

# Análisis de sistemas de asistencia para la combustión en turbinas de gas – hidrógeno

Eduardo Ugalde Mejia

Universidad Aeronáutica en Querétaro, Maestría en Ingeniería Aeroespacial

10598@soyunaq.mx

## RESUMEN

*Este artículo aborda el impacto de suministrar calor y especies activas en condiciones adiabáticas y estándar sobre la operabilidad y desempeño de sistemas de combustión de premezcla en turbinas de gas capaces de quemar gas hidrógeno. La transformación de un sistema energético basado en energías renovables a través de propuestas de desarrollo tecnológico tiene un impacto potencial hacia la descarbonización. Este estudio evalúa numéricamente y analíticamente cómo la estabilidad dinámica, autoignición, "flashback", "blow-off" del quemador y el desempeño en turbinas de gas estacionarias será afectado Aero-termodinámicamente por la integración de tecnologías de asistencia en la combustión.*

## PALABRAS CLAVE

Quemador de turbina de gas, extinción esbelta, combustión asistida por plasma, reducción NOx.

## ABSTRACT

*This article addresses the impact of supplying heat and active species under adiabatic and standard conditions on the operability and performance of premix combustion systems in gas turbines capable of burning hydrogen gas. The transformation of an energy system based on renewable energies through technological development proposals has a potential impact towards decarbonization. This study numerically and analytically evaluates how the dynamic stability, autoignition, flashback, blow-off of the burner and performance in stationary gas turbines will be affected Aero-thermodynamically by the integration of combustion assist technologies.*

## KEYWORDS

Gas turbine burner, lean extinguishing, plasma assisted combustion, NOx reduction.

## INTRODUCCIÓN

La transformación de un sistema energético basado en energías renovables a través del desarrollo de turbinas de gas capaces de operar con un alto contenido de hidrógeno como combustible representa el principal desafío, debido a que el hidrógeno necesitaría 10 veces mayor velocidad de flujo y tres veces mayor volumen o presión comparado con el metano para lograr estabilizar la flama y equilibrar la potencia a las mismas condiciones. Los problemas en la operabilidad del quemador de premezcla son el principal enfoque de este artículo.<sup>1,2</sup>

Recientes estudios han demostrado que las de combustión asistida por plasma son técnicas prometedoras para mejorar la estabilización del plasma, ignición, mezcla de combustible/aire, reducción de emisiones y versatilidad en combustibles a altas temperaturas (sobre 1100 K) y presión atmosférica.<sup>3</sup>

En un quemador de bajas emisiones en seco (figura 1), el combustible debe ser inyectado, vaporizado, y mezclado con aire antes de la combustión pueda ocurrir. La restricción para la cual esos procesos son limitados y que depende de la combustión en gran medida corresponden a las propiedades físicas y químicas de los combustibles.<sup>4</sup>

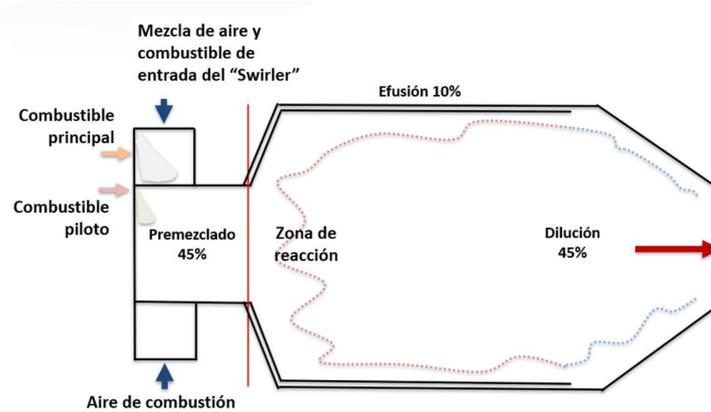


Fig.1. Quemador de premezcla, revisión seccional y concepto de combustión.

El índice Wobbe permite caracterizar y acomodar la composición del gas a ser usado. Sin embargo, no captura los efectos de otras propiedades del combustible, tal como la velocidad de la flama o la química de la combustión.<sup>5</sup> El cambio de combustible impacta la flama en al menos de tres maneras a través del calor específico y temperatura de llama adiabática, tasas de cinética química y transferencia de calor radial.<sup>6</sup>

En particular los problemas de tasa de cinética química de combustión de premezcla esbelta son enfatizados, debido a su dependencia con los procedimientos de operación de turbinas de gas.

