de la artillería impuestas por el Tratado de Versalles limitaron el acceso de Alemania a armas de larga distancia. Viendo la posibilidad de utilizar cohetes como artillería de fuego de largo alcance, el Wehrmacht financió inicialmente el equipo de VfR, pero viendo que su enfoque fue estrictamente científico, creó su propio equipo de investigación, con Hermann Oberth como miembro mayor. A la instancia de los líderes militares, Wernher von Braun, en el tiempo que era un joven que aspiraba a ser ingeniero de cohetes, se unió al ejército y desarrolló armas de largo alcance para ser usadas en la Segunda Guerra Mundial por la Alemania nazi, con éstos conocimientos se desarrolló notablemente la serie A de cohetes, la cual llevó al mal afamado cohete V-2 (llamado inicialmente A4) [89].

En 1943 comenzó la producción del cohete V-2. EL V-2 tuvo un rango operacional de 300 km (185 millas) y llevaba una cabeza explosiva de 1000 Kg (2204 lb), con un una carga explosiva de amatol. El punto más alto de su trayectoria de vuelo es 90 km. El vehículo fue solamente diferente en detalles de la mayoría de los cohetes modernos, con bombas turbo, una guía inercial y muchas otras características similares a las aún vigentes. Miles de estos cohetes fueron disparados en varias naciones aliadas, principalmente en Inglaterra, Bélgica y Francia. Aunque estos cohetes no podían ser interceptados, su diseño de sistema de guía y una simple cabeza explosiva convencional significaron que el V-2 fuera insuficientemente exacto contra objetivos militares. Las versiones posteriores sin embargo, fueron más exactas, a veces dentro de metros, y podrían causar devastación [90]. 2,754 personas en Inglaterra fueron asesinadas, y 6,523 fueron heridas antes de que la campaña de lanzamiento fuera terminada. Mientras el V-2 no afectó apreciablemente el curso de la guerra, proporcionó una demostración letal del potencial para cohetes guiados usados como armas.

Bajo el Proyecto Amerika, la Alemania nazi trató también de desarrollar y utilizar el primer misil balístico lanzado por un submarino (SLBMs) y los primeros misiles balísticos intercontinentales (ICBMs) A9/A10 Amerika-Raketen [91] para bombardear Nueva York y otras ciudades norteamericanas. Las pruebas de las variantes de SLBM en base al cohete A4 fueron logradas con submarinos de U-boat que remolcan las plataformas de lanzamiento. La segunda etapa del cohete A9/A10 fue probada pocas veces en enero, febrero y marzo de 1945.

En forma paralela con el programa de misiles teledirigidos en la Alemania nazi, los cohetes fueron utilizados en lanzamiento horizontal rápido (JATO) o para accionarse en un avión (Me 163, por ejemplo) y para el lanzamiento vertical (Bachem Ba 349 "Natter").

Al final de la Segunda Guerra Mundial, la milicia y científicos de Rusia, Gran Bretaña y Estados Unidos, compitieron para capturar la tecnología y al personal entrenado del programa alemán de cohetes de Peenemünde. Rusia y Gran Bretaña tuvieron algo de éxito, pero los Estados Unidos fueron los más beneficiados. Los Estados Unidos capturaron muchos ingenieros alemanes dedicados a la tecnología de cohetes (muchos de quienes fueron miembros del Partido nazi, inclusive von Braun) y los trajo a los Estados Unidos como parte de la operación Paperclip [92]. En América, los mismos cohetes que fueron diseñados en Alemania para ser disparados a Gran Bretaña, fueron aprovechados por los científicos para desarrollar nueva tecnología de vehículos. El V-2 evolucionó en el cohete norteamericano de Redstone, utilizado en el primer programa de investigaciones espaciales.

Después de la guerra, los cohetes fueron utilizados para estudiar las condiciones de altitud, para investigación de temperatura y presión de la atmósfera, la detección de rayos cósmicos, y otros campos de investigación; lo más notable fue la creación del Bell X-1 para romper la barrera del sonido. Esto continuó en los Estados Unidos bajo el mando von Braun y su grupo de científicos, quienes llegaron a formar parte del complejo científico de este país.

Independientemente, la investigación continuó en la Unión Soviética bajo el liderazgo del diseñador principal Sergei Korolev [93].

Con la ayuda de técnicos alemanes, el V-2 fue duplicado y fue mejorado como los misiles R-1, R-2 y R-5. Los diseños alemanes fueron abandonados a finales de los 40, y los trabajadores extranjeros fueron mandados a sus países de origen.

Una nueva serie de motores construidos por Glushko y basados en invenciones de Aleksei Isaev formaron la base del primer ICBM, el R-7 [94]. El R-7 lanzó el primer satélite, el primer hombre al espacio y las primeras, pruebas lunares y planetarias, y todavía son usados. Estos acontecimientos atrajeron la atención de los principales políticos, junto con más dinero para la investigación.

Los cohetes llegaron a ser muy importantes militarmente en forma de modernos misiles balísticos intercontinentales (ICBMs), entre otras aplicaciones, se utilizaron los vehículos cohete para portar armas nucleares, los cuales no fueron recuperados una vez lanzados, y llegaron a ser la plataforma de entrega seleccionada para estas armas.

Los años 60 llegaron a ser la década del desarrollo rápido de la tecnología de cohetes abastecida parcialmente por la Guerra Fría, especialmente en la Unión Soviética (Vostok, Soyuz, Protón) y en los Estados Unidos (por ejemplo el X-15 [95] y el avión X-20 Dyna-Soar[96], Géminis). También había investigación significativa en otros países, tal como Gran Bretaña, Japón, Australia, etc. El auge de esta tecnología culminó a fines de los 60s con el aterrizaje tripulado a la luna a través del Saturno V [97].

- *Cohetes Actuales*

Los cohetes permanecen como armas militares populares. El uso de cohetes grandes en el campo de batalla del tipo V-2 ha dado el camino para la creación de misiles teledirigidos. Sin embargo los cohetes a menudo son utilizados por helicópteros y aviones ligeros para ataque a tierra, siendo más poderosos que las ametralladoras, pero sin el esfuerzo del manejo de un cañón pesado. En los años 50 hubo una moda breve de cohetes aire a aire, terminando con el cohete nuclear AIR-2 "Genie", pero para inicios de los años 60 estos habían sido abandonados en gran parte a favor de misiles aire-aire [98].

Económicamente, el uso de los cohetes es el habilitador de todas las tecnologías espaciales, especialmente de satélites, muchos de los cuales impactan la vida diaria de las personas en maneras casi innumerables, la navegación satelital, satélites de comunicaciones y satélites de investigación climática [99].

Científicamente, el uso de los cohetes ha abierto una ventana al universo, permitiendo el lanzamiento de las sondas espaciales de exploración del sistema solar, los satélites para ver la Tierra, y telescopios espaciales para obtener una visión más clara del resto del universo [100].

Sin embargo, en las mentes de la mayoría, el uso más importante de los cohetes es quizás el vuelo espacial tripulado. Los vehículos tales como el trasbordador espacial para la investigación científica, el Soyuz para el turismo orbital y SpaceShipOne para el turismo suborbital pueden mostrar un modo de comercialización del uso de los cohetes, lejos del financiamiento gubernamental, y hacia el acceso más amplio al espacio [101].

- *Naves espaciales*

Todas las naves espaciales hoy en día emplean cohetes (tanto de bipropelente o de combustible sólido) para la fase de lanzamiento, algunos tienen toberas que mezclan el aire en una cámara (tales como el cohete Pegaso y el SpaceShipOne) en sus primeras etapas [115].

Los satélites artificiales deben ser lanzados para ser puestos en órbita, y una vez que han alcanzado su posición estacionaria en la órbita nominal, necesitan de alguna forma de control de orientación para que se puedan mantener apuntando a una cierta posición entre la Tierra, el Sol y posiblemente algunos objetos astronómicos de interés. No están tan sujetos a la resistencia, aunque hay una enrarecida atmósfera a estas alturas, de esta forma pueden permanecer en órbita durante largos periodos de tiempo con una pequeña cantidad de propelente para la propulsión para hacer pequeñas correcciones de orientación. Muchos satélites necesitan de vez en cuando, moverse de una órbita a otra y necesitan impulsores para hacer esta operación. Cuando un satélite ha agotado su capacidad para hacer esta operación tanto de corrección como de intercambio de órbitas se dice que su vida útil se ha agotado.

Las naves espaciales han sido diseñadas para viajar a largas distancias y por esta razón necesitan de sistemas de propulsión para impulsarse. Necesitan ser lanzados desde la atmósfera de la tierra tal y como se hace con los satélites. El sistema de propulsión ya en el espacio les sirve para proporcionar autonomía y poder desplazarse. Para los viajes interplanetarios una nave espacial necesita los motores para abandonar la órbita de la Tierra. Una vez que esto se ha podido realizar, se emplean los motores para lograr su destino. Las naves interplanetarias de hoy en día hacen esto por medio de ajustes de orientación a corto plazo. Entre estos ajustes la nave espacial simplemente tiene un comportamiento de caída libre a través de su órbita.

La forma más simple y eficiente, desde el punto de vista de consumo de propelente para cambiar de una órbita a otra, se denomina Transferencia de Hohmann: la nave espacial empieza con una órbita circular alrededor del Sol. Durante un periodo corto de tiempo se realiza un impulso en la dirección de movimiento de la nave espacial (tangente a la trayectoria) de tal forma que acelera o desacelera la nave espacial en una órbita elipsoidal alrededor del sol que es tangente a la órbita previa. La nave espacial así propulsada cae libremente mediante esta órbita hasta que alcanza su destino. Existen métodos especiales, tal y como el aerofrenado que a veces se emplea como un ajuste final de la órbita.

Se ha pensado que se pueden desarrollar métodos de propulsión tales como las velas solares que proporcionarán un impulso muy diminuto pero constante. Un sistema de propulsión de estas características podría ser capaz de viajar largas distancias interplanetarias con un propelente casi "inagotable", siguiendo una trayectoria diferente a la definida por la transferencia orbital de Hohmann ya que se planea sea permanentemente empujado radialmente hacia el exterior del sistema solar con el Sol como centro.

Las naves espaciales para realizar viajes interestelares necesitan también de métodos de propulsión. En la actualidad no se ha construido una nave de estas características, pero muchos diseños forman parte de la discusión actual. Como las distancias interestelares son muy grandes, se necesita de una gran velocidad para recorrerlas en un intervalo de tiempo razonable para llegar al destino. Adquirir estas velocidades es un reto tecnológico actual [101].

El hombre a través del desarrollo de la humanidad ha buscado mejorar su nivel de vida así como formas de defenderse lo que ha servido no sólo con fines bélicos sino que nos ha permitido avanzar en este caso, para fines de uso de transporte hasta para el desarrollo de naves espaciales que nos permitan viajar fuera de los confines del planeta. Esto actualmente es el campo de mayor investigación y que ha llevado a darle distintos usos a los cohetes y vehículos espaciales como se menciona en la siguiente sección.

- *Tipos de cohetes actuales y sus usos*

Existen muchos tipos diferentes de cohetes, los vehículos que por su mismo rango de tamaño son modelos diminutos tales como cohetes de agua o pequeños cohetes sólidos que pueden ser comprados en una tienda de pasatiempos, al enorme Saturno V utilizado para el programa Apolo, y en muchos tipos diferentes de vehículos que se escriben como carros cohete y aviones cohete.

La mayoría de los cohetes actuales son cohetes accionados químicamente (generalmente por motores de combustión interna [102], pero algunos emplean una descomposición de monopropelente) que emiten una descarga de gas caliente. Un cohete de motor químico puede utilizar propulsión de gas, sólida, líquida, o una mezcla híbrida sólida y líquida.

Con propelentes inflamables, una reacción química es iniciada entre el combustible y el oxidante en la cámara de combustión, y los gases calientes resultantes son acelerados fuera de una tobera (o las toberas) al final del último-frente del cohete. La aceleración de estos gases a través del motor ejerce la fuerza (el "empuje") en la cámara de combustión y la tobera, propulsa el vehículo (de acuerdo con la tercera Ley de Newton).

Los cohetes en los que el calor es suministrado de una fuente distinta al propelente, tal como cohetes térmicos solares, pueden ser clasificados como motores de combustión externa. Otros ejemplos de motores de combustión externa incluyen la mayoría de los diseños para motores accionados por fuerza nuclear. Se han realizado investigaciones sobre el uso de hidrógeno como el propelente para tales motores a velocidades muy altas de descarga (alrededor de 6 a 10 km/s) [103].

Los cohetes de vapor son otro ejemplo de cohetes no químicos. Estos cohetes liberan agua muy caliente por una tobera [104] donde, debido a que ahí la presión es más baja, instantáneamente disipa el vapor a alta velocidad, propulsando el cohete. La eficiencia del vapor como un propelente de cohete es relativamente baja, pero es sencillo y razonablemente seguro, y el propelente es barato y extensamente disponible. La mayoría de los cohetes de vapor han sido utilizados para propulsar vehículos situados en una base terrestre pero un pequeño cohete del vapor fue probado en 2004 a bordo del satélite UK-DMC, como una alternativa, con un alto desempeño, para disparos de orientación por medio de impulsores de gas frío. Hay aún propuestas de utilizar cohetes de vapor para transporte interplanetario usando calefacción nuclear o calentamiento solar como la fuente de potencia para vaporizar agua colectada en el sistema solar, los costos de este sistema podrían ser bastante bajos comparados con los sistemas basados en hidrógeno [105].

Los sistemas básicos son mostrados en la Tabla B.1. Estos sistemas proveen las diferencias entre las capacidades básicas de los sistemas.

Tabla B.1 Tecnologías de propulsión y sus funciones.

Tecnología de propulsión	Funciones				Comentarios
	Lanza- miento	Inser- ción en órbita	Manteni- miento de órbita y maniobras	Control de orientación	
Gas frío			X	X	Bajo desempeño de

Algunas de las tecnologías más usadas incluyen:

Gas frío: un sistema de propulsión de gas frío usa la energía pre-almacenada de un gas comprimido para proveer el empuje. El gas, almacenado a alta presión es llevado a través de las líneas de propulsión y acelerado a una alta velocidad a través de una tobera convencional de convergencia/divergencia. Las ventajas de este sistema son que es simple, seguro de operar, y típicamente no produce contaminantes en el ambiente espacial. La mayor desventaja es que su desempeño es bajo debido a que la energía de presión de almacenamiento es mucho menor a la disponible para una reacción química. Por estas razones los sistemas de gas frío son principalmente aplicados a sistemas de control de orientación y maniobras de órbitas bajas.

Líquida: Un sistema de cohete de propulsión líquida (LRPS) almacena su propelente (combustible y oxidante para un sistema de bipropelente) en tanques con líneas que llevan el propelente a una cámara de combustión, en la cual la energía en forma de calor es generada a través de una reacción química. En algunos casos, un líquido simple reacciona solo por descomposición química. Esto es llamado un sistema de monopropelente. La principal diferencia entre los sistemas LRPS es el tipo de sistema de alimentación de propulsión. La presión requerida para transportar el propelente viene de su tanque de presión o una bomba de presión. Una vez que el calor es generado, el calor de combustión de los gases permite la aceleración a través de una tobera de convergencia/divergencia. Las ventajas del sistema líquido son que éste puede tener un alto desempeño por medio de un sistema químico convencional y es altamente controlable en términos de modulación del impulso. Las desventajas incluyen complejidad y alto costo de desarrollo. Los sistemas de monopropelente son menos complejos a los de bipropelente pero tienen un desempeño menor.

Sólida: Un sistema de cohete de propulsión sólida (SRPS) simplifica el sistema descrito en la introducción, por la combinación del sistema de alimentación con el sistema de almacenamiento. Los propelentes son mezclados antes del vuelo y almacenados en forma sólida en la cámara de combustión. Estas mezclas son altamente reactivas y potencialmente explosivas por lo que permiten tener una ignición y disparar mientras el propelente se va agotando pero es difícil parar la reacción una vez que se comienza. La combustión química adiciona calor, y la combustión de gases produce aceleración a través de la tobera. Los cohetes de propulsión sólida son relativamente simples para ser operados y relativamente pequeños, pero son difíciles de construir y manejar. Su desempeño es relativamente bajo comparados con un sistema de propulsión líquida y los materiales de combustión son a menudo tóxicos.

Híbrida: Un sistema de propulsión híbrida (HRPS) combina líquidos y sólidos. Usualmente un sistema híbrido tiene un combustible sólido almacenado en la cámara de combustión. Un oxidante gaseoso o líquido es alimentado en la cámara de combustión con un sistema de alimentación similar al de un cohete líquido. El combustible sólido es vaporizado con calor por el proceso de combustión y se mezcla con el vapor de oxidante para producir la combustión. Los vapores calientes son expulsados por la tobera produciendo el empuje requerido. Los sistemas híbridos son más simples que los líquidos, pueden tener un mayor desempeño que los sistemas sólidos, usualmente son más seguros que otros sistemas y emiten productos no tóxicos. Sus desventajas incluyen menores densidades de embalaje que los sistemas sólidos y menor desempeño que los sistemas líquidos.

Nuclear: un sistema de cohete de propulsión nuclear (NRPS) es similar a un sistema líquido, excepto por el mecanismo que adiciona calor. Un propelente simple, usualmente hidrógeno, reside en un tanque. Un sistema similar al de alimentación de los cohetes líquidos lleva el propelente a la sección de adición de calor. Una reacción de fisión nuclear

lleva el calor al propelente, el cual corre directamente a través de un intercambiador de calor o dentro de un material de producción/fisión de calor. Los gases calientes se expanden a través de una tobera convencional. La mayor ventaja de este sistema es su alto desempeño. Las desventajas del sistema incluyen su complejidad y oposición política. Pero estos sistemas pueden ser construidos de tal modo que sean muy seguros.

Eléctrica: un cohete de sistema de propulsión eléctrica (ERPS) usa electricidad para adicionar energía al propelente calentándolo por medio de elementos de resistividad sólida o una descarga de arco (proceso electrotérmico) o por ionización del propelente y acelerando los iones o el plasma en un campo electrostático o electromagnético. En la primera aproximación, el sistema es similar al LRPS excepto por la fuente de calor – calor eléctrico – en lugar de combustión (en algunos sistemas es combinada la combustión y el calor eléctrico). En un segundo enfoque, el bloque de adición de energía está parcialmente combinado con el bloque de aceleración. Algo de energía es adicionada para ionizar el propelente pero la mayoría es adicionada directamente como energía cinética. La ventaja de un sistema ERPS es el desempeño del impulso específico. Un sistema eléctrico puede tener mayor desempeño que un sistema químico. Las principales desventajas incluyen bajos niveles de empuje y grandes masas en las fuentes de potencia eléctrica. [105]

Cohetes u otros dispositivos semejantes de reacción que llevan su propio propelente pueden ser utilizados cuando no hay ninguna otra sustancia (tierra, agua, o aire) o fuerza (gravedad, magnetismo, luz) que un vehículo puede emplear para la propulsión, tal como en el espacio. En estas circunstancias, es necesario llevar todo el propelente a ser utilizado. Sin embargo, estos son también útiles en otras situaciones:

- **Armamentismo:** como se mencionó anteriormente, en muchas armas militares, los cohetes son utilizados para propulsar las cargas útiles a sus objetivos. Un cohete y su carga útil juntos son referidos generalmente como un misil, especialmente cuando el arma tiene un sistema de guía.
- **Ciencia:** los cohetes de Sonar [106] son utilizados comúnmente para llevar instrumentos que toman las lecturas de alrededor de 50 km a 1.500 km por encima de la superficie de la Tierra, estas altitudes son accesibles por globos meteorológicos y satélites.
- **Lanzamiento:** debido a su alta velocidad de descarga (Mach ~10+), los cohetes son especialmente útiles cuando se requieren muy altas velocidades, la velocidad tal como la velocidad orbital (Mach 25 +). Los cohetes siguen siendo la única manera de lanzar satélites a su órbita. Estos son utilizados también para acelerar rápidamente una nave espacial cuando cambia su órbita o es deorbitado. También, un cohete puede ser utilizado para ablandar un aterrizaje duro con paracaídas inmediatamente antes de tocar Tierra. La nave espacial es liberada también en trayectorias orbitales como en el caso de los satélites artificiales.

Cualquiera de las tecnologías antes mencionadas para cohetes tiene, como se mencionó, los mismos fundamentos de operación y adicionalmente son construidos en base a una serie de componentes básicos para este subsistema. A continuación se da una descripción general de estos componentes.