Las tecnologías en combustión de bajas emisiones en seco en turbinas de gas son capaces de operar eficientemente en una amplia variedad de combustibles como el uso de gas natural re-gasificado líquido (LNG), carbón derivado, combustibles syngas bioderivado e hidrógeno.<sup>7</sup> Sin embargo, implica una variedad de problemas de operabilidad.

Los problemas de operabilidad del quemador de interés incluyen aquellos relacionados a una operación segura, eficiente y confiable. Esto considera mantener la flama sin presentar inestabilidades y quemar el combustible es un estado quieto. Para ello, los sistemas de asistencia para la combustión tienen una profunda influencia sobre cuatro problemas de la operabilidad de la combustión: blow-out, flashback e inestabilidad de la combustión.<sup>8,9</sup>

La estabilidad de la combustión es caracterizada por oscilaciones de presión de gran amplitud que se derivan de emisión de calor en estado transitorio. Dos mecanismos responsables de la inestabilidad conocidos para quemadores de premezcla son las oscilaciones de radio de aire/combustible y el desprendimiento de vórtices.<sup>6</sup>

En orden para evaluar la operación y desempeño de esta tecnología, se propone un quemador seco de premezcla de una turbina de gas de ~13 MW de potencia, incorporando una fuente "Plasma Fuel Nozzle" (PFN) representada termodinámicamente en el modelo como un incremento en el suministro de calor y especies activas químicamente.

## MATERIALES Y MÉTODOS - METODOLOGÍA

Para configurar y solucionar las ecuaciones que describen el comportamiento del desempeño de diseño y fuera de diseño de turbinas de gas, se utilizó el software GASTURB.<sup>10</sup> A continuación, se presenta la metodología para evaluar analíticamente como la operabilidad de sistemas reactivos será afectado Aero-termodinámicamente por la integración de tecnologías de asistencia en la combustión. La figura 2 muestra la configuración por estaciones para la turbina de gas de referencia.

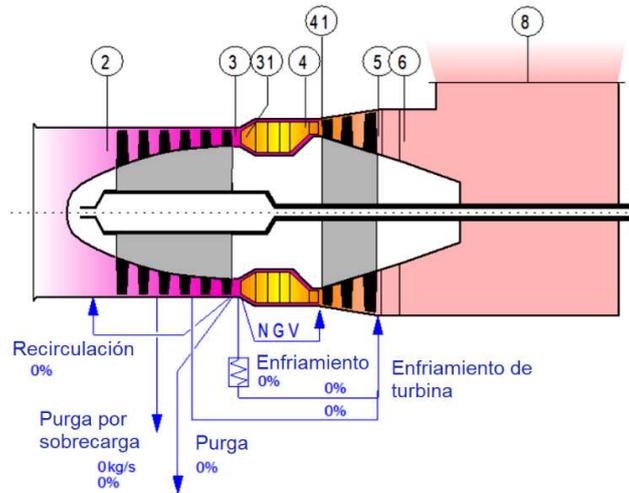


Fig. 2. Estaciones de una turbina de gas estacionaria. GASTURB ®.

El análisis numérico de desempeño en diseño se realizó simulando el arranque de una turbina de gas estacionaria de ciclo simple con potencia de ~13 MW en condiciones estándar ISO 3977-2<sup>11</sup> considerando la combustión para los siguientes casos:

- Aire-Metano
- Aire-Hidrógeno
- Aire-Hidrógeno-PAC

Seguido por el cálculo de desempeño fuera de diseño, en orden para generar la línea de operación.

Tabla I. Entradas en punto de diseño para casos de estudio.

<i>Entradas para casos de estudio:</i>		$CH_4$	$H_2$	$H_2 - PAC$
<i>Propiedad</i>	<i>Unidad</i>	<i>Valor</i>		
Flujo Corregido admisión	Kg/s	34.2	34.2	34.2
Flujo de purgas	Kg/s	0	0	0
Temperatura límite en T4	K	1500	1500	1500
Valor calorífico del combustible	MJ/kg	49.74	118.43	102.43
Eficiencia del generador		1	1	1
Radio de Presión		16.4	16.4	16.4
Radio de Presión admisión		0.905	0.905	0.905
Radio de presión del quemador		0.955	0.955	0.955

Una vez que la simulación numérica ha convergido, los datos son exportados y utilizados para su posprocesamiento en Excel, a través de los modelos matemáticos que representan físicamente las propiedades de combustión y desempeño de los casos de estudio.