- *Componentes y parámetros principales de un cohete*

Los cohetes, como mínimo, tienen un lugar para poner el propelente (tal como un tanque de propelente), uno o más motores y una tobera, dispositivos de estabilización direccional

(tal como aletas, jet de acción o balancines de brújula del motor) y una estructura (típicamente monobloque) para tener estos componentes juntos. Los cohetes pensados para uso atmosférico de alta velocidad tienen también un dispositivo aerodinámico tal como una ojiva.

Para todos los cohetes de tamaño muy pequeño, la descarga comparada con otros motores es generalmente muy ruidosa. Cuando el impulso hipersónico se mezcla con el aire del ambiente, son formadas ondas de choque. La intensidad del sonido de estas ondas de choque depende del tamaño del cohete, y en cohetes grandes podría matar lo que se encuentre a un rango potencialmente cercano [109].

El Tránsbordador Espacial genera más de 200 dB de ruido alrededor de su base. Un lanzamiento del Saturno V fue detectado en sismógrafos a una distancia considerable del lugar de lanzamiento.

Cuando un cohete está cercano al suelo por lo general el ruido es muy intenso, ya que el ruido de los motores irradia más allá del penacho producido por los impulsores, así como éste se refleja en el suelo. Este ruido puede ser reducido por zanjas alrededor del impulsor o cohete, con inyección de agua alrededor del cohete y desviando el penacho del cohete en un cierto ángulo [109].

Para cohetes tripulados, son usados varios métodos para reducir la intensidad del sonido tanto como sea posible, un punto importante en el diseño es la colocación de los astronautas tan lejos de los motores del cohete como sea posible. Cuando un vehículo va a velocidad supersónica el sonido es cortado y así las ondas sonoras ya no pueden mantenerse a la velocidad del vehículo [109].

Todos los parámetros de los cohetes empleados hoy en día se muestran la Tabla B.2.

Se observa que cuando se es más eficiente en el consumo de combustible, los motores pueden necesitar menos peso de propelente para las mismas funciones; esta masa es casi despreciable (en relación con la masa de carga útil) para algunos de los motores. Sin embargo, se puede notar que se requiere una gran cantidad de energía.

Tabla B.2. Comparación de parámetros de cohetes empleados actualmente.

Motor	Velocidad efectiva de evacuación (m/s)	Impulso específico (s)	Masa de Propelente (kg)	Energía requerida (GJ)	Energía por kg de propelente	Mínima potencia por N de empuje
Cohete de combustible sólido	1,000	100	190,000	95	500 kJ	0.5 kW
Cohete de bipropelente	5,000	500	8,200	103	12.6 MJ	2.5 kW
Cohete de propelente iónico	50,000	5,000	620	775	1.25 GJ	

- *Cohetes de multiestados o multietapas*

A menudo, la velocidad requerida (ΔV) para una misión es inalcanzable por un solo cohete porque el propelente, tanques, la estructura, la guía, las válvulas y los motores entre

otros, forman parte de un porcentaje alto de masa y sólo es consumido un mínimo de la masa total para el despegue. Las razones de masa que pueden ser logradas con un solo conjunto de motores fijos de cohete y tanques varían dependiendo de la aceleración requerida, los materiales de construcción, la disposición del tanque, del tipo de motor y los propelentes utilizados, pero por ejemplo la primera etapa del Saturno V, soportando el peso de las etapas superiores, pudo lograr una proporción de masa de alrededor de 10%.

Este problema es resuelto con frecuencia por multiestados — el cohete suelta kilos de más (usualmente tanques vacíos y motores asociados) durante el lanzamiento para reducir su peso y aumentar efectivamente su razón de masa. Los multiestados son seriales donde los cohetes encienden uno después de que la etapa previa haya caído lejos, o paralelos, donde los cohetes son disparados juntos y entonces se separan cuando su combustible es acabado [109].

Típicamente, la aceleración de un cohete aumenta con el tiempo (si el empuje permanece igual) como el peso del cohete va disminuyendo conforme el propelente es quemado. Discontinuidades en la aceleración ocurrirán cuándo las etapas vayan acabando su combustible, a menudo empezando con una aceleración más baja cuando ocurre el desprendimiento de una nueva etapa.

APENDICE C. MODELO MATEMÁTICO PARA ANÁLISIS TEÓRICO DE UN SENSOR REFRACTOMÉTRICO EN FIBRAS ÓPTICAS CON ELEMENTO SEMIESFÉRICO

La superficie de trabajo que se utiliza se describe en forma general como:

$$a_1x^2 + a_2y^2 + a_3z^2 + a_4x^2y + a_5x^2z + a_6y^2x + a_7y^2z + a_8z^2x + a_9z^2y + a_{10}xy + a_{11}xz + a_{12}yz + a_{13}x + a_{14}y + a_{15}z + a_{16} = 0 \quad (C.1)$$

En el caso de un elemento de sensibilidad esférico, la ecuación (C.1) es mucho más simple, si el centro de las coordenadas se coloca en el centro de simetría de la superficie dada de segundo grado y los ejes de las coordenadas se colocan paralelamente a los ejes de simetría de la superficie, para reducir la ecuación en una forma canónica a:

$$a_1x^2 + a_2y^2 + a_3z^2 + a_{16} = 0. \quad (C.2)$$

En este caso, el término a_{16} es el radio de la esfera en cuestión.

Así mismo, un paraboloide, que se coloca paralelamente a los ejes de simetría se puede describir como:

$$a_1x^2 + a_2y^2 - a_{15}z = 0. \quad (C.3)$$

Para una simulación adecuada de la función de la distribución de la potencia óptica sobre la superficie de la cara del extremo de la fibra óptica transmisora, y dentro de los límites de su apertura angular $J(r, \varphi, \theta, \psi)$, se reproduce el carácter de esta distribución durante la determinación de las coordenadas iniciales del rayo elemental. La función de la distribución de la potencia óptica sobre la superficie de la cara del extremo de la fibra óptica, es proporcional al cuadrado de la apertura numérica, y la distribución angular depende de la composición y del perfil de la fibra.

En el modelo matemático, se asume que el haz saliente de la fibra óptica se compone de un número finito de rayos individuales con potencia unitaria individual igual a $1 \cdot x$ donde x está dado en función de la composición de la fibra.

La distribución uniforme de coordenadas de los puntos de salida de los rayos elementales sobre la cara de la fibra transmisora se presenta como una distribución estadística e igualmente probable. La simulación de tal distribución a través de la generación de un número aleatorio así determinando las coordenadas del vector radial

del punto de salida del rayo en el sistema polar de coordenadas unido con la cara del extremo de la fibra óptica transmisora del siguiente modo:

$$r_i = \rho \sqrt{x_1} \quad , \text{ cuando } 0 \leq r_i \leq \rho \quad (\text{C.4})$$

$$\varphi_i = 2\pi x_2 \quad , \text{ cuando } 0 \leq \varphi_i \leq 2\pi$$

donde r es el radio del núcleo de la fibra óptica, x_1 y x_2 son números aleatorios en un intervalo de 0 a 1.

Las coordenadas del punto de salida del rayo en el sistema cartesiano de coordenadas resultan en:

$$\begin{aligned} x_i &= r_i \cos \varphi_i - a \\ y_i &= r_i \sen \varphi_i - b \\ z_i &= z_{fibra} \end{aligned} \quad (\text{C.5})$$

Donde a, b son las distancias de la fibra transmisora sobre los ejes X, Y desde el punto O_{xyz} .

Las ecuaciones para las coordenadas angulares de la dirección de salida de un rayo elemental, a la distribución igualmente probable los rayos por las direcciones dentro de los límites de un cono de apertura local, con cuenta de la distribución angular de la potencia óptica tipo lambertiana, son:

$$\theta_i \sen \theta_i = \frac{NA(r_i)}{n_e} \arcsen \left(\frac{NA(r_i)}{n_e} \right) x_3 \quad , \text{ cuando } 0 \leq \theta_i \leq \theta_{edm}(r_i) \quad (\text{C.6})$$

$$\psi_i = 2\pi x_4 \quad , \text{ cuando } 0 \leq \psi_i \leq 2\pi$$

Donde $NA(r_i)$ es la apertura numérica local en el punto de salida de un rayo, n_e es el índice de refracción del material del elemento de sensibilidad, x_3 y x_4 son los números aleatorios dentro de los límites de 0 a 1, $\theta_{edm}(r_i)$ es el ángulo local máximo de salida en el material del elemento de sensibilidad para los rayos dirigidos, $\theta_{edm}(r_i) = \arcsen[(NA)/n_e]$.

La ecuación C.6 puede ser resuelta, en relación con la coordenada θ_i , por uno de los métodos iterativos para solucionar ecuaciones no-lineales del tipo $f(\theta_i) = 0$, donde

$$f(\theta_i) = \theta_i \text{sen} \theta_i - \frac{NA(r_i)}{n_e} \arcsen \left(\frac{NA(r_i)}{n_e} \right) x_3. \quad (\text{C.7})$$

Las coordenadas del vector de la dirección del rayo elemental $L_i = (X_i, Y_i, Z_i)$ en el sistema de coordenadas rectangular son:

$$\begin{aligned} X_i &= \text{sen} \theta_i \cos \psi_i \\ Y_i &= \text{sen} \theta_i \text{sen} \psi_i \\ Z_i &= \cos \theta_i \end{aligned} \quad (\text{C.8})$$

Otro punto importante de modelo es el encontrar las coordenadas del punto de la intersección del rayo con la superficie de trabajo, sustituyendo en la ecuación de la superficie de la ecuación del rayo, dada en el aspecto paramétrico como:

$$\begin{aligned} x &= x_0 + Xt \\ y &= y_0 + Yt \\ z &= z_0 + Zt \end{aligned} \quad (\text{C.9})$$

donde x_0, y_0 y z_0 son las coordenadas del punto de salida del rayo y X, Y y Z son las coordenadas del vector de la dirección del rayo. Mas detalles de la obtención del resultado final se muestran en el apéndice E.

Ya que la superficie de trabajo está dada por un polinomio de 16 términos (C.1), la sustitución, después de agrupar los términos correspondientes respecto a t , queda de la siguiente forma:

$$At^3 + Bt^2 + Ct + D = 0. \quad (\text{C.10})$$

donde:

$$\begin{aligned} A &= a_4 YX^2 + a_5 ZX^2 + a_6 XY^2 + a_7 ZY^2 + a_8 XZ^2 + a_9 YZ^2 \\ B &= \left[a_1 X^2 + a_2 Y^2 + a_3 Z^2 + a_4 y_0 X^2 + 2a_4 x_0 XY + a_5 z_0 X^2 + 2a_5 x_0 XZ + a_6 x_0 Y^2 + \right. \\ &\quad \left. + 2a_6 Xy_0 Y + a_7 z_0 Y^2 + 2a_7 y_0 YZ + a_8 x_0 Z^2 + 2a_8 Xz_0 Z + a_9 y_0 Z^2 + 2a_9 Yz_0 Z + \right. \\ &\quad \left. + a_{10} XY + a_{11} XZ + a_{12} YZ \right] \\ C &= \left[2a_1 x_0 X + 2a_2 y_0 Y + 2a_3 z_0 Z + 2a_4 x_0 Xy_0 + a_4 Yx_0^2 + 2a_5 x_0 Xz_0 + a_5 Zx_0^2 + 2a_6 x_0 y_0 Y + \right. \\ &\quad \left. + a_6 Xy_0^2 + 2a_7 y_0 Yz_0 + a_7 Zy_0^2 + 2a_8 x_0 z_0 Z + a_8 Xz_0^2 + 2a_9 y_0 z_0 Z + a_9 y_0 z_0^2 + a_{10} Xy_0 + \right. \\ &\quad \left. + a_{10} x_0 Y + a_{11} Xz_0 + a_{11} x_0 Z + a_{12} Yz_0 + a_{12} y_0 Z + a_{13} X + a_{14} Y + a_{15} Z \right] \\ D &= \left[a_1 x_0^2 + a_2 y_0^2 + a_3 z_0^2 + a_4 y_0 x_0^2 + a_5 z_0 x_0^2 + a_6 x_0 y_0^2 + a_7 z_0 y_0^2 + a_8 x_0 z_0^2 + a_9 y_0 z_0^2 + \right. \\ &\quad \left. + a_{10} x_0 y_0 + a_{11} x_0 z_0 + a_{12} y_0 z_0 + a_{13} x_0 + a_{14} y_0 + a_{15} z_0 + a_{16} \right] \end{aligned} \quad (\text{C.11})$$

En caso de que $A = 0$, esta ecuación se resuelve respecto a t utilizando la fórmula de Cardan para resolver ecuaciones cúbicas, en caso contrario, se aplica la fórmula para resolver ecuaciones cuadráticas.

Después de la definición del valor necesario de la raíz de la ecuación respecto a t de la formula C.11, se calculan las coordenadas del punto de intersección del rayo con la superficie del sensor. En un caso general, el rayo tiene 2 puntos de intersección con la superficie de segundo grado, entonces es necesario determinar el criterio de la selección del punto necesario en los casos especiales.

Para el caso del primer rebote (el rayo sale de la fibra y pega a la superficie), se selecciona el punto de intersección con la coordenada $z > z_{fibra}$. Para los rebotes posteriores se selecciona aquel punto, el que tenga las coordenadas diferentes al punto inmediato anterior. Figura C.1.

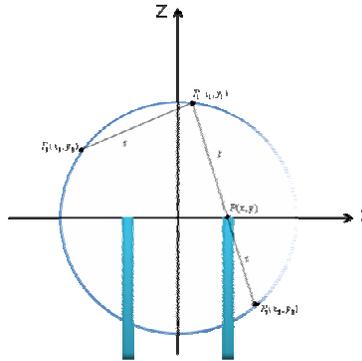


Figura. C.1 Las coordenadas de los puntos de intersección del rayo con la superficie de trabajo.

Otro parámetro que se tiene que definir son las coordenadas del vector normal a la superficie, éste se define por medio de la ecuación del plano tangencial en el punto $C(x_c, y_c, z_c)$ de la superficie de trabajo descrita por C.1, generalmente se denota como:

$$(x - x_c)F_1(x_c, y_c, z_c) + (y - y_c)F_2(x_c, y_c, z_c) + (z - z_c)F_3(x_c, y_c, z_c) = 0, \quad (C.12)$$

donde

$$\begin{aligned} F_1 &= \frac{1}{2} \frac{dF}{dx} = 2a_1x + 2a_4xy + 2a_5xz + a_6y^2 + a_8z^2 + a_{10}y + a_{11} + a_{13} \\ F_2 &= \frac{1}{2} \frac{dF}{dy} = 2a_2y + a_4x^2 + 2a_6xy + 2a_7yz + a_9z^2 + a_{10}x + a_{12}z^2 + a_{14} \\ F_3 &= \frac{1}{2} \frac{dF}{dz} = 2a_3z + a_5x^2 + a_7y^2 + 2a_8xz + 2a_9zy + a_{11}x + a_{12}y + a_{15} \end{aligned} \quad (C.13)$$

Sustituyendo las expresiones para F_1, F_2, F_3 en la ecuación C.12 y agrupando los coeficientes con respecto a x, y, z , se obtiene la ecuación del plano tangencial siguiente:

$$Ex + Gy + Hz + K = 0. \quad (C.14)$$

donde

$$\begin{aligned} E &= (ZF_1 - XF_3)Z - (XF_2 - YF_1)Y \\ G &= (XF_2 - YF_1)X - (YF_3 - ZF_2)Z \\ H &= (YF_3 - ZF_2)Y - (ZF_1 - XF_3)X \end{aligned}$$

De aquí, el vector normal a la superficie de trabajo en el punto $C(x_c, y_c, z_c)$ es de la forma

$$N = (E, G, H). \quad (C.15)$$

Por otro lado, hay que definir el ángulo de incidencia del rayo. Si la dirección del rayo está dada por el vector $L = (L_x, L_y, L_z)$ y la normal a la superficie en el punto de incidencia por el vector $N = (N_x, N_y, N_z)$ entonces el coseno del ángulo α entre ellos (es decir, el ángulo de incidencia del rayo sobre la superficie) se encuentra como un producto escalar de dos vectores. De este modo:

$$\alpha = \arccos \frac{LN}{|L| \cdot |N|} = \arccos \frac{L_x N_x + L_y N_y + L_z N_z}{\sqrt{L_x^2 + L_y^2 + L_z^2} \sqrt{N_x^2 + N_y^2 + N_z^2}}. \quad (C.16)$$

Se define también la potencia relativa del rayo reflejado, donde la potencia P_2 del rayo reflejado en la relación con la potencia P_1 del rayo incidente es

$$P_2 = RP_1. \quad (C.17)$$

donde R es el coeficiente de reflexión de la interfaz de los medios.

Según las formulas de Fresnel, el coeficiente de reflexión en la posición paralela R_{TM} y perpendicular R_{TE} al plano de polarización de la luz (Plano de las oscilaciones del vector del campo eléctrico) en relación con el plano de incidencia del rayo es:

$$R_{TM} = \left[\frac{(n_2 / n_1)^2 \cos \alpha - \sqrt{(n_2 / n_1)^2 - \sin^2 \alpha}}{(n_2 / n_1)^2 \cos \alpha + \sqrt{(n_2 / n_1)^2 - \sin^2 \alpha}} \right]^2, \quad \text{cuando } \alpha < \alpha_c. \quad (C.18)$$

1, cuando $\alpha > \alpha_c$.

$$R_{TE} = \left[\frac{\cos \alpha - \sqrt{(n_2/n_1)^2 - \sin^2 \alpha}}{\cos \alpha + \sqrt{(n_2/n_1)^2 - \sin^2 \alpha}} \right]^2, \quad \text{cuando } \alpha < \alpha_c \quad (\text{C.19})$$

1, cuando $\alpha > \alpha_c$.

donde n_1 y n_2 son los índices de refracción del material del sensor y el medio circundante, respectivamente, α es el ángulo de incidencia; α_c es el ángulo crítico de incidencia que, según la ley de Snell, es:

$$\alpha_c = \arcsen(n_2/n_1), \quad \text{cuando } n_1 > n_2. \quad (\text{C.20})$$

Para la luz polarizada, el plano de polarización de la cual tiene, en relación con el plano de incidencia, el ángulo β , el coeficiente de reflexión es:

$$R = R_{TM} \cos^2 \beta + R_{TE} \sin^2 \beta. \quad (\text{C.21})$$

Para la luz no polarizada, el coeficiente de reflexión es:

$$R = \frac{R_{TM} + R_{TE}}{2}. \quad (\text{C.22})$$

Los datos iniciales para la definición de las coordenadas del vector del rayo reflejado, aparte de la ecuación de la superficie, son: las coordenadas de la dirección del vector del rayo incidente y del vector normal a la superficie en el punto de incidencia, las coordenadas del punto de incidencia y el ángulo de incidencia. También es necesario tener en cuenta que, según las leyes de la óptica de rayos, el rayo reflejado se encuentra en el mismo plano con el rayo incidente y la normal, y el ángulo de reflexión es igual al ángulo de incidencia. Antes de empezar la solución del problema de encontrar el vector del rayo reflejado, hay que pasar de un sistema de coordenadas xyz , a un sistema nuevo, $x'y'z'$ que es más conveniente (Figura C.2).

Como ambos sistemas de coordenadas son rectangulares, sus coordenadas de direcciones serán, al mismo tiempo, los cosenos directores. Para la evidencia, hay que anotar estos cosenos en la tabla C.1, que une las direcciones de los ejes en el viejo y nuevo sistemas de coordenadas

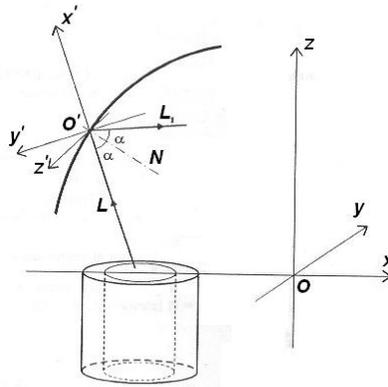


Figura C.2 Cambio de sistema de coordenadas.

Tabla C.1. Cosenos directores entre los ejes del viejo y nuevo sistemas de coordenadas.

	Ox	Oy	Oz
$O'x'$	l_1	m_1	n_1
$O'y'$	l_2	m_2	n_2
$O'z'$	l_3	m_3	n_3

En esta tabla, por ejemplo, m_1 significa el coseno del ángulo entre $O'x'$ y Oy , y n_2 es el coseno del ángulo entre $O'y'$ y Oz .

Las nuevas coordenadas (V'_x, V'_y, V'_z) de cualquier vector V se expresan a través de sus coordenadas viejas (V_x, V_y, V_z) así:

$$\left. \begin{aligned} V'_x &= l_1 V_x + m_1 V_y + n_1 V_z \\ V'_y &= l_2 V_x + m_2 V_y + n_2 V_z \\ V'_z &= l_3 V_x + m_3 V_y + n_3 V_z \end{aligned} \right\} \quad (C.23)$$

y las coordenadas viejas del vector se expresan a través de sus nuevas coordenadas de la siguiente manera:

$$\left. \begin{aligned} V_x &= l_1 V'_x + m_1 V'_y + n_1 V'_z \\ V_y &= l_2 V'_x + m_2 V'_y + n_2 V'_z \\ V_z &= l_3 V'_x + m_3 V'_y + n_3 V'_z \end{aligned} \right\} \quad (C.24)$$

Se encuentran las expresiones para los cosenos directores entre los ejes del viejo y nuevo sistemas de coordenadas en este caso y después de la realización de las transformaciones necesarias, se realiza la transición inversa. En el nuevo sistema de

coordenadas, el origen de las coordenadas O' coincide con el punto de incidencia del rayo sobre la superficie, el eje x' coincide con la dirección del rayo incidente, y el plano $O'x'y'$ coincide con el plano de incidencia del rayo. Ambos sistemas, viejo y nuevo son izquierdos.

Las coordenadas del eje $O'x'$, que coinciden, según la definición, con el vector del rayo incidente L , son L_x, L_y, L_z y los cosenos directores son:

$$\left. \begin{aligned} l_1 &= \frac{L_x}{\sqrt{L_x^2 + L_y^2 + L_z^2}} \\ m_1 &= \frac{L_y}{\sqrt{L_x^2 + L_y^2 + L_z^2}} \\ n_1 &= \frac{L_z}{\sqrt{L_x^2 + L_y^2 + L_z^2}} \end{aligned} \right\} \quad (C.25)$$

Se anota la ecuación del plano $O'x'y'$, como un plano que contiene el punto de incidencia del rayo O' (con las coordenadas den el sistema viejo x_0, y_0, z_0), el vector del rayo incidente $L = (L_x, L_y, L_z)$ y el vector normal $N = (N_x, N_y, N_z)$:

$$\det \begin{bmatrix} x - x_0 & y - y_0 & z - z_0 \\ L_x & L_y & L_z \\ N_x & N_y & N_z \end{bmatrix} = 0. \quad (C.26)$$

Hay que presentar la ecuación (C.26), descomponiendo el determinante dado del plano en los elementos de primer renglón, de modo siguiente:

$$A(x - x_0) + B(y - y_0) + C(z - z_0), \quad (C.27)$$

donde:

$$\begin{aligned} A &= \det \begin{bmatrix} L_y & L_z \\ N_y & N_z \end{bmatrix} = L_y N_z - N_y L_z, \\ B &= \det \begin{bmatrix} L_z & L_x \\ N_z & N_x \end{bmatrix} = L_z N_x - N_z L_x, \\ C &= \det \begin{bmatrix} L_x & L_y \\ N_x & N_y \end{bmatrix} = L_x N_y - N_x L_y. \end{aligned}$$

Entonces, las coordenadas del eje $O'z'$, (la normal al plano $O'x'y'$) son A, B, C , y sus cosenos directores son:

$$\left. \begin{aligned} l_3 &= \frac{A}{\sqrt{A^2 + B^2 + C^2}} \\ m_3 &= \frac{B}{\sqrt{A^2 + B^2 + C^2}} \\ n_3 &= \frac{C}{\sqrt{A^2 + B^2 + C^2}} \end{aligned} \right\}. \quad (\text{C.28})$$

Se determina la ecuación del plano $O'z'x'$ analógicamente a la ecuación (C.26), como de un plano que contiene el punto de incidencia del rayo O' (con las coordenadas en el sistema viejo x_0, y_0, z_0), el vector normal $N = (A, B, C)$ y el vector del rayo $L = (L_x, L_y, L_z)$:

$$\det \begin{bmatrix} x - x_0 & y - y_0 & z - z_0 \\ A & B & C \\ L_x & L_y & L_z \end{bmatrix} = 0. \quad (\text{C.29})$$

Descomponiendo el determinante en los elementos de primer renglón, se obtiene:

$$D(x - x_0) + E(y - y_0) + F(z - z_0) = 0, \quad (\text{C.30})$$

Donde:

$$\begin{aligned} D &= \det \begin{bmatrix} B & C \\ L_y & L_z \end{bmatrix} = BL_z - CL_y, \\ E &= \det \begin{bmatrix} C & A \\ L_z & L_x \end{bmatrix} = CL_x - AL_z, \\ F &= \det \begin{bmatrix} A & B \\ L_x & L_y \end{bmatrix} = AL_y - BL_x. \end{aligned}$$

Entonces las coordenadas del eje $O'x'$ son D, E, F , y sus cosenos directores son:

$$\left. \begin{aligned} l_2 &= \frac{D}{\sqrt{D^2 + E^2 + F^2}} \\ m_2 &= \frac{E}{\sqrt{D^2 + E^2 + F^2}} \\ n_2 &= \frac{F}{\sqrt{D^2 + E^2 + F^2}} \end{aligned} \right\}. \quad (\text{C.31})$$

Si se toma en cuenta el hecho de que el rayo reflejado con el rayo incidente forman el ángulo 2α en el plano $O'x'y'$ (o $z'=0$), entonces las coordenadas del vector del rayo reflejado L_1 en el nuevo sistema son:

$$\left. \begin{aligned} L'_{1x} &= -|L| \cos 2\alpha \\ L'_{1y} &= -|L| \operatorname{sen} 2\alpha \\ L'_{1z} &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (\text{C.32})$$

donde el valor absoluto (la longitud) del vector del rayo incidente $|L| = \sqrt{L_x^2 + L_y^2 + L_z^2}$.

Al hacer la transición inversa al viejo sistema de coordenadas según la fórmula (B.24), tomando en cuenta las formulas (C.25), (C.28), (C.31) para los cosenos directores y la formula (C.32), se obtiene lo siguiente:

$$\left. \begin{aligned} L_{1x} &= -L_x \cos 2\alpha - GS \operatorname{sen} 2\alpha \\ L_{1y} &= -L_y \cos 2\alpha - HS \operatorname{sen} 2\alpha \\ L_{1z} &= -L_z \cos 2\alpha - IS \operatorname{sen} 2\alpha \end{aligned} \right\} \quad (\text{C.33})$$

donde:

$$\begin{aligned} G &= (L_z N_x - N_z L_x) L_z - (L_x N_y - N_x L_y) L_y, \\ H &= (L_x N_y - N_x L_y) L_x - (L_y N_z - N_y L_z) L_z, \\ I &= (L_y N_z - N_y L_z) L_y - (L_z N_x - N_z L_x) L_x. \end{aligned}$$

$$S = \frac{\sqrt{L_x^2 + L_y^2 + L_z^2}}{\sqrt{G^2 + H^2 + I^2}}.$$

Una vez establecidos los parámetros anteriores, se realiza la comprobación del alcance de la fibra óptica receptora. Para el alcance del rayo en la fibra óptica receptora, se tienen que cumplir dos condiciones: que el rayo atravesase la cara del extremo de la fibra óptica en los límites del diámetro del núcleo, y que la inclinación del rayo con respecto al eje de la fibra óptica no exceda el valor del ángulo local de la apertura, en el punto del alcance del rayo sobre la cara del extremo de la fibra óptica. El orden de las acciones en la comprobación del alcance del rayo en la fibra óptica receptora, puede ser el siguiente:

Se encontrarán las coordenadas del punto de intersección del rayo y el plano O_{xy} . Para este propósito se determina el parámetro $t = (z_{fibra} - z_1) / L_z$ sustituyendo la ecuación del rayo en el aspecto paramétrico $x = x_1 + L_x t, y = y_1 + L_y t, z = z_1 + L_z t$, en la ecuación del

plano en que se localiza la cara del extremo de la fibra óptica receptora $z = z_{fibra}$. Así las coordenadas del punto de la intersección son:

$$\begin{aligned} x_i &= x_1 - L_x \frac{z_{fibra} - z_1}{L_z} \\ y_i &= y_1 - L_y \frac{z_{fibra} - z_1}{L_z} \end{aligned} \quad (C.34)$$

Se determina la coordenada radial r_i del punto de intersección del rayo con el plano z_{fibra} , con respecto al eje de la fibra óptica correspondiente, como el valor absoluto de la diferencia de dos vectores V_i y V_a (el punto de intersección y el centro de la cara del extremo de la fibra), y se compara con el radio del centro de la fibra óptica r_f , ya conocido:

$$|V_i - V_a| < r_f \quad (C.35)$$

Para la realización de la desigualdad dada se considera que el rayo alcanzó la cara del extremo del núcleo (apertura lineal) de la fibra óptica.

Se determina el ángulo de incidencia del rayo L sobre el plano z_{fibra} , la normal a este plano es $N = (0,0,-1)$:

$$\alpha_i = \arccos \frac{NL}{|N| \cdot |L|} = \frac{-L_z}{\sqrt{L_x^2 + L_y^2 + L_z^2}} \quad (C.36)$$

Se verifica el dato:

$$\text{sen} \alpha_i < \frac{NA(r_i)}{n_e} \quad (C.37)$$

Donde $NA(r_i)$ es la apertura local de la fibra óptica en el punto de la intersección del rayo con la superficie del núcleo y n_e es el índice de refracción del elemento de sensibilidad. Al realizar la última condición se considera que el rayo entró en la apertura de la fibra óptica.

APENDICE D. RESULTADOS DEL MODELADO NUMÉRICO DEL SENSOR PARA HIDRÓGENO LÍQUIDO (LH2)

Las siguientes gráficas son el resultado de la revisión teórica realizada para encontrar el punto óptimo para el sensor propuesto, en el rango de NA de 0.15 a 0.45 y ϕ de 0.05 a 0.55 mm. A continuación se presentan los resultados de los análisis de los parámetros importantes en el sensor como son Transmisión absoluta T , comparación de Potencia relativa P^* así como la Transmisión relativa T^* .

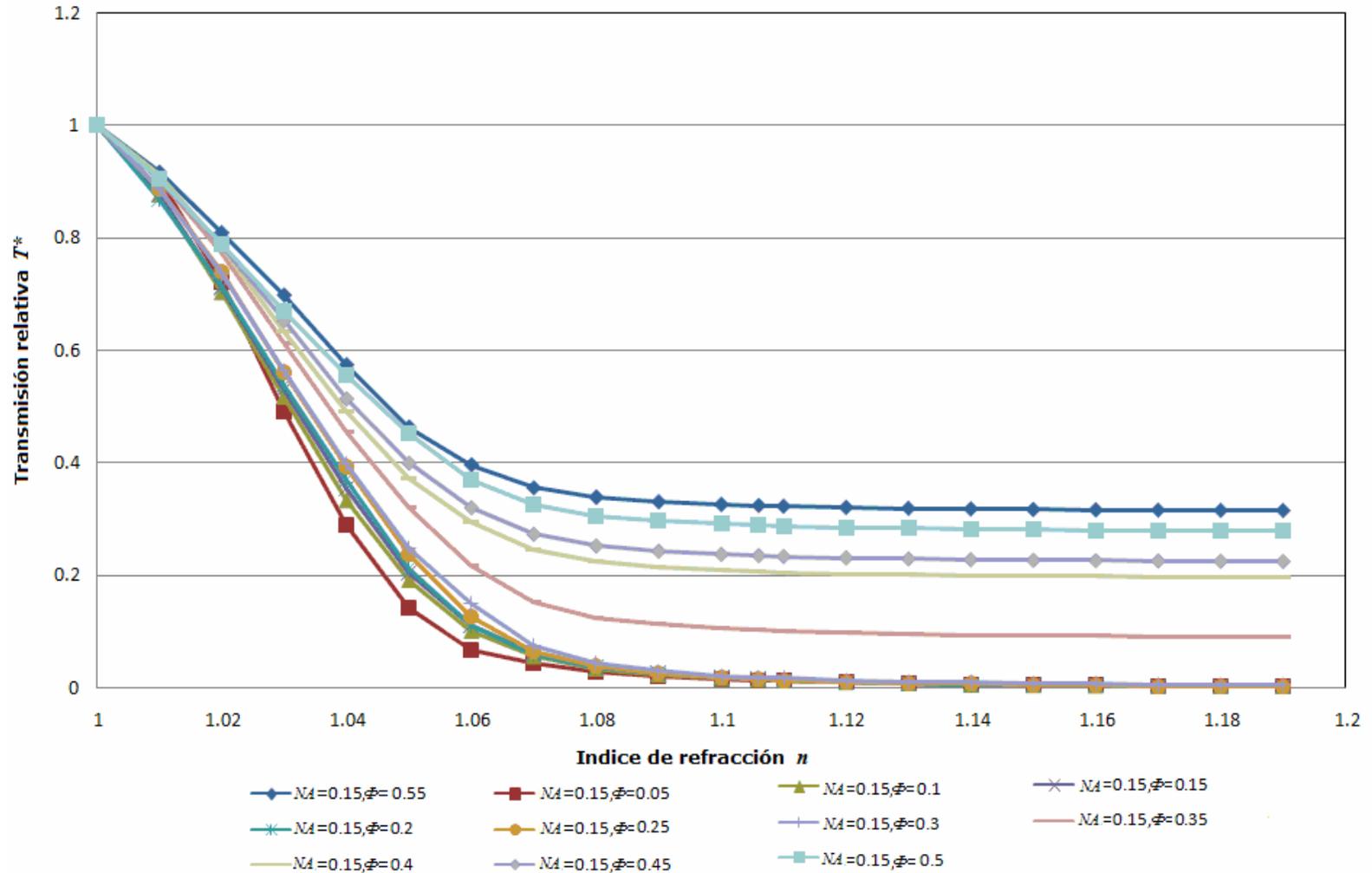


Fig. D.1. Transmisión relativa, T^* , contra índice de refracción externo n para la apertura numérica $NA = 0.15$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55, para la distancia adimensional $\lambda = 0.707$. El comportamiento es muy similar al caso de $NA = 0.1$.

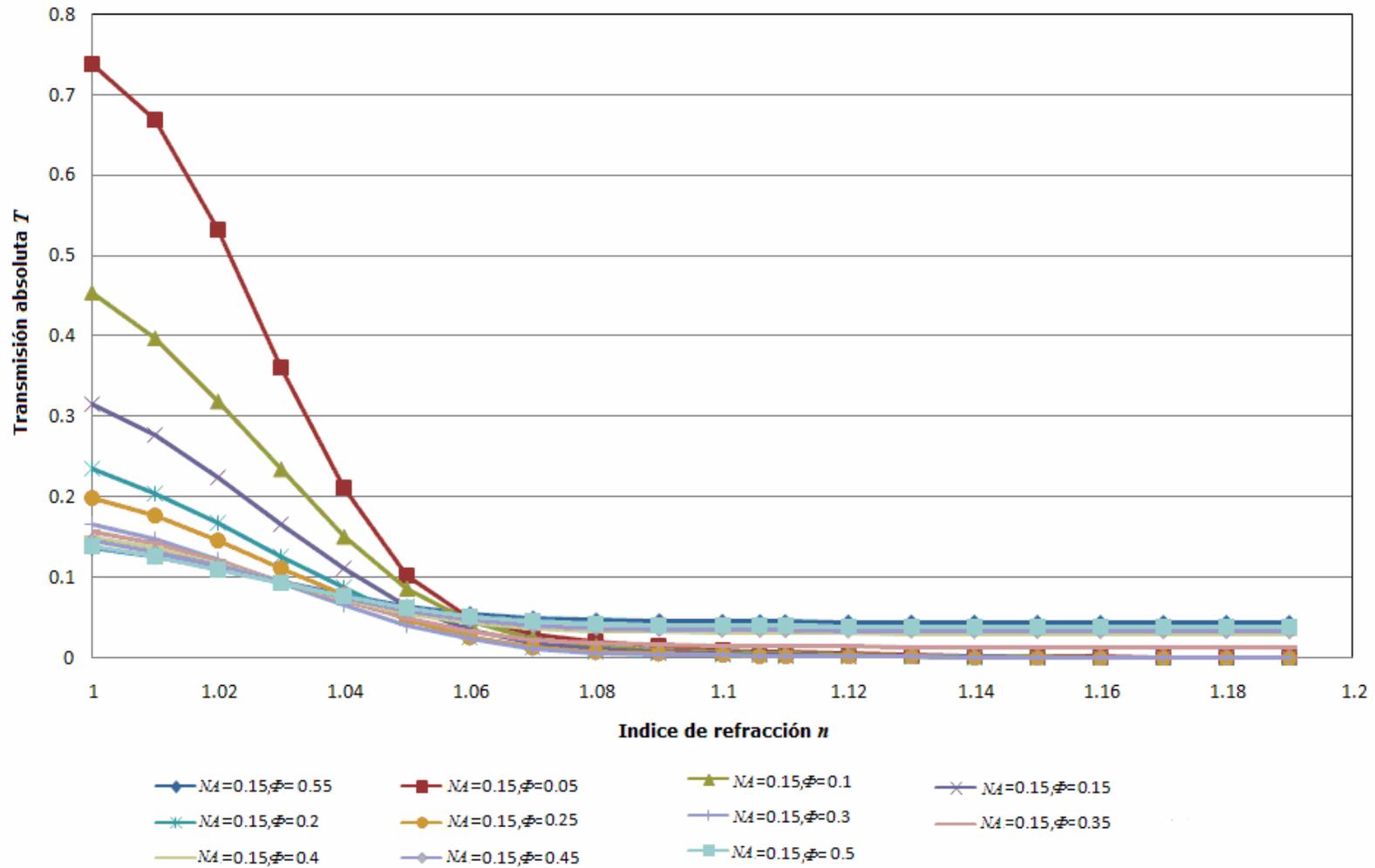


Fig. D.2. Transmisión absoluta T contra índice de refracción externo n para la apertura numérica $NA = 0.15$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55, para la distancia adimensional $\lambda = 0.707$.

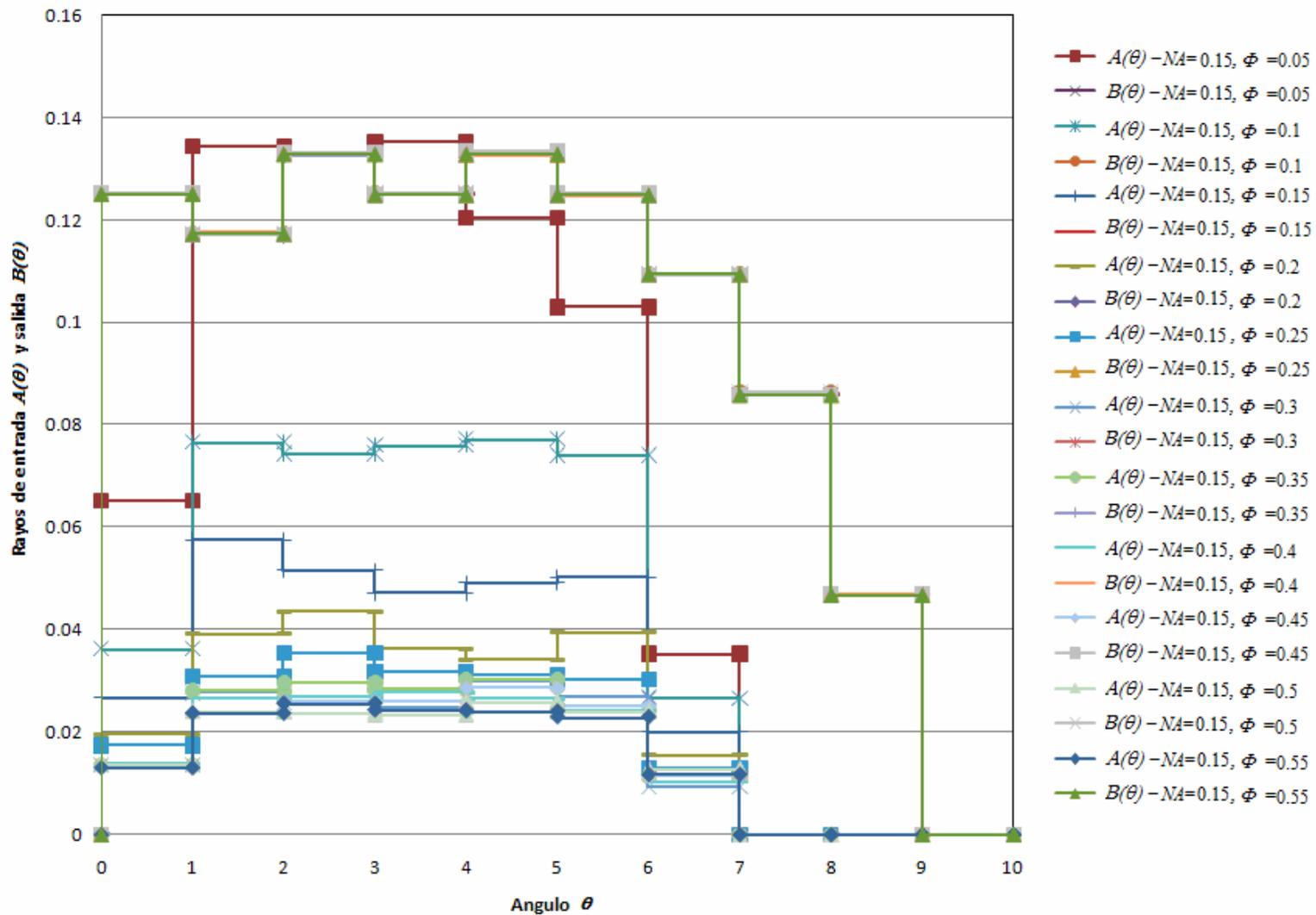


Fig. D.3. Número adimensional de los rayos de entrada y salida $A(\theta)$ y $B(\theta)$, respectivamente, contra el ángulo de entrada θ , para la apertura numérica $NA = 0.15$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55, para la distancia adimensional $A=0.707$.