La línea de operación generada representa condiciones transitorias del arranque en frío a partir de *Idle* hasta *Full Power*. La turbina de gas estacionaria usada como referencia en diseño para el actual estudio y análisis, corresponde al modelo SGT-400 SIEMENS®.<sup>12</sup>

Los límites operativos de diseño para el estudio en diseño y fuera de diseño fueron siguientes:

- Eficiencia > 34.8%
- Temperatura límite de diseño 1450 K
- Emisiones de  $NO_x < 25$  ppm

Para la evaluar la estabilización de la combustión se utilizaron los siguientes criterios u consideraciones correspondientes a los fenómenos blow-Off y flashback, los cuales se están en función de la velocidad de reacción contra la velocidad del fluido.<sup>7</sup>

- A) Si  $grad(v_r) = A = \frac{v}{\delta_l}$
- B)  $A < 4A_F = A_B$  Flashback

- A<sub>F</sub>**: gradiente de velocidades límite flashback (s-1)
- A**: gradiente de velocidades capa límite formada en la pared del quemador (s-1)
- A<sub>B</sub>**: gradiente de velocidades límite *blow-off* (s-1)
- δ<sub>L</sub>**: espesor de la capa límite de velocidades (mm)
- v<sub>R</sub>**: velocidad de la mezcla reactiva (m/s)

## RESULTADOS Y DISCUSIÓN

### Análisis de desempeño *on design*

El diagrama temperatura-entropía (T-S) del motor es calculado para los casos de estudio y se muestran los resultados en la figura 3.

Las asunciones de aire estándar son aplicadas en la evaluación de la turbina SGT-400 SIEMENS® asumiendo como isentrópico el proceso de compresión y expansión. El análisis de la turbina involucra la determinación ideal de trabajo, calor y eficiencia térmica, a partir de asunciones ideales y de referencia en la eficiencia de los componentes. El modelo analítico de rendimiento programado en Excel resulta en valores ≤1% de error comparados a los resultados del uso de GASTURB en el punto de diseño.

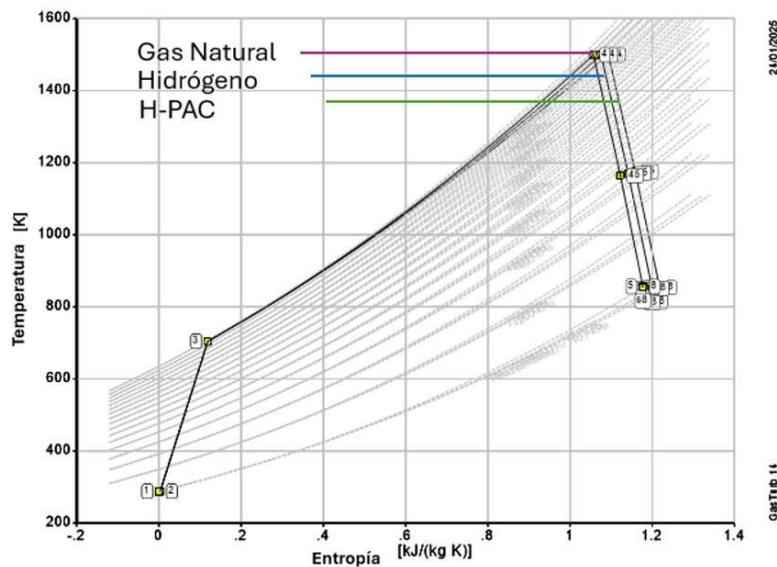


Fig. 3. Diagrama H-S de la turbina de gas estacionaria. GASTURB ®.

### ANÁLISIS DE DESEMPEÑO *OFF DESIGN*

La línea de operación en los mapas de componentes es generada en GasTurb, la cual representa estacionariamente el cambio en el flujo másico corregido respecto al radio de presión durante el procedimiento estándar de arranque en frío aplicado en la evaluación de la turbina ideal a partir de “Idle” hasta alcanzar “full power”.