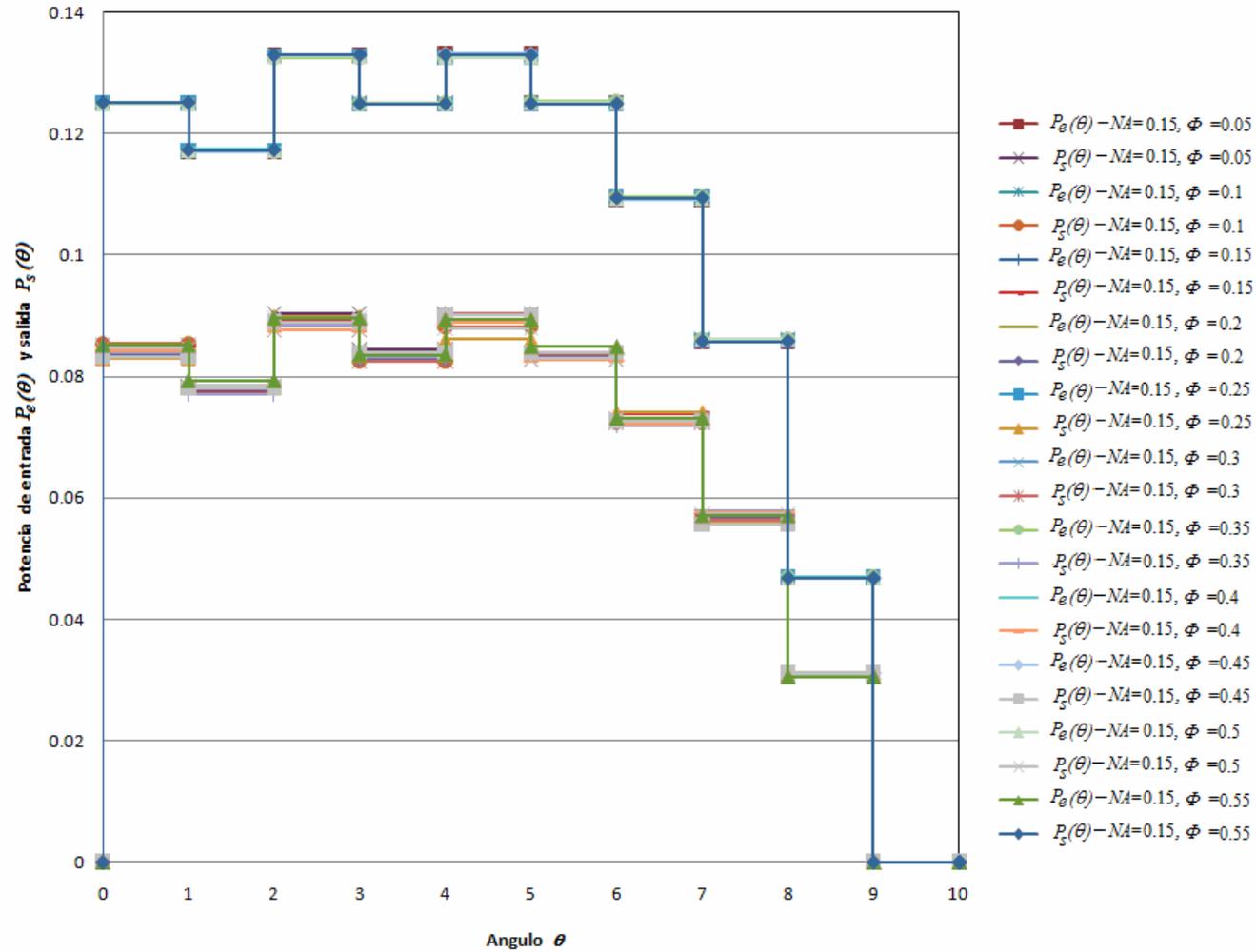


Fig. D.4. Potencia relativa de entrada y salida $P_e(\theta)$ y $P_s(\theta)$, respectivamente, contra el ángulo de entrada θ , para la apertura numérica $NA = 0.15$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55, para la distancia adimensional $A=0.707$

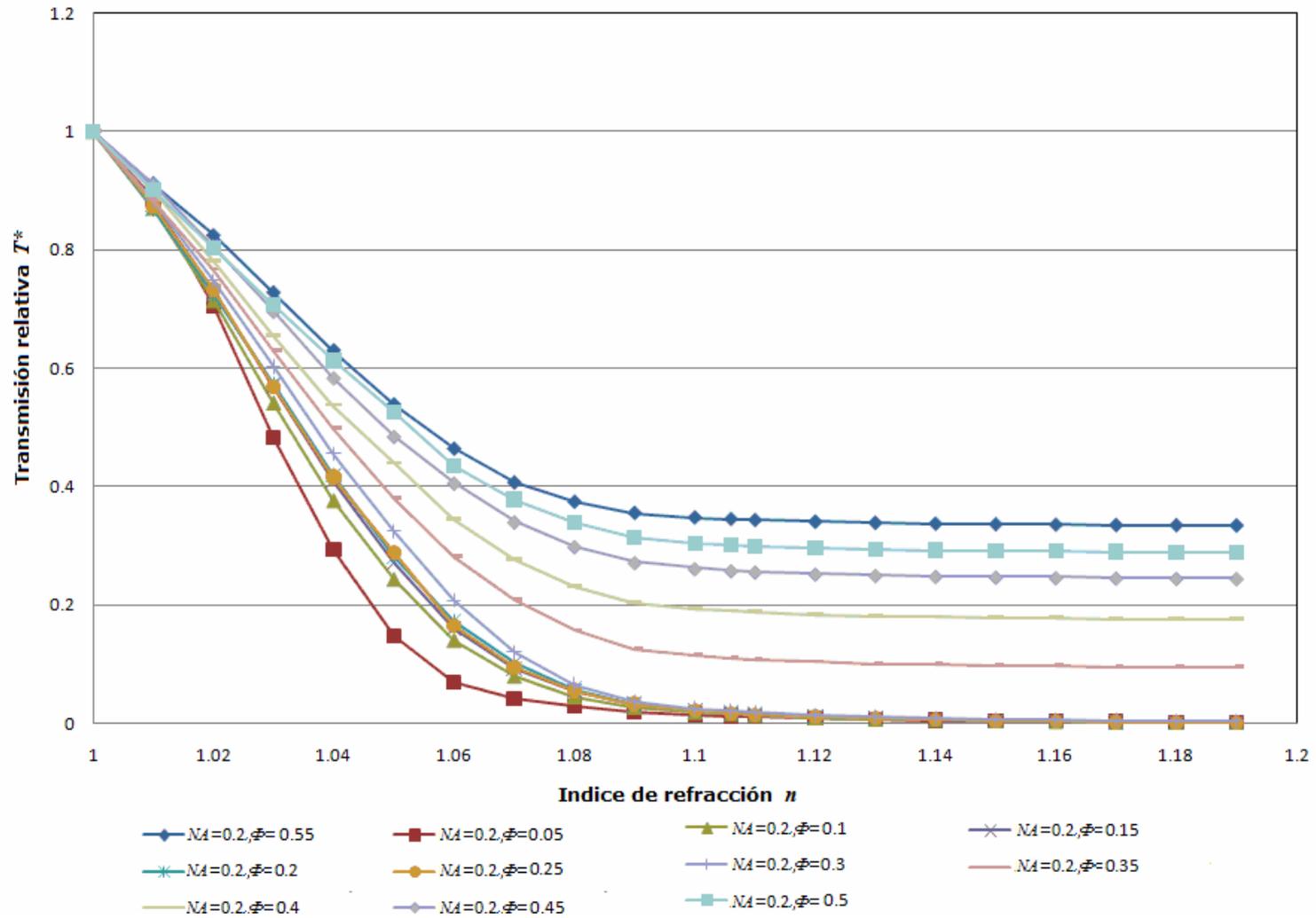


Fig. D.5. Transmisión relativa, T^* , contra índice de refracción externo n para la apertura numérica $NA = 0.2$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55, para la distancia adimensional $\lambda = 0.707$.

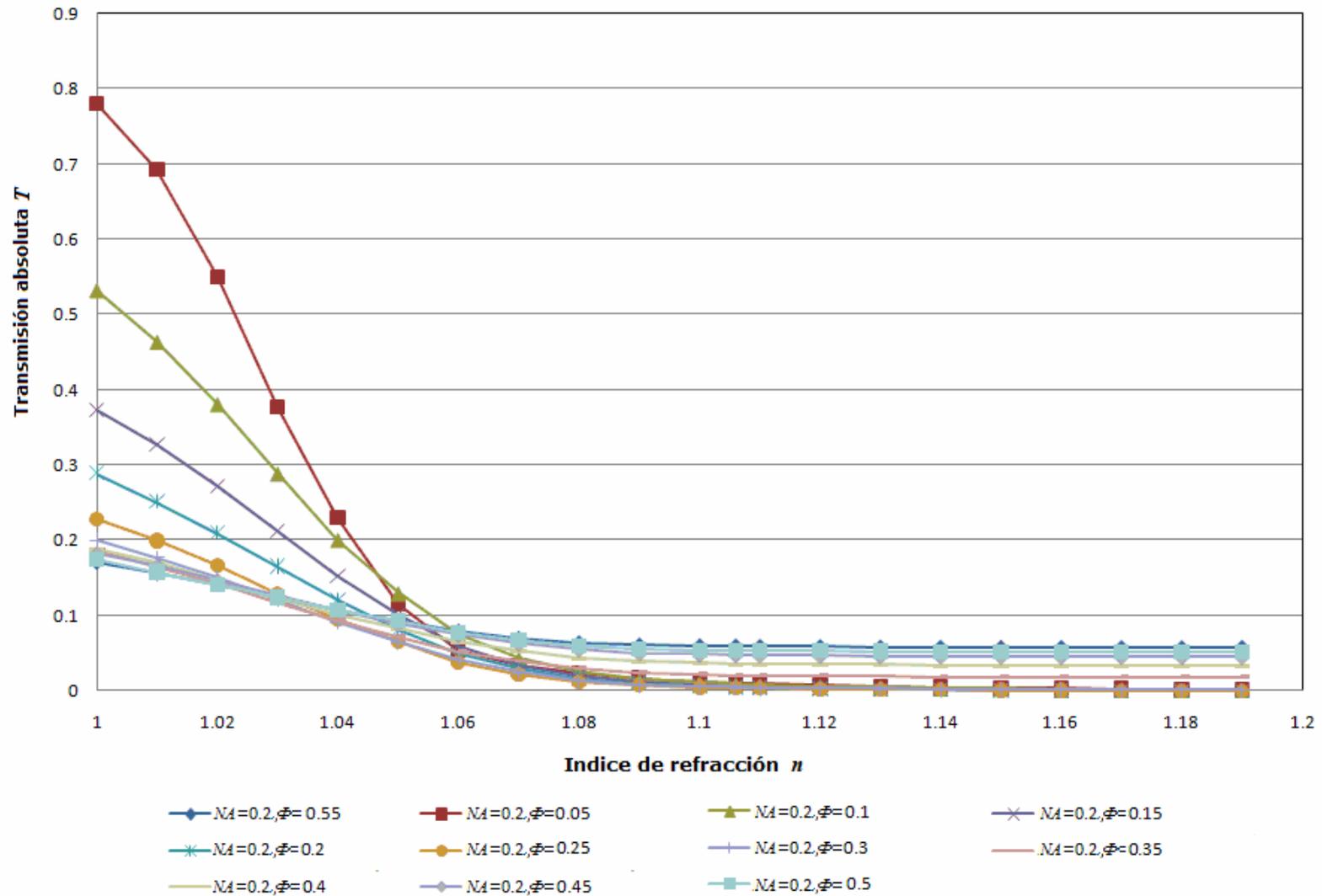


Fig. D.6. Transmisión absoluta T contra índice de refracción externo n para la apertura numérica $NA = 0.2$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55, para la distancia adimensional $\lambda = 0.707$.

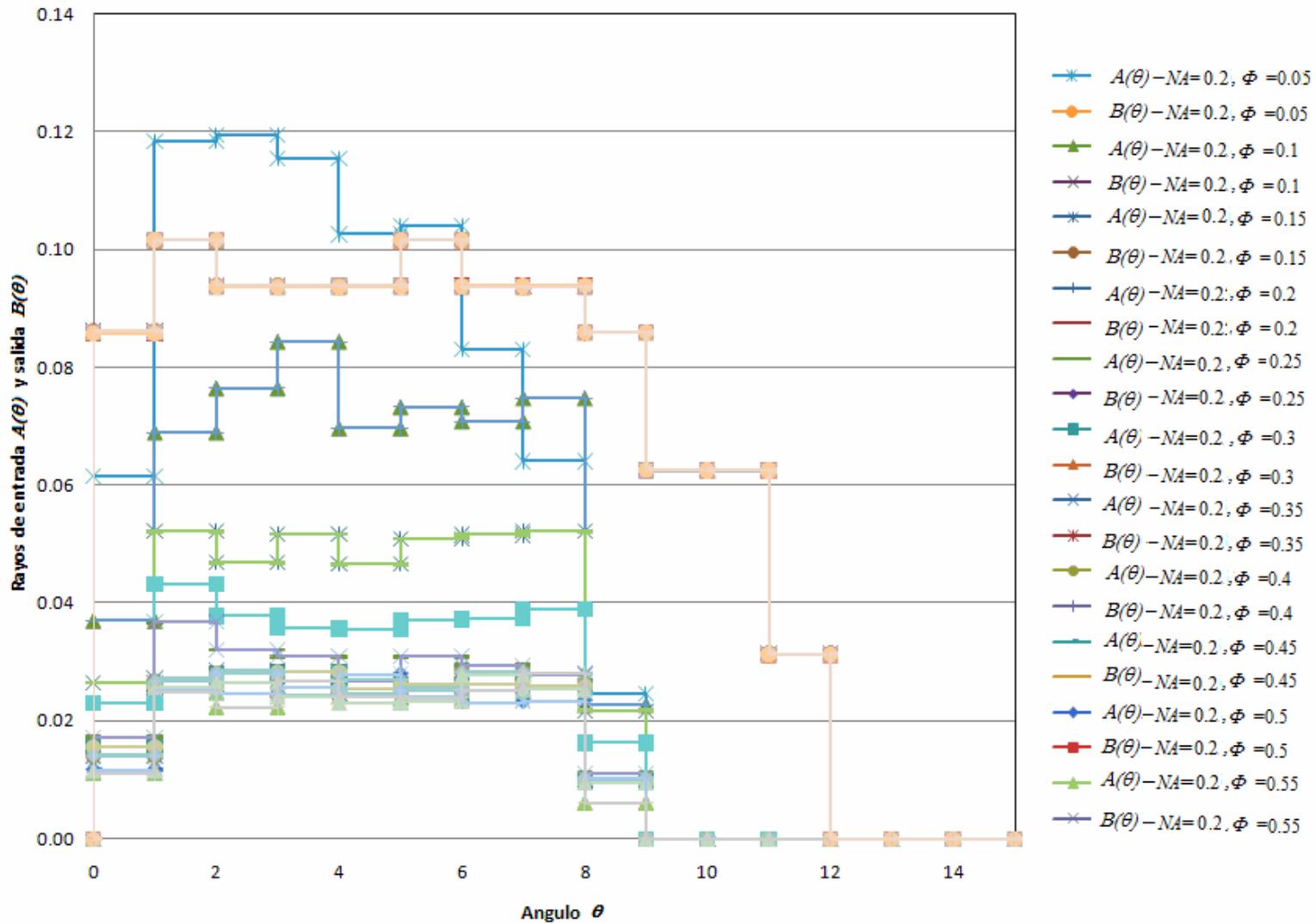


Fig. D.7. Número adimensional de los rayos de entrada y salida $A(\theta)$ y $B(\theta)$, respectivamente, contra el ángulo de entrada θ , para la apertura numérica $NA = 0.2$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55, para la distancia adimensional $\lambda=0.707$.

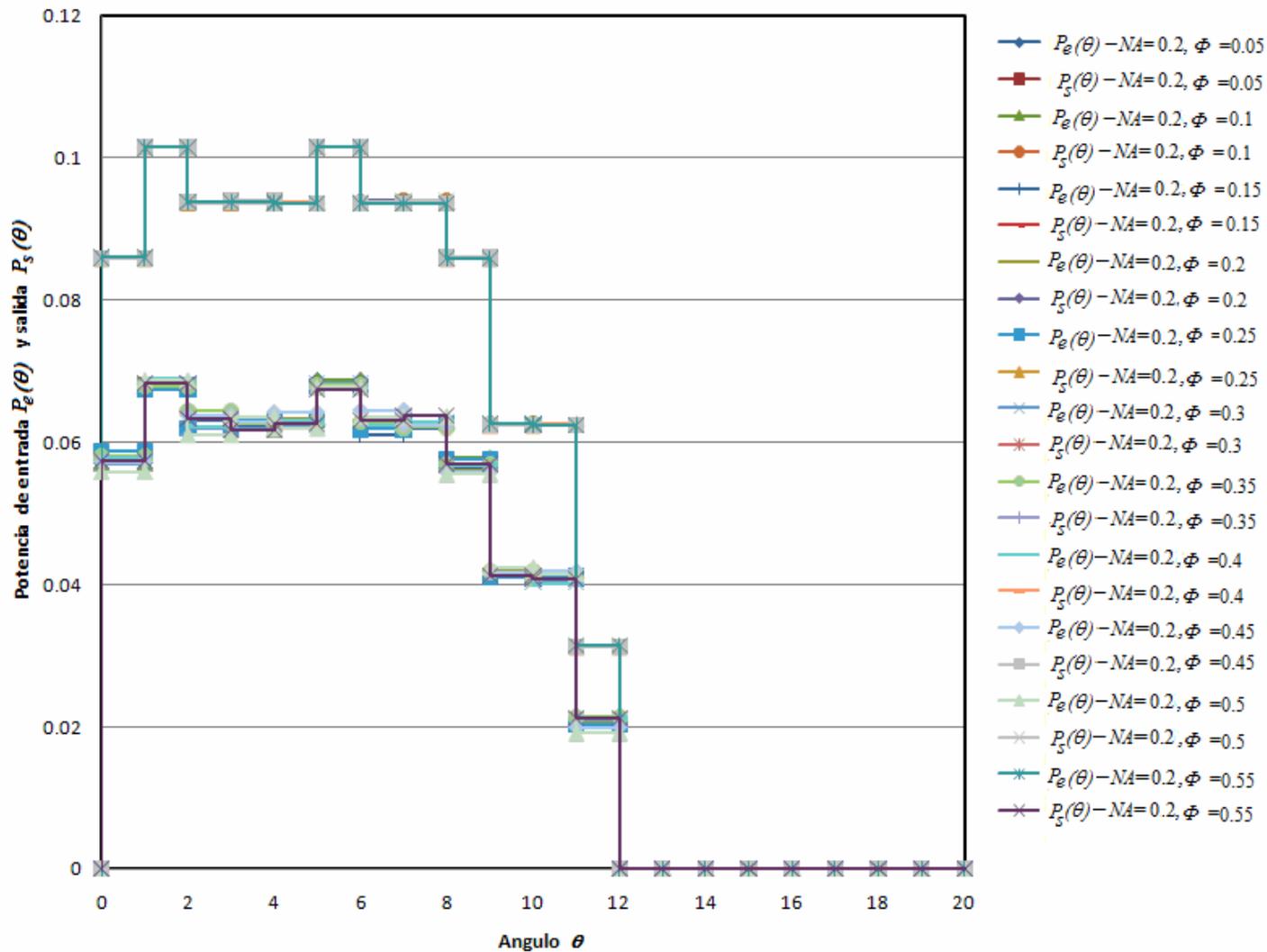


Fig. D.8. Potencia relativa de entrada y salida $P_e(\theta)$ y $P_s(\theta)$, respectivamente, contra el ángulo de entrada θ , para la apertura numérica $NA = 0.2$ y diámetro adimensional Φ de 0.05 a 0.55, para la distancia adimensional $\lambda=0.707$.