Una vez que la geometría ha sido ajustada al punto de diseño entonces el mapa de los componentes puede ser generado para definir el desempeño bajo todas las condiciones fuera de diseño, en donde el radio de presión y la eficiencia isoentrópica son graficadas contra el flujo referido para una serie de líneas constantes de velocidad referida.<sup>13</sup> Las figuras 4, 5 y 6 muestran el empalme de los mapas de componentes (compresor, turbina de alta presión y turbina de baja presión) correspondientes a los casos de estudio con la intención de evaluar el comportamiento de la línea de operación a las mismas condiciones.

Durante el cálculo fuera de diseño se detectó que la línea “surge margin” en el compresor no era suficiente por lo que se ajustó un bajo valor-β y se hizo uso de geometría variable y manejo de purgas para incrementar el “Surge margin”.

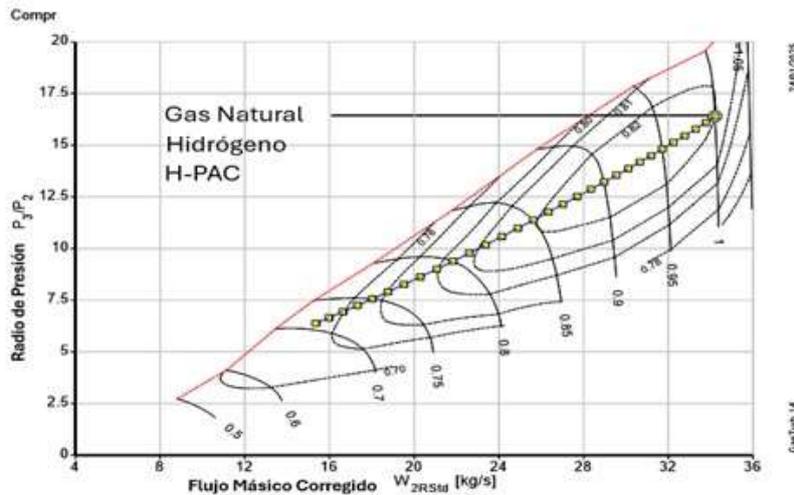


Fig. 4. Mapa del Compresor - Línea de operación. GASTURB ®.

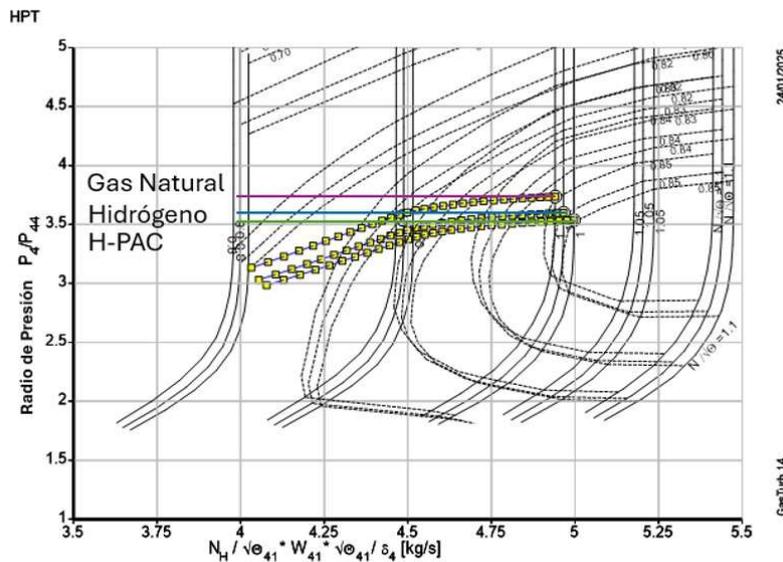


Fig. 5. Mapa de la Turbina de alta presión - Línea de Operación. GASTURB ®.