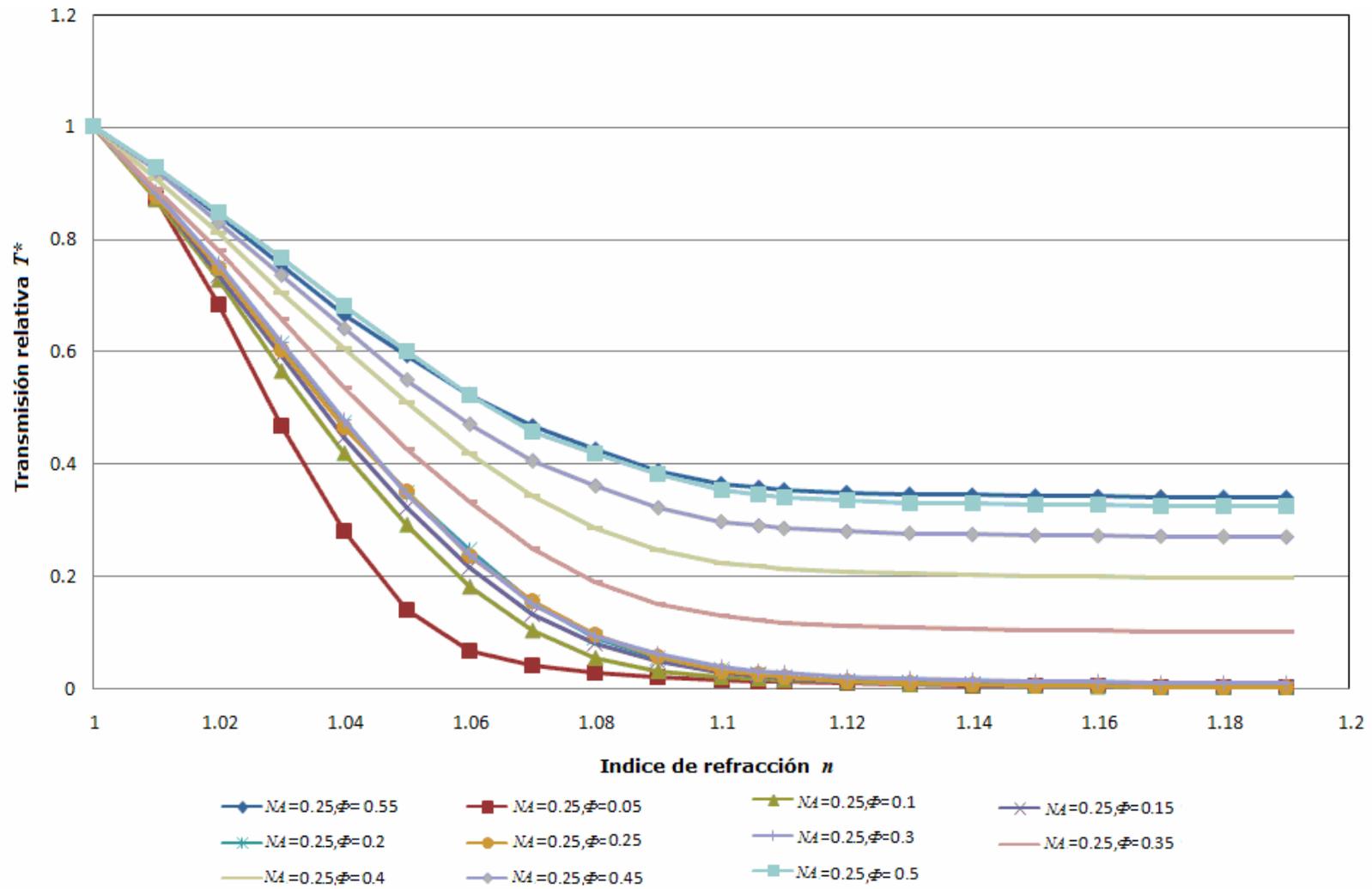


Fig. D.9. Transmisión relativa, T^* , contra índice de refracción externo n para la apertura numérica $NA = 0.25$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55, para la distancia adimensional $\lambda = 0.707$.

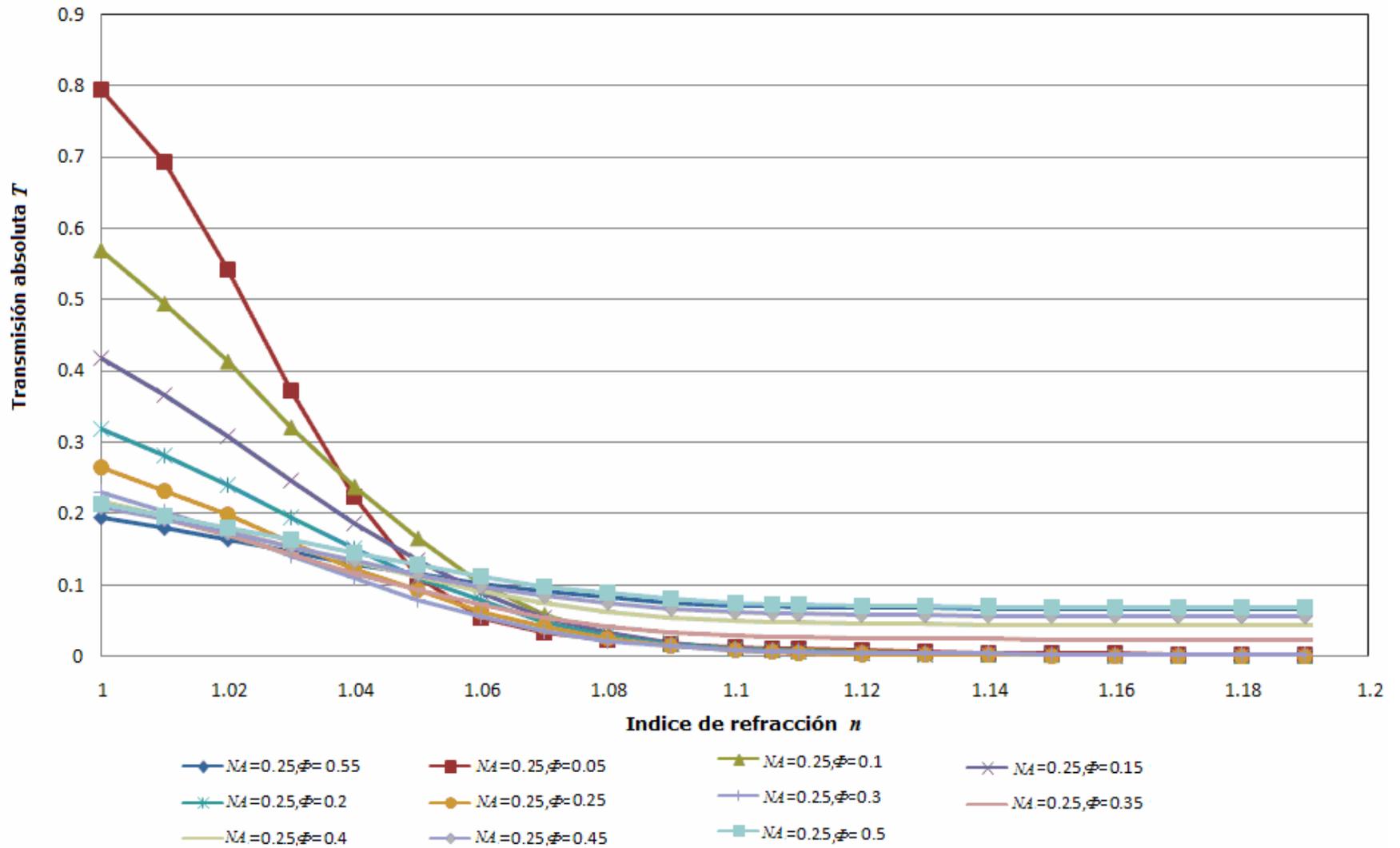


Fig. D.10. Transmisión absoluta, T , contra índice de refracción externo n para la apertura numérica $NA = 0.25$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55, para la distancia adimensional $A=0.707$.

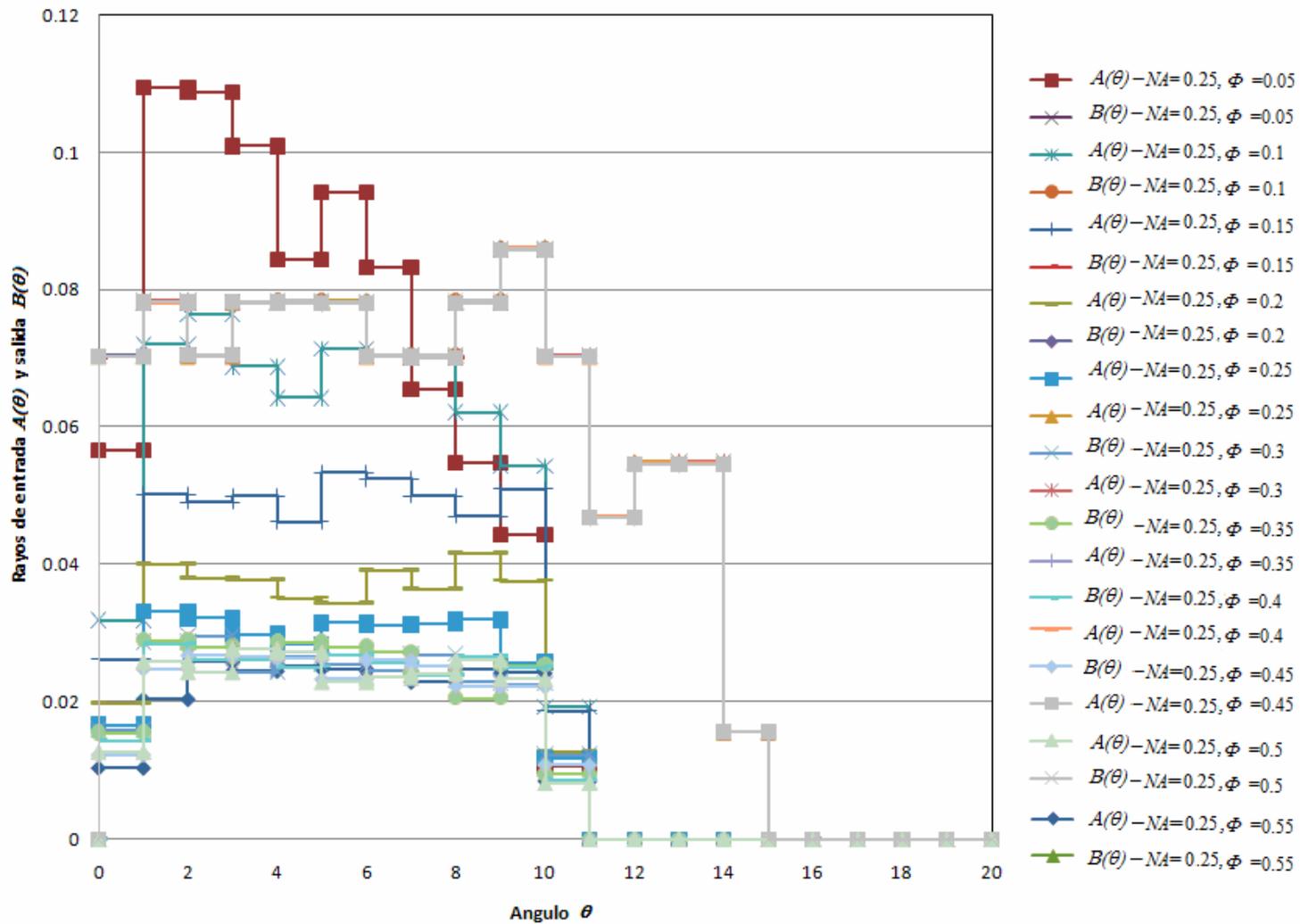


Fig. D.11. Número dimensional de los rayos de entrada y salida $A(\theta)$ y $B(\theta)$, respectivamente, contra el ángulo de entrada θ , para la apertura numérica $NA = 0.25$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55, para la distancia adimensional $\lambda=0.707$.

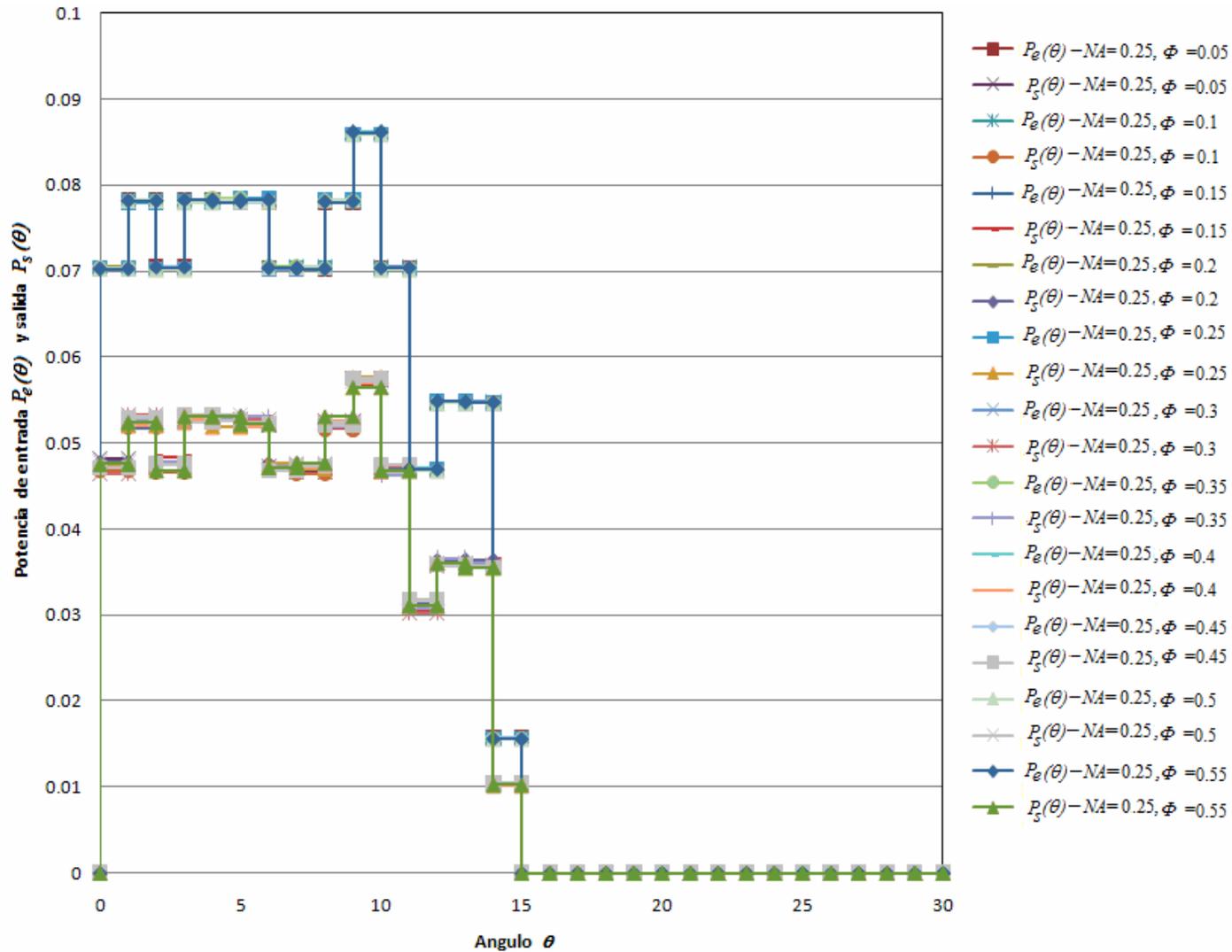


Fig. D.12. Potencia relativa de entrada y salida $P_e(\theta)$ y $P_s(\theta)$, respectivamente, contra el ángulo de entrada θ , para la apertura numérica $NA = 0.25$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55, para la distancia adimensional $\lambda=0.707$.

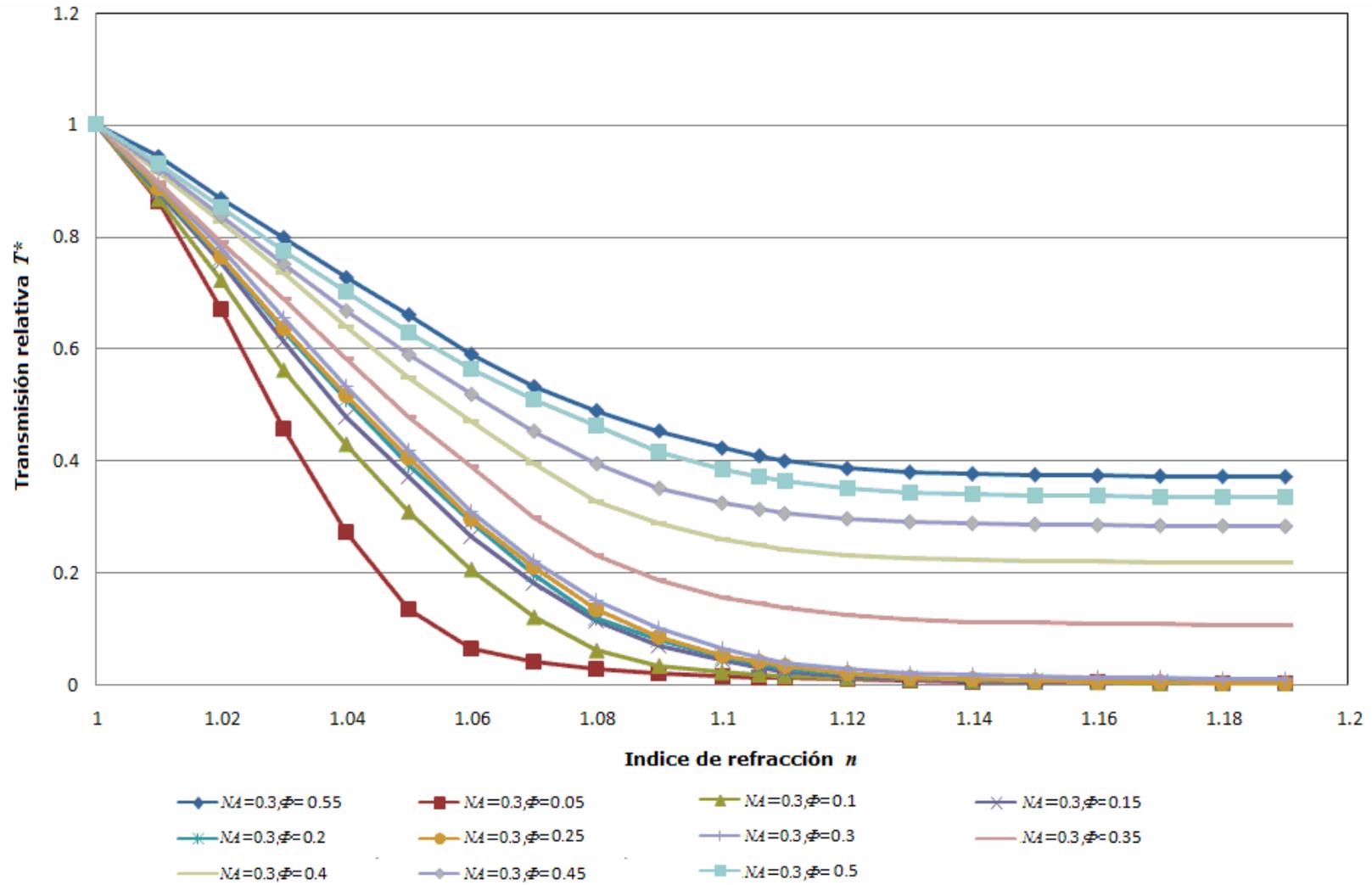


Fig. D.13. Transmisión relativa, T^* , contra índice de refracción externo n para la apertura numérica $NA = 0.3$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55, para la distancia adimensional $\lambda = 0.707$.

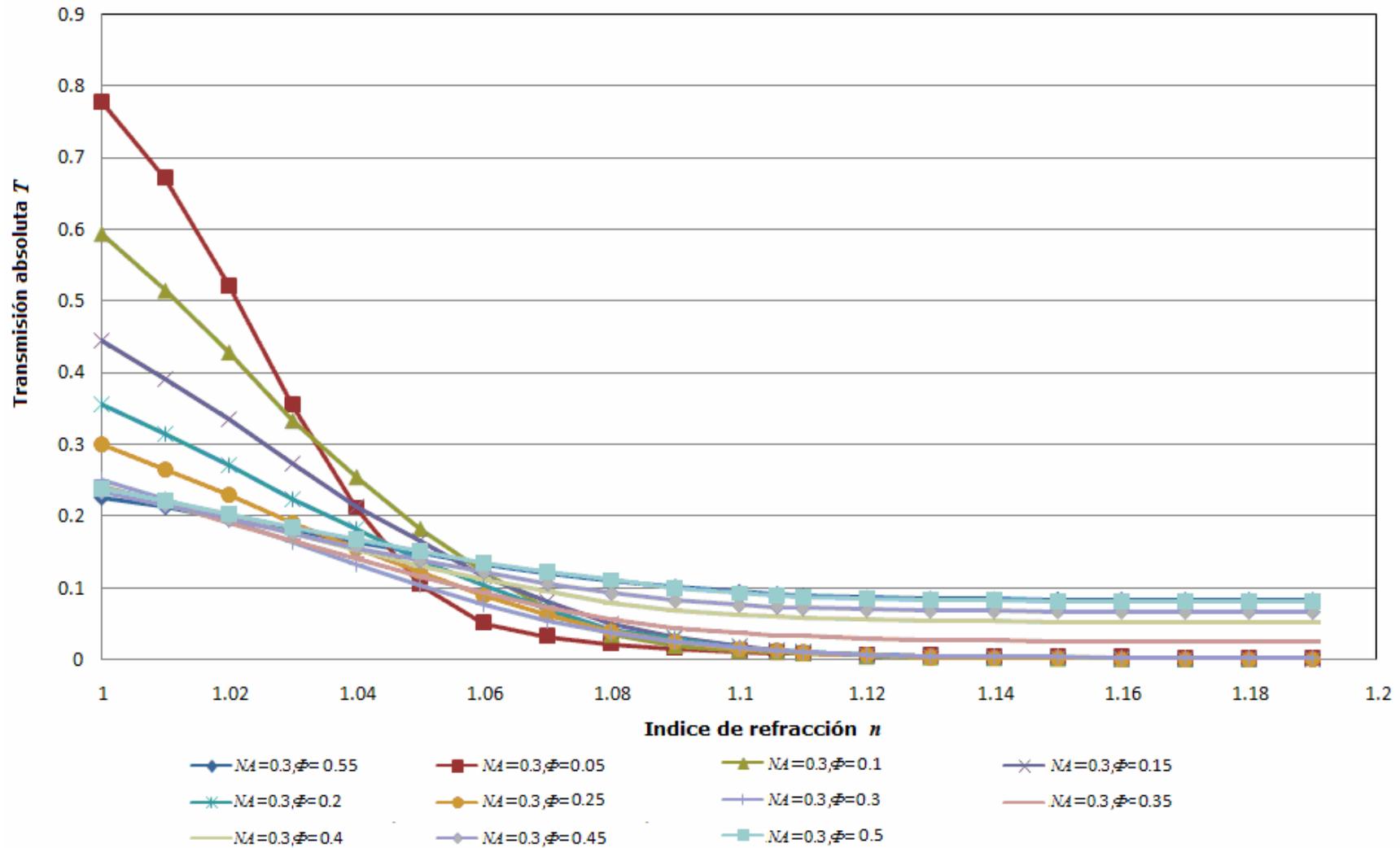


Fig. D.14. Transmisión absoluta T contra índice de refracción externo n para la apertura numérica $NA = 0.3$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55, para la distancia adimensional $\lambda = 0.707$.

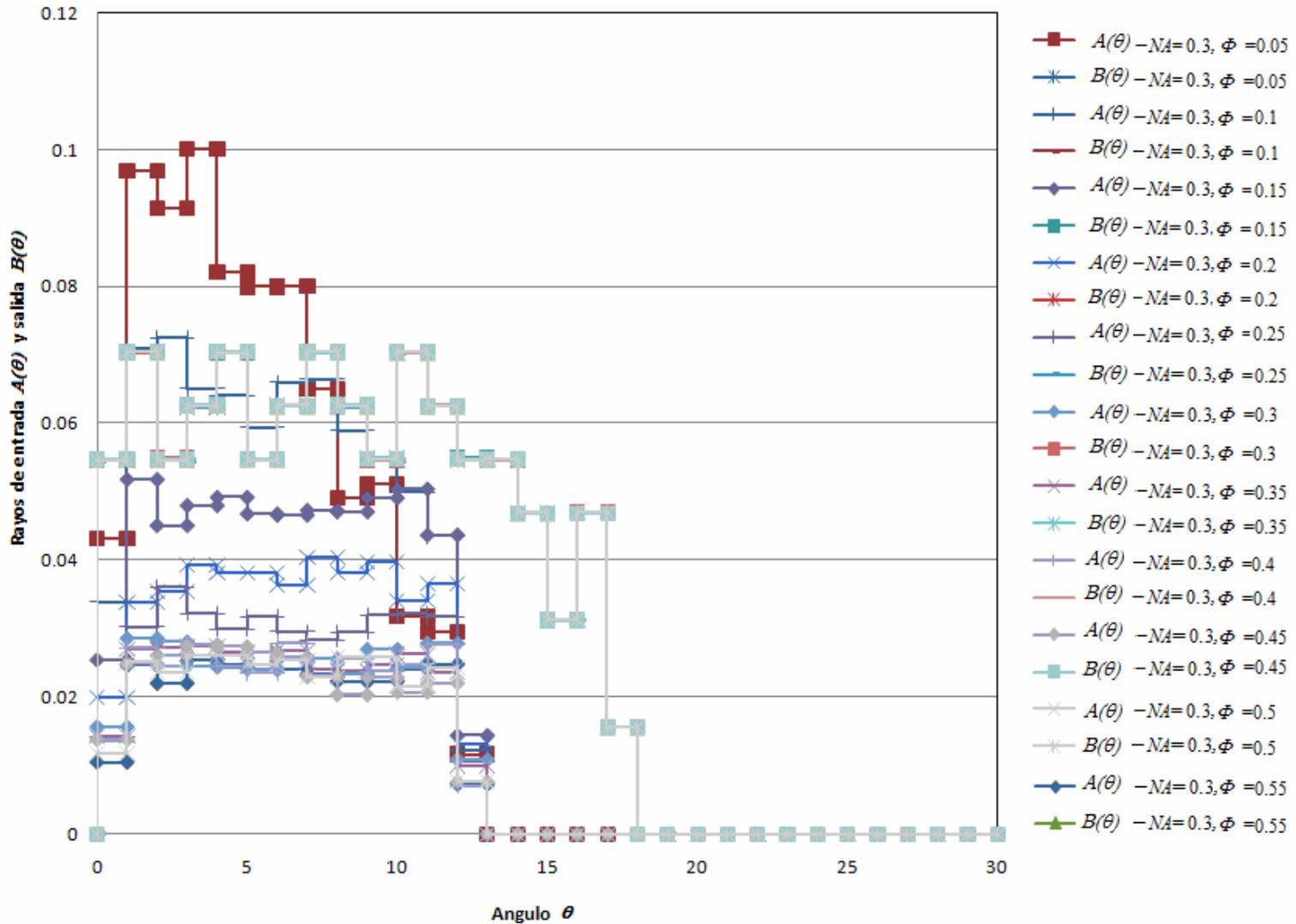


Fig. D.15. Número adimensional de los rayos de entrada y salida $A(\theta)$ y $B(\theta)$, respectivamente, contra el ángulo de entrada θ , para la apertura numérica $NA = 0.3$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55, para la distancia adimensional $\lambda = 0.707$.

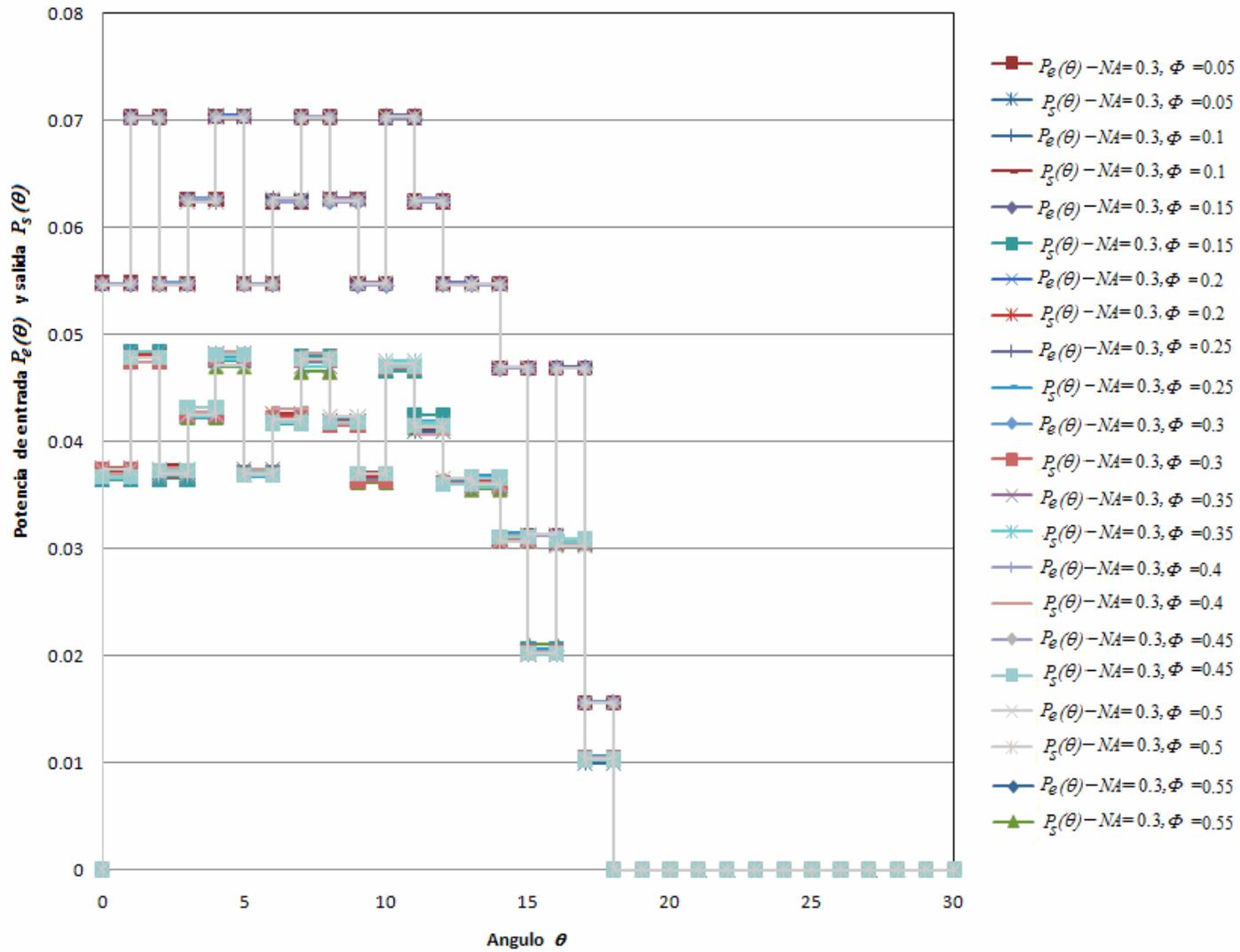


Fig. D.16. Potencia relativa de entrada y salida $P_e(\theta)$ y $P_s(\theta)$, respectivamente, contra el ángulo de entrada θ , para la apertura numérica $NA = 0.3$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55, para la distancia adimensional $\lambda = 0.707$.

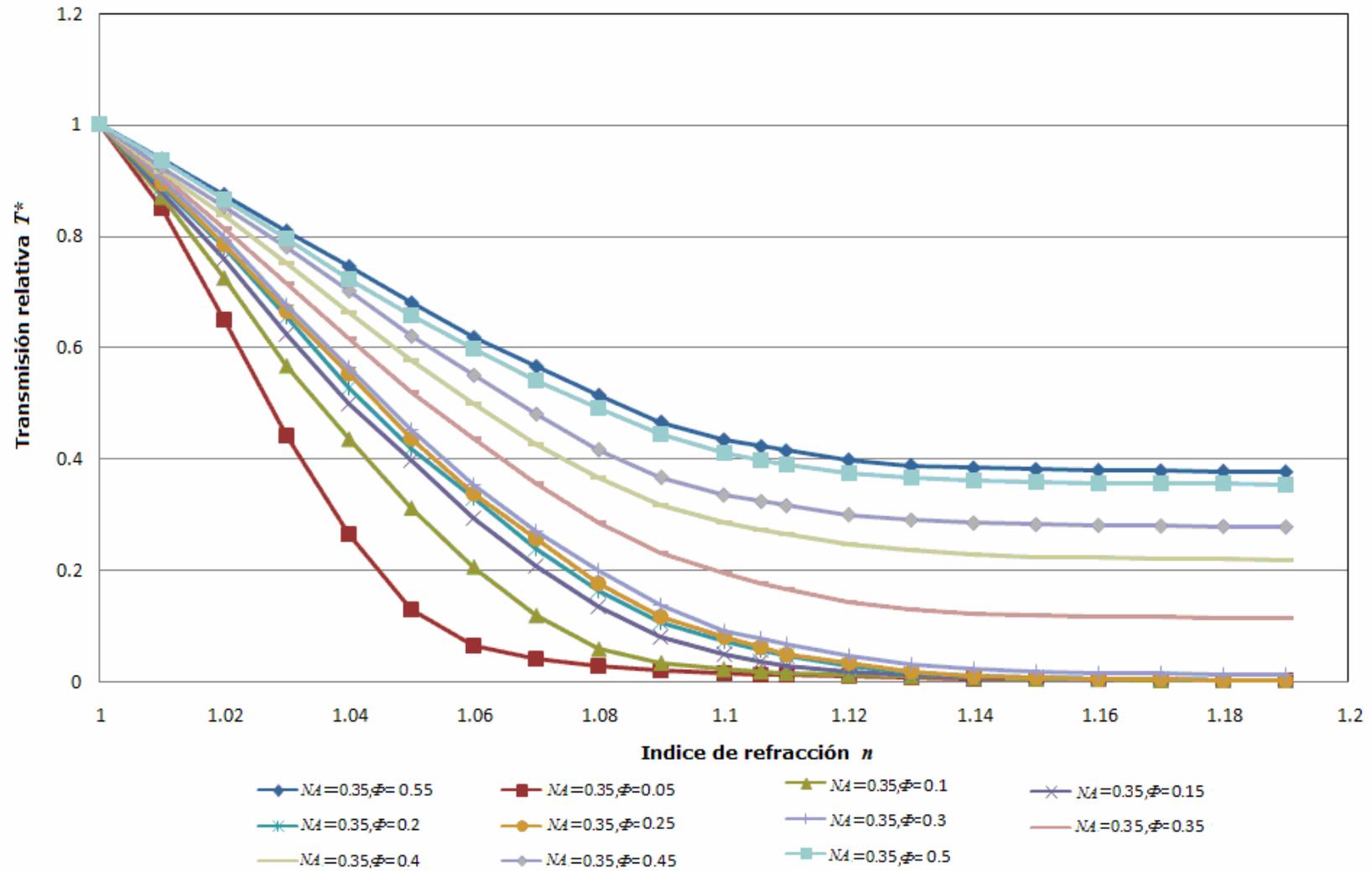


Fig. D.17. Transmisión relativa, T^* , contra índice de refracción externo n para la apertura numérica $NA = 0.35$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55, para la distancia adimensional $\lambda = 0.707$.

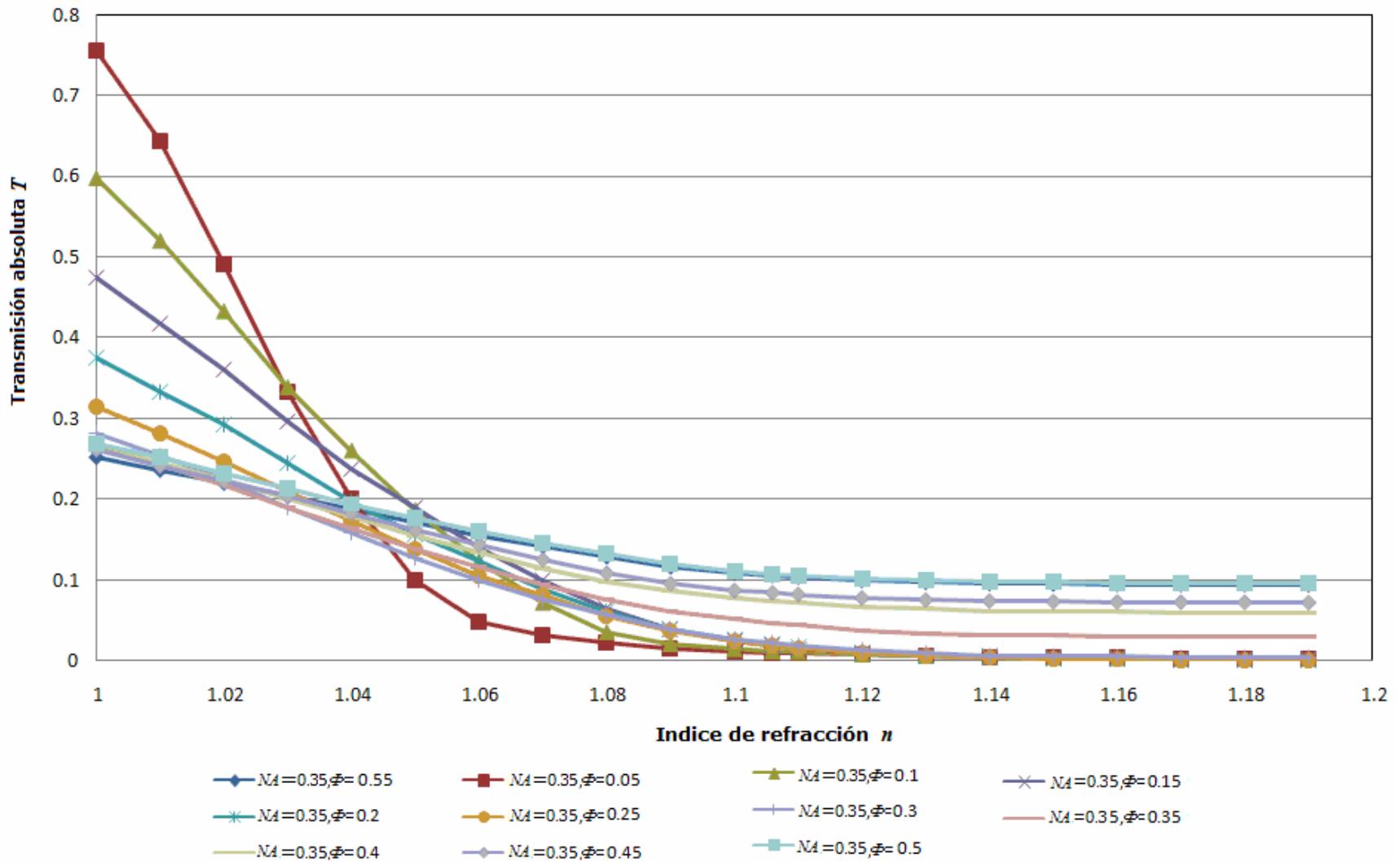


Fig. D.18. Transmisión absoluta T contra índice de refracción externo n para la apertura numérica $NA = 0.35$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55, para la distancia adimensional $\lambda = 0.707$.