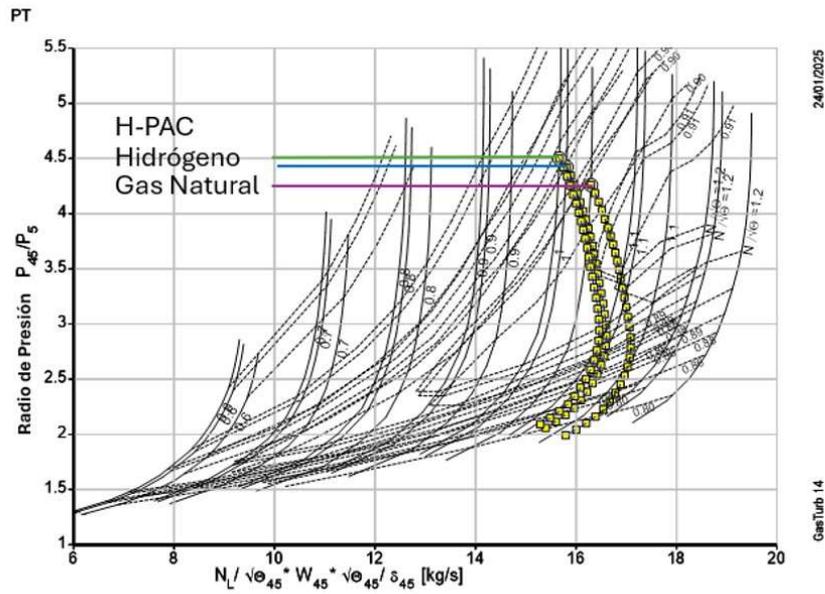


Fig. 6. Mapa de la Turbina de baja presión - Línea de Operación. GASTURB ®.

Lo más crucial de la evaluación de desempeño son presentados en las figuras 7–9 sobre los criterios operativos respecto a radio de presión derivado de la línea de operación. En la figura 4-9, el cambio en las propiedades del combustible muestra un incremento en temperatura límite, potencia eléctrica y eficiencia térmica, manteniendo los límites operativos.<sup>14,15</sup> Sin embargo, la gráfica que muestra la variación del radio de aire-combustible respecto al incremento del radio de presión, revela el flujo de combustible necesario para llevar el sistema a las mismas condiciones comparado con el gas natural.

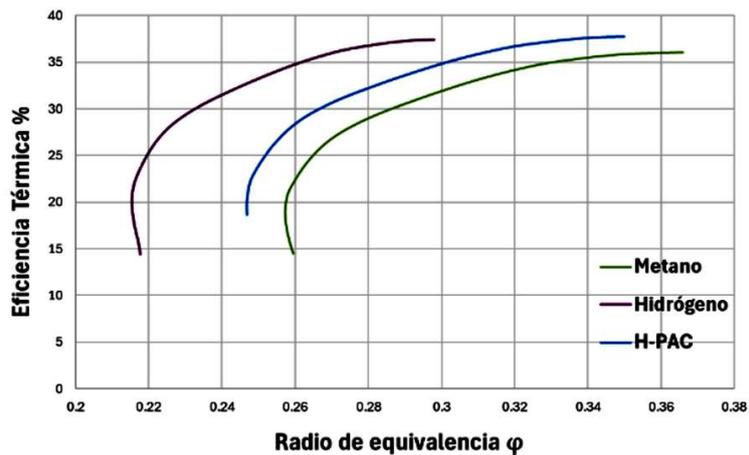


Fig. 7. Gráfico de comportamiento de la eficiencia térmica - radio de presión.

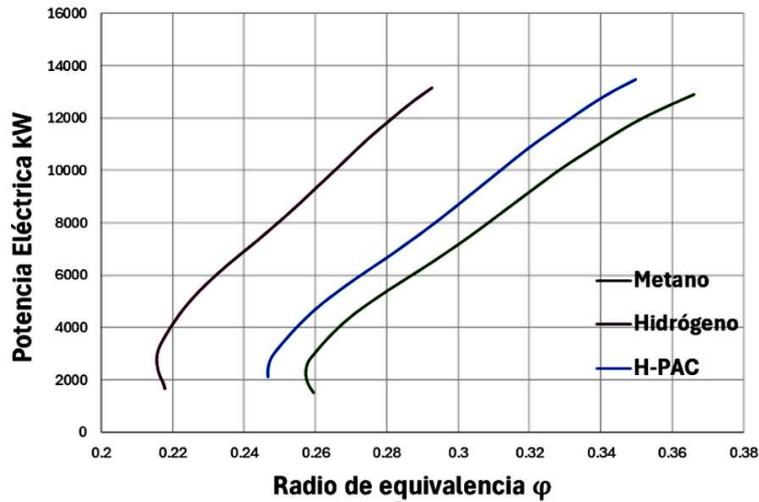


Fig. 8. Gráfico de comportamiento de la potencia eléctrica - radio de presión.