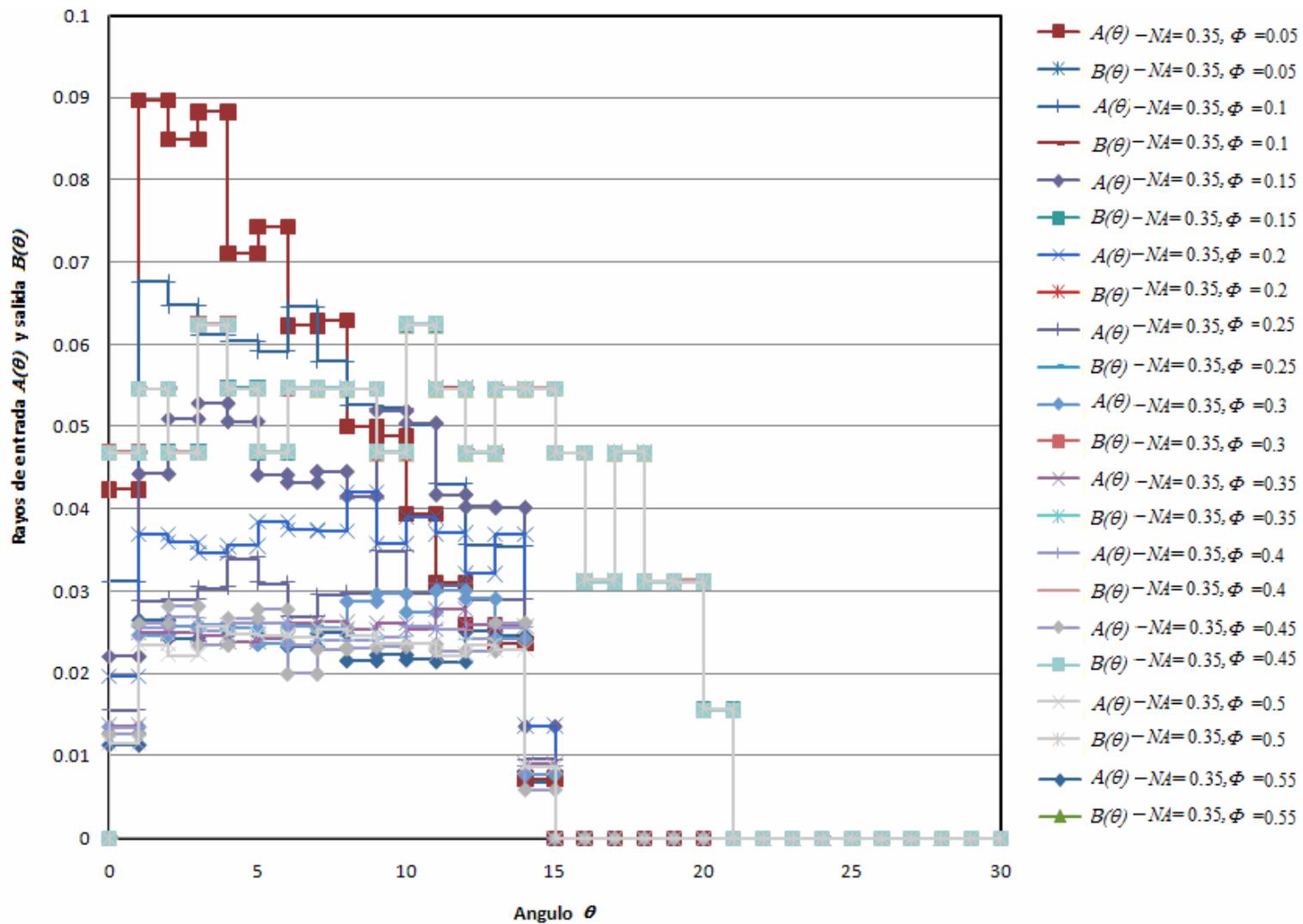


Fig. D.19. Número adimensional de los rayos de entrada y salida $A(\theta)$ y $B(\theta)$, respectivamente, contra el ángulo de entrada θ , para la apertura numérica $NA = 0.35$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55, para la distancia adimensional $L=0.707$.

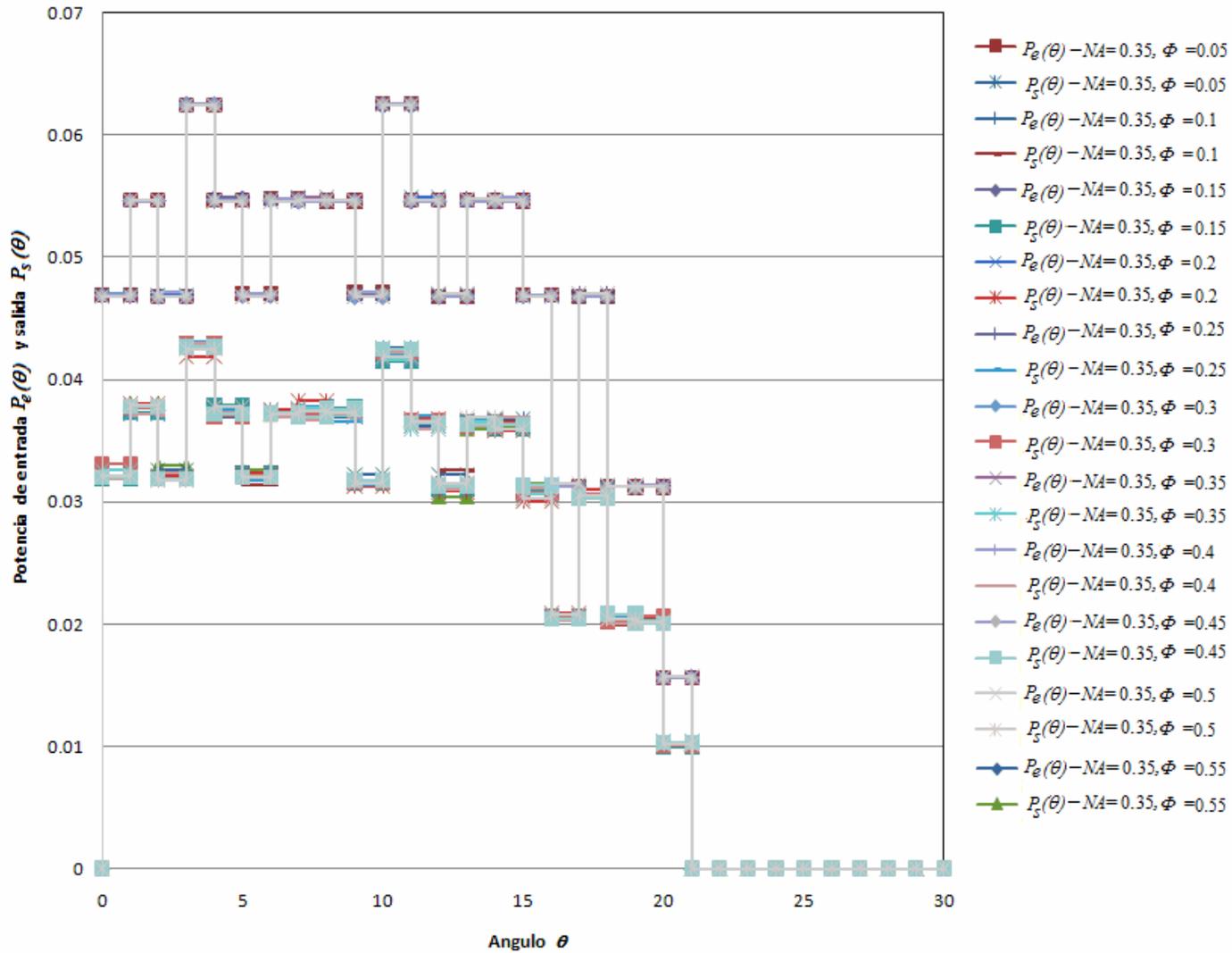


Fig. D.20. Potencia relativa de entrada y salida $P_e(\theta)$ y $P_s(\theta)$, respectivamente, contra el ángulo de entrada θ , para la apertura numérica $NA = 0.35$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55, para la distancia adimensional $\lambda=0.707$.

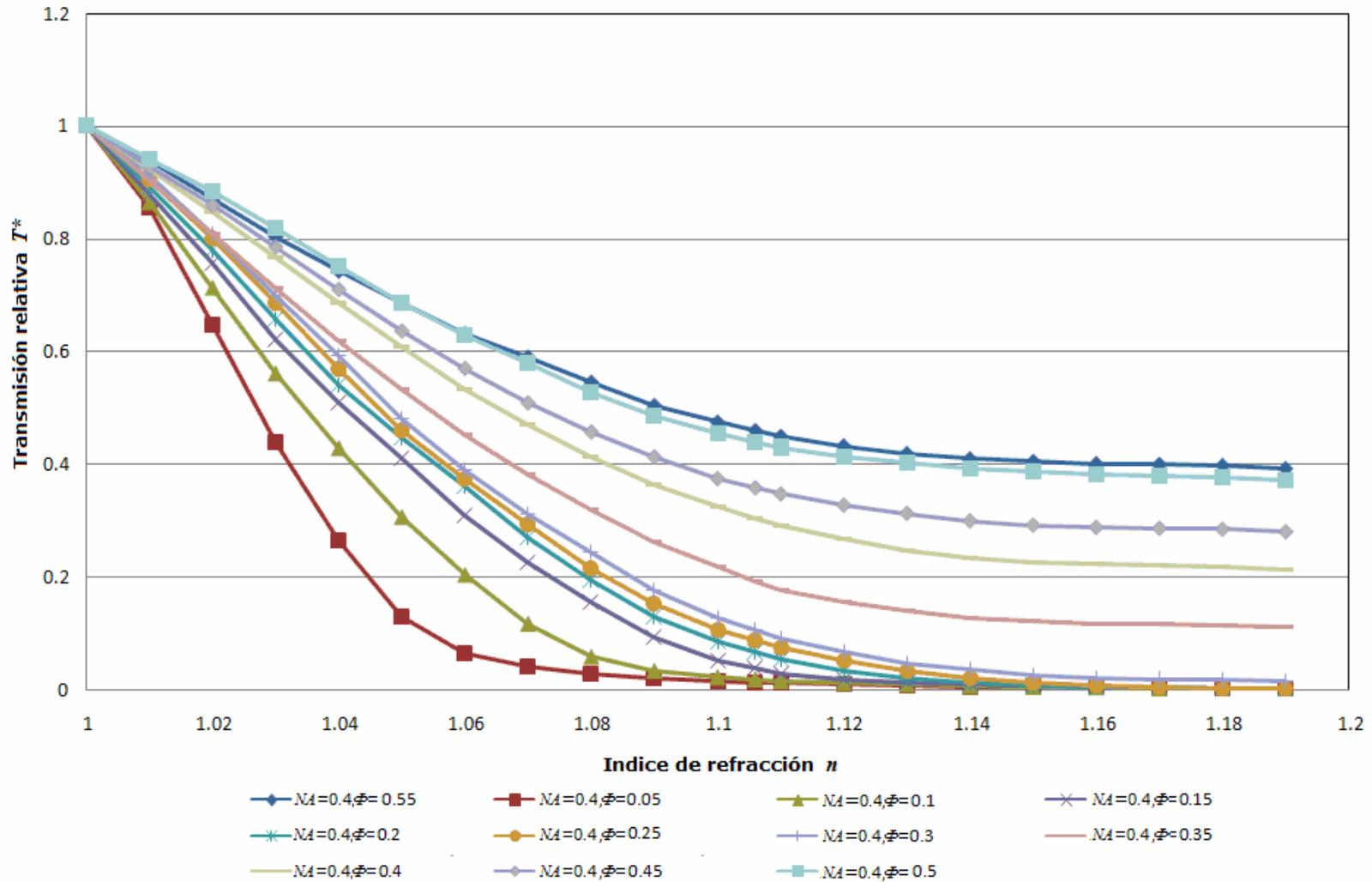


Fig. D.21. Transmisión relativa, T^* , contra índice de refracción externo n para la apertura numérica $NA = 0.4$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55, para la distancia adimensional $\lambda = 0.707$.

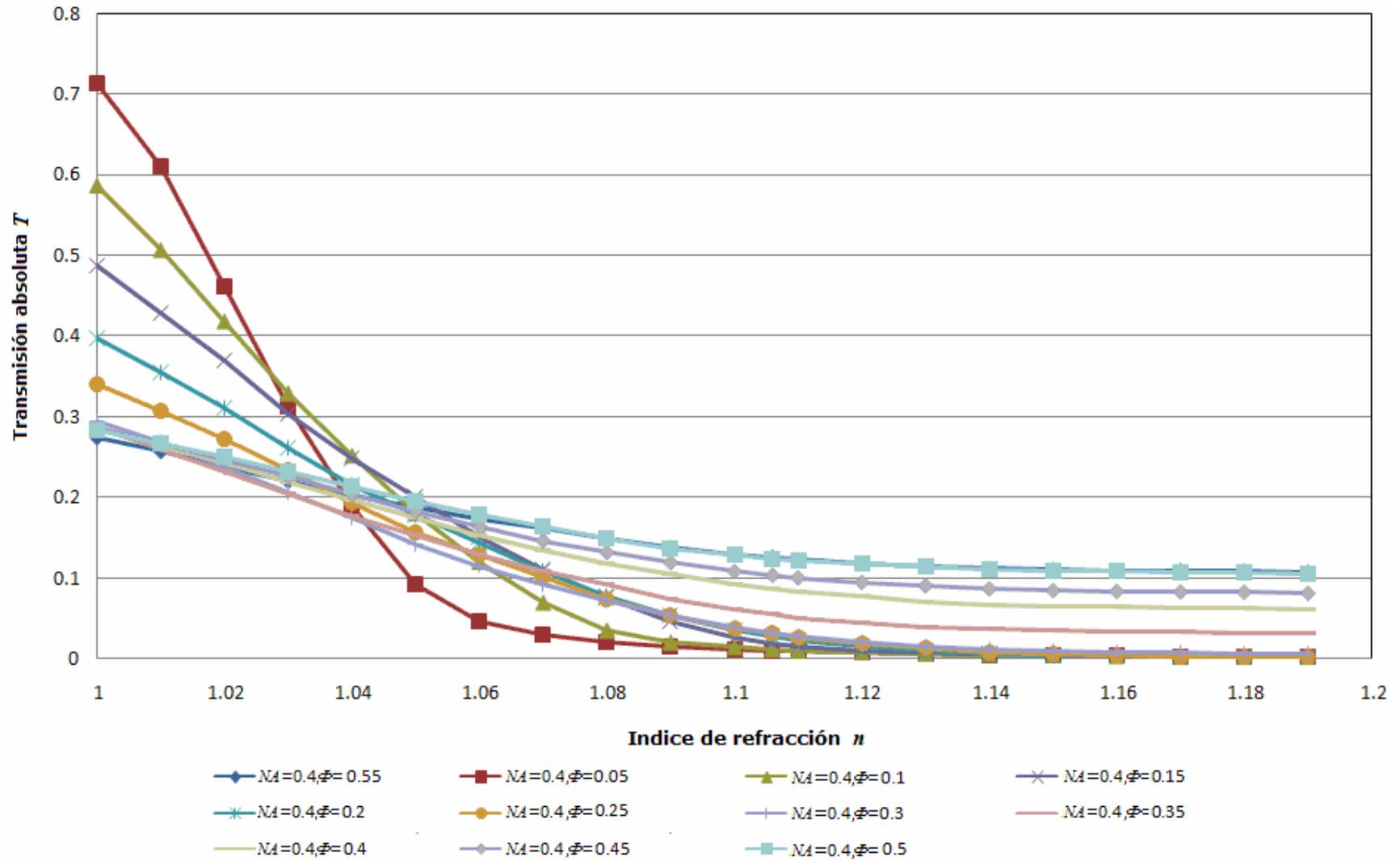


Fig. D.22. Transmisión absoluta T contra índice de refracción externo n para la apertura numérica $NA = 0.4$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55, para la distancia adimensional $\lambda = 0.707$.

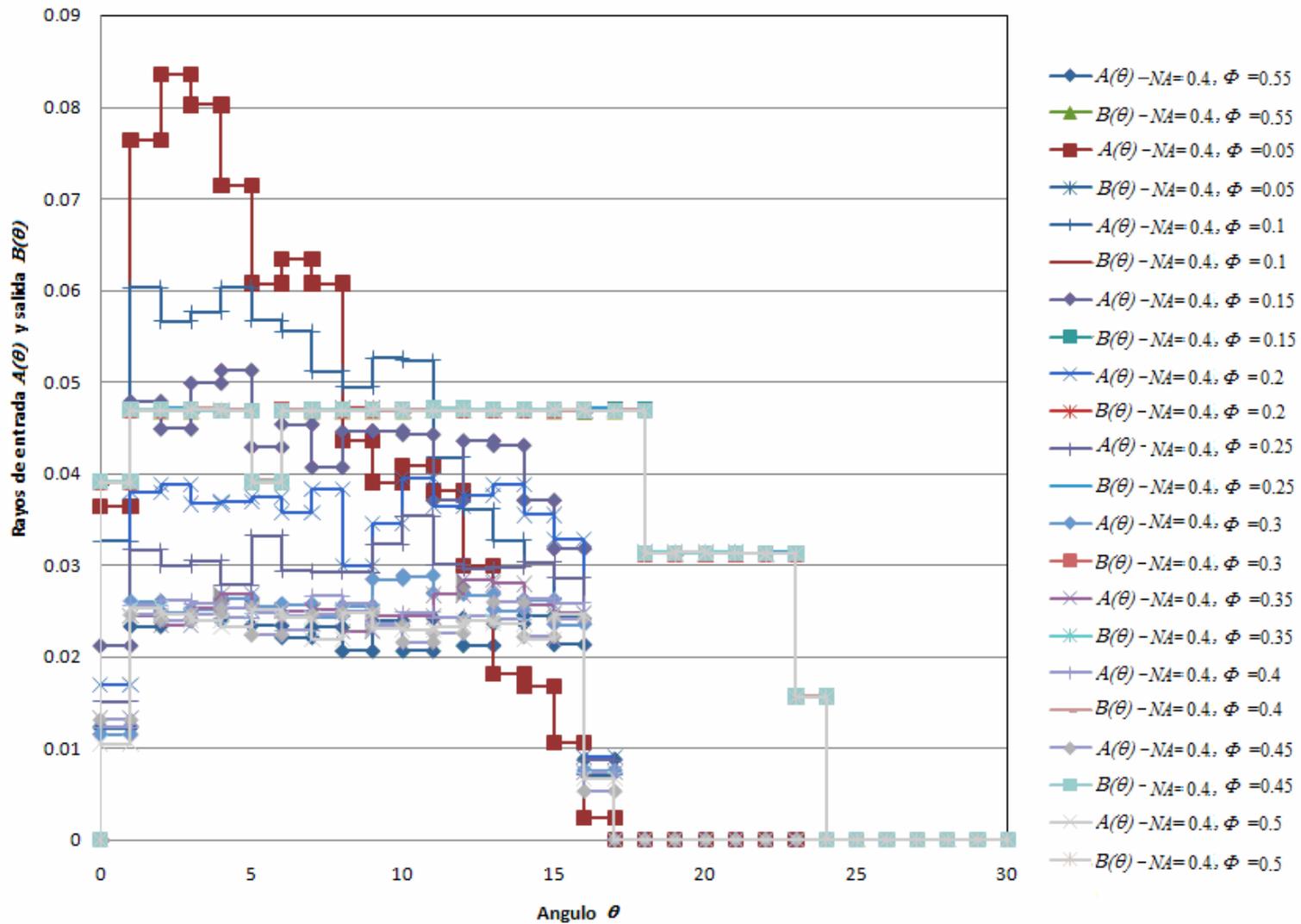


Fig. D.23. Número adimensional de los rayos de entrada y salida $A(\theta)$ y $B(\theta)$, respectivamente, contra el ángulo de entrada θ , para la apertura numérica $NA = 0.4$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55, para la distancia adimensional $\lambda = 0.707$.

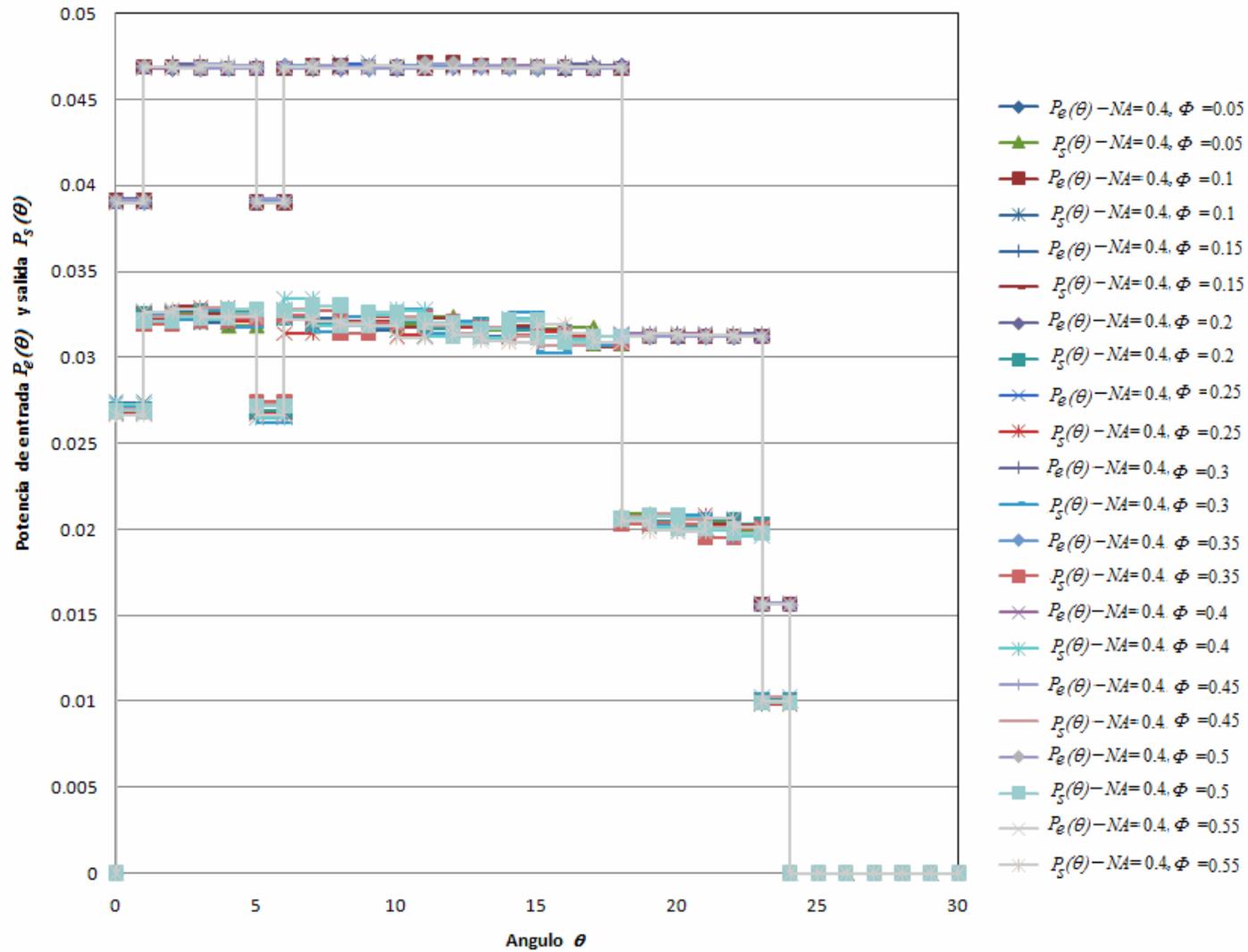


Fig. D.24. Potencia relativa de entrada y salida $P_e(\theta)$ y $P_s(\theta)$, respectivamente, contra el ángulo de entrada θ , para la apertura numérica $NA = 0.4$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55, para la distancia adimensional $\lambda=0.707$.

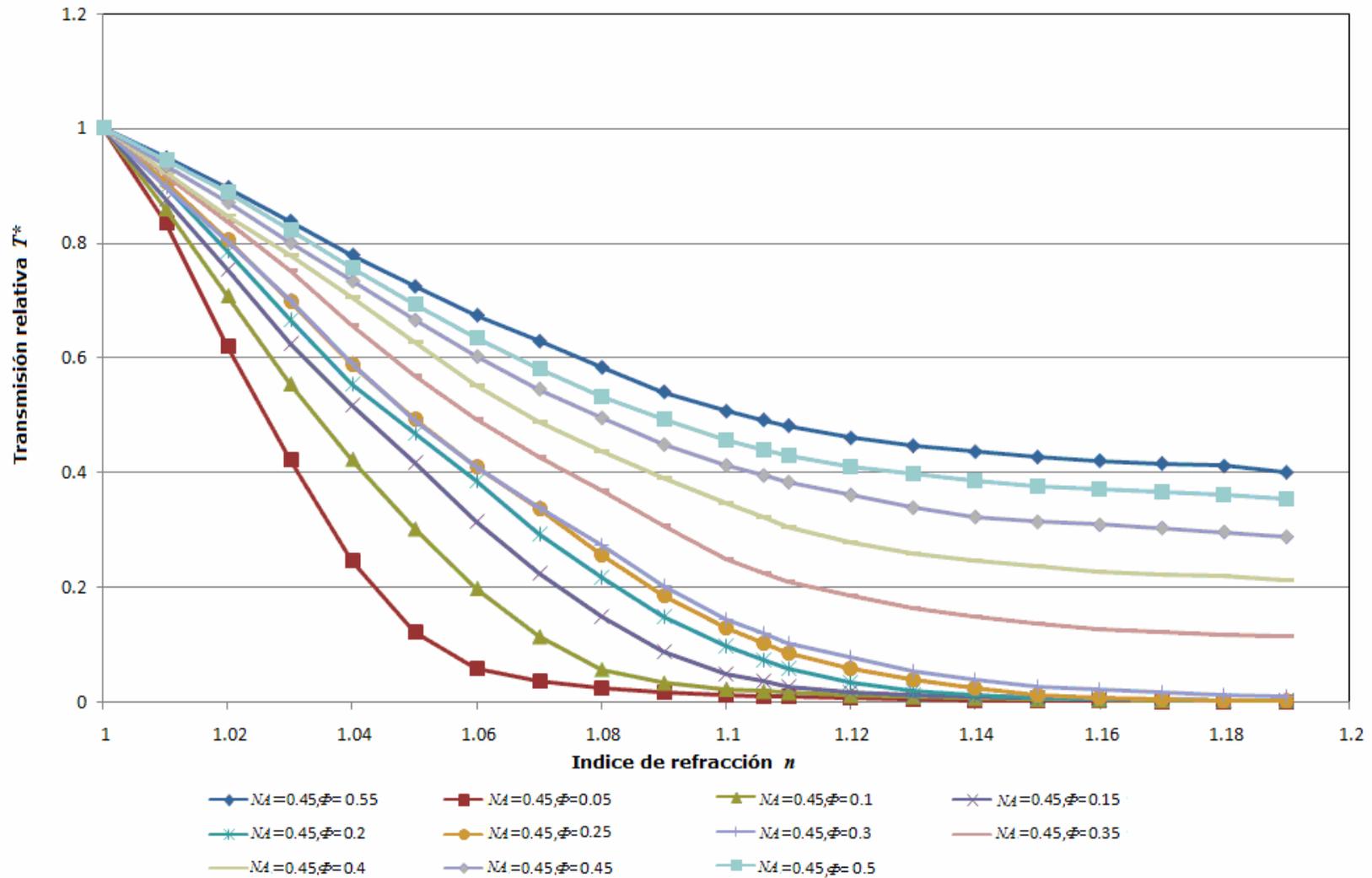


Fig. D.25. Transmisión relativa, T^* , contra índice de refracción externo n para la apertura numérica $NA = 0.45$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55, para la distancia adimensional $\lambda = 0.707$.

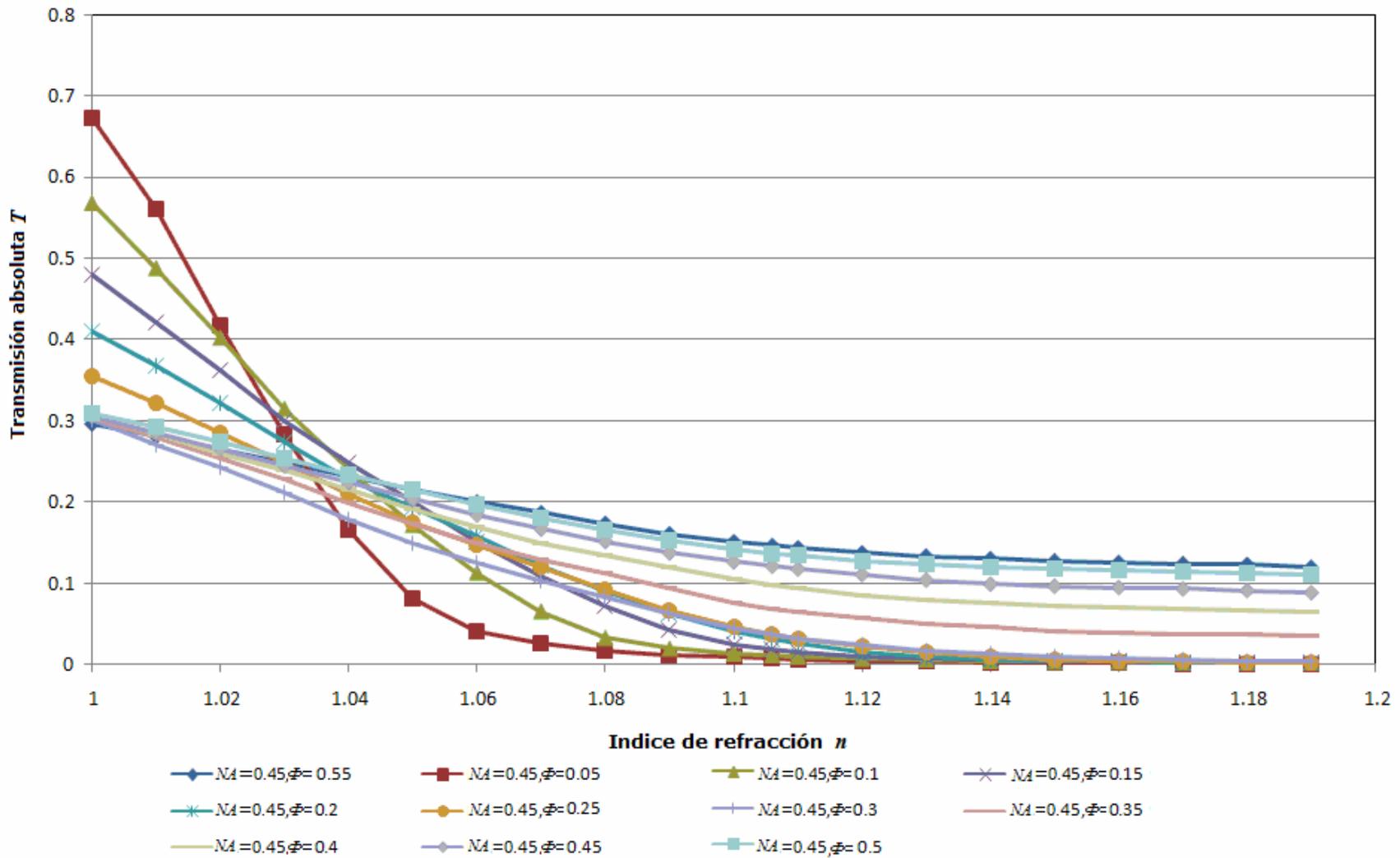


Fig. D.26. Transmisión absoluta T contra índice de refracción externo n para la apertura numérica $NA = 0.45$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55, para la distancia adimensional $\lambda=0.707$.

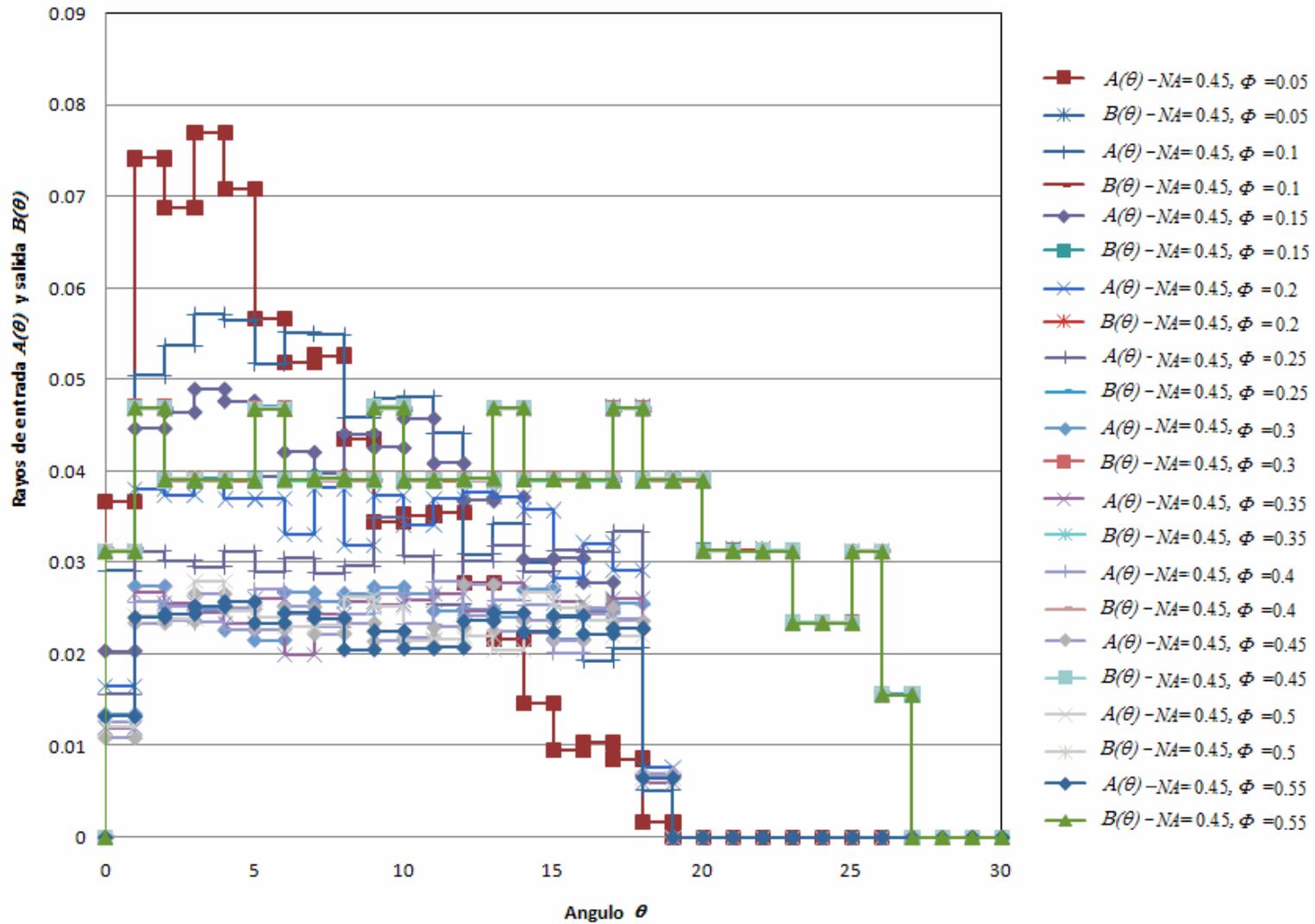


Fig. D.27. Número adimensional de los rayos de entrada y salida $A(\theta)$ y $B(\theta)$, respectivamente, contra el ángulo de entrada θ , para la apertura numérica $NA = 0.45$ y diámetro adimensional ϕ de 0.05 a 0.55, para la distancia adimensional $A=0.707$.

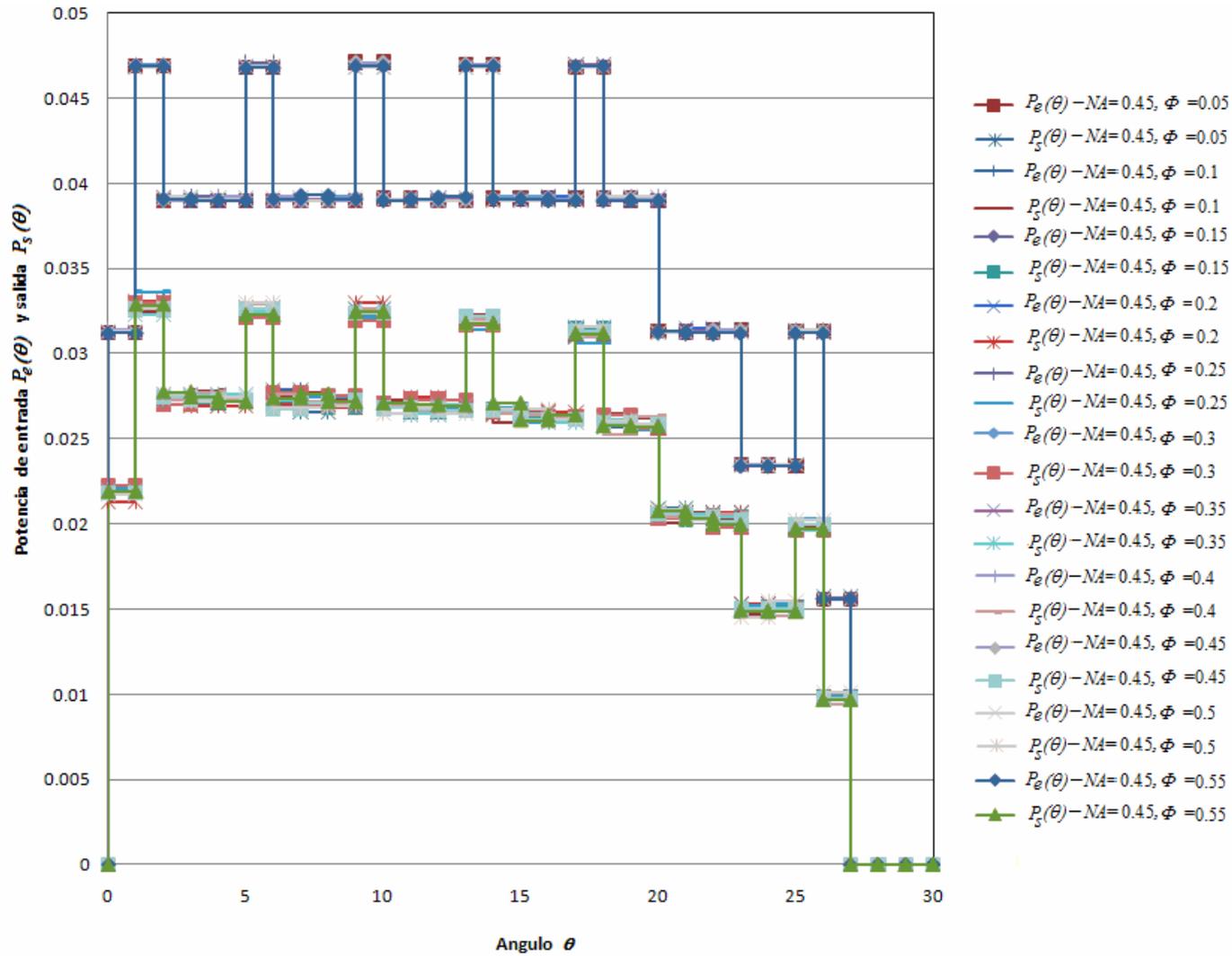


Fig. D.28. Potencia relativa de entrada y salida $P_e(\theta)$ y $P_s(\theta)$, respectivamente, contra el ángulo de entrada θ , para la apertura numérica $NA = 0.45$ y diámetro adimensional Φ de 0.05 a 0.55, para la distancia adimensional $\lambda=0.707$.