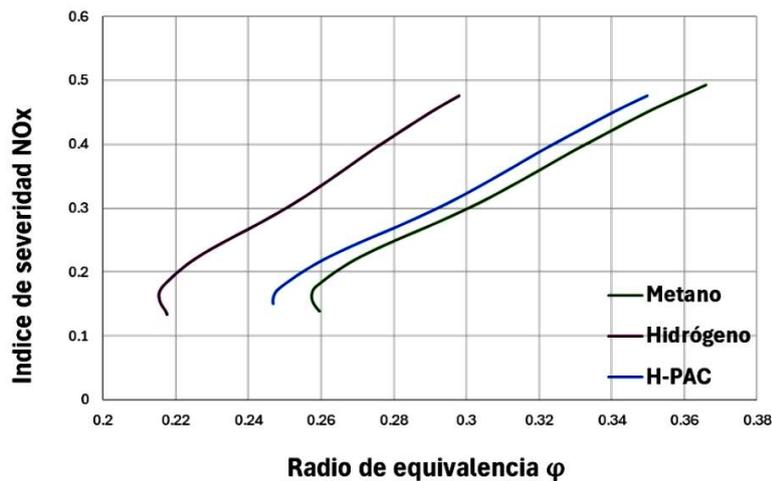


Fig. 9. Gráfico de comportamiento del índice de severidad NOx- radio de equivalencia.

### ANÁLISIS DE OPERABILIDAD DEL QUEMADOR

Seguido de la simulación numérica de desempeño fuera de diseño, los límites de estabilidad de la combustión resultantes para la evaluación del sistema reactivo propuesto son presentados en las figuras 10 – 13 sobre los principales problemas de operación en la combustión a través del dosado correspondiente a la línea de operación.

Los límites de estabilidad representan la razón de consumo másico por unidad de área dividida por la densidad de la mezcla de gas sin quemarse y dependen de las propiedades del campo turbulento en el cuál existe y el método por el cuál la flama es estabilizada. El efecto de suministrar calor y masa muestra una tendencia de los límites a acercarse al comportamiento de los límites resultantes de quemar gas natural.

El comportamiento de la región estable de combustión se representa a través de los bucles de estabilidad que relacionan el radio de aire combustible a lo largo de la línea de operación contra el flujo que pasa a través del quemador.

La figura 10 ilustra las características principales del bucle de estabilidad obtenido mediante la línea de operación asumiendo los cambios de temperatura, presión y volumen del sistema reactivo para los casos de estudio.<sup>7</sup>

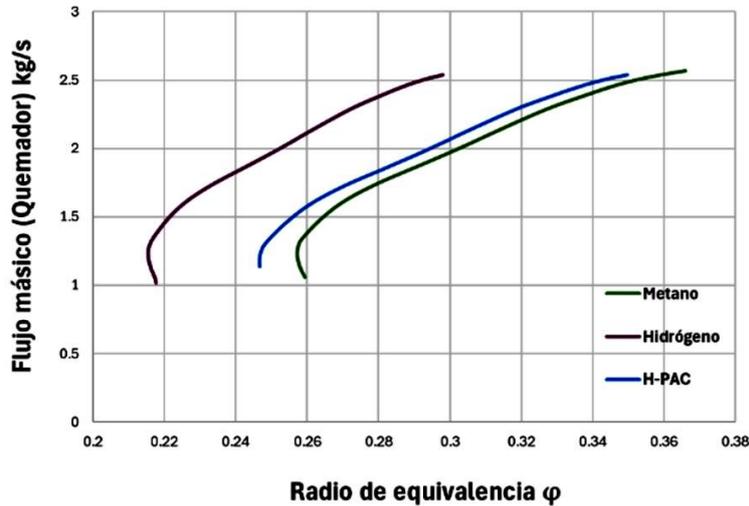


Fig. 10. Comparación de “Estabilidad” entre casos de estudio.

El tiempo de retardo de la ignición representa “El tiempo necesario para que una mezcla se encienda espontáneamente en una determinada condición”.<sup>5</sup> En lugar de que la llama se propague aguas arriba hacia la sección de premezcla, la autoignición implica la ignición espontánea de la mezcla en la sección de premezcla. La figura 11 ilustra el comportamiento del tiempo necesario para que la mezcla se encienda respecto al radio de aire - combustible a lo largo del cambio de condiciones de la línea de operación de los casos de estudio.

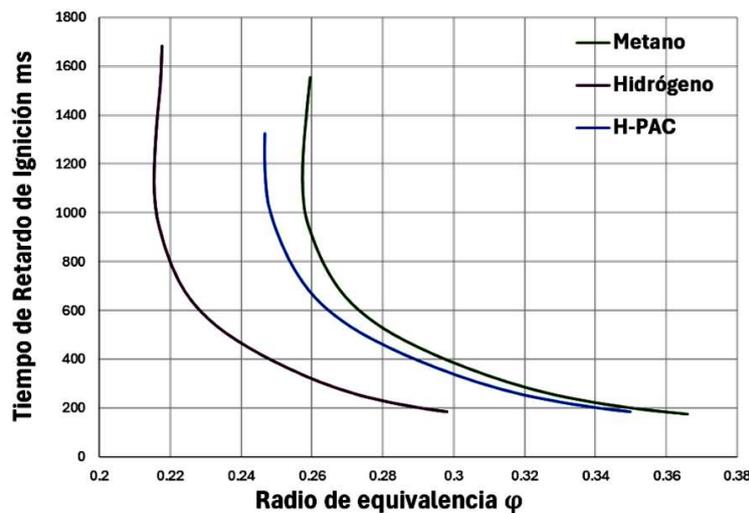


Fig. 11. Comparación de tiempo de retardo de ignición entre casos de estudio.

El fenómeno Blow-Off ocurre cuando la llama se desprende de la localización donde está anclada, debido a que el tiempo requerido para la reacción química es mayor que el tiempo de residencia en la zona de combustión y es representada a través de la expresión  $SL=(aRR)I/2$  donde la razón de propagación es proporcional a la raíz cuadrada de la difusividad y la razón de reacción.<sup>5</sup> Mientras que el fenómeno Flashback en la combustión ocurre cuando la velocidad de flama turbulenta excede la velocidad del flujo a lo largo de la línea de corriente, permitiendo la propagación up-stream de la llama en la sección de premezcla y es representada a través de la ecuación para turbulencias a gran escala:  $ST = SL + u'$ , cuando  $ST$  es la rapidez de llama turbulenta,  $Sl$  es la rapidez de flama laminar, y  $u'$  es el valor  $RMS$  de rapidez fluctuante.<sup>4</sup>

La figura 12 ilustra el comportamiento de los límites de estabilidad en términos de velocidades laminar, estándar y turbulenta respectivamente respecto al radio de aire - combustible a lo largo del cambio de condiciones de la línea de operación de los casos de estudio.

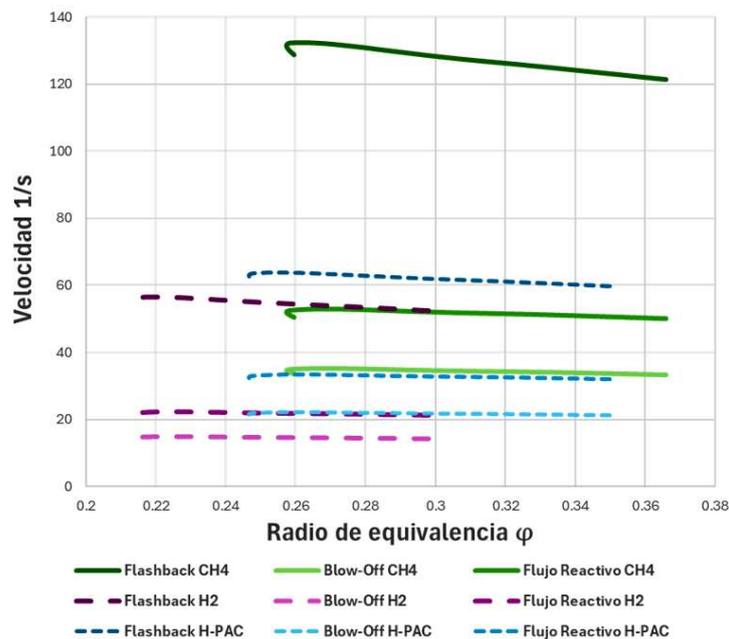


Fig. 12. Comparación de límites de estabilidad entre los casos de estudio.

La figura 13 muestra el efecto de incrementar la velocidad de flujo para igualar la estabilización de la combustión de hidrógeno comparada al metano respecto al radio de aire - combustible sobre la línea de operación.

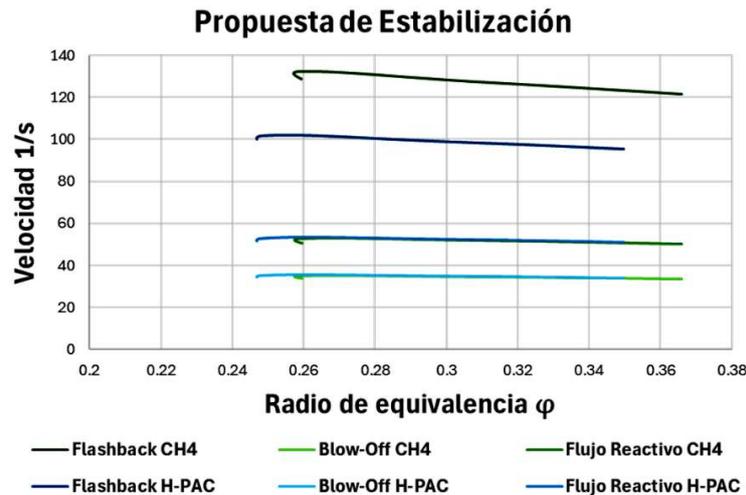


Fig. 13. Comparación de gradientes de velocidad entre los casos de estudio.

## CONCLUSIONES

Se realizó el análisis comparativo del efecto de suministrar calor y especies químicas en condiciones estacionarias y adiabáticas sobre la estabilización de la combustión y el desempeño de la turbina de gas a través de la línea de operación generada en el software GASTURB.

- Los casos de estudio cumplen con los criterios en gradientes de velocidad y distancias de extinción para la estabilización de la combustión, así como los criterios operativos de temperatura límite de diseño, eficiencia, potencia y emisiones NOx.
- El mayor beneficio de utilizar al hidrógeno como combustible sustentable es la disminución del uso de combustible, ~60% menor que el gas natural.
- La tecnología propuesta debería incrementar la velocidad 1.7 veces para igualar la estabilidad del gas natural para utilizarlo en turbinas de gas.

## REFERENCIAS

1. Noble, D., Wu, D., Emerson, B., Sheppard, S., Lieuwen, T., & Angello, L. (2021). Assessment of current capabilities and near-term availability of hydrogen-fired gas turbines considering a low-carbon future. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 143(4).
2. Lam, K. K., Geipel, P., & Larfeldt, J. (2015). Hydrogen enriched combustion testing of Siemens industrial SGT-400 at atmospheric conditions. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 137(2).
3. Chavda, K., & Kulkarni, K. Plasma Assisted Combustion: A Review.
4. Lefebvre, A. H., & Ballal, D. R. (2010). *Gas turbine combustion: alternative fuels and emissions*. CRC press.
5. Irvin Glassman, Richard A. Yetter, Nick G. Glumac. (2024) *Combustion*. ELSEVIER Fifth Edition.
6. Lieuwen, T., McDonell, V., Petersen, E., & Santavicca, D. (2008). Fuel flexibility influences on premixed combustor blowout, flashback, autoignition, and stability.
7. Naranjo, C. S. (2011). *Teoría de la combustión*. Editorial UNED.
8. Yiguang Ju, (2021) *Plasma Assisted Combustion & Chemical Conversion*, Princeton University - Princeton Combustion Summer School. 168.

9. Noble, D. R., Zhang, Q., Shareef, A., Tootle, J., Meyers, A., & Lieuwen, T. (2006, January). Syngas mixture composition effects upon flashback and blowout. In *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air* (Vol. 42363, pp. 357-368).
10. GasTurb GmbH (2024). *GasTurb 14. Design and Off-Design Performance of Gas Turbines*.
11. ISO 3977-2. *Gas turbines — Procurement — Part 2: Standard reference conditions and ratings*.
12. Walsh, P. P. (2004). *Gas turbine performance*. Blackwell publishing.
13. Saturday, E. G., & Nweke, P. (2020). Off-design performance analysis of gas turbines. *Global Journal of Engineering and Technology Advances*, 4(2), 001-010.
14. Igwe, I. S. (2019). Off-Design Performance Analysis of Gbaran-Ubie Gas Power Plant, Bayelsa State, Using Energy and Exergy Methods. *International Journal of Engineering Science*, 21956.
15. Marin, G. E., Osipov, B. M., Titov, A. V., & Akhmetshin, A. R. (2023). Simulation of the operation of a gas turbine installation of a thermal power plant with a hydrogen fuel production system. *International Journal of Hydrogen Energy*, 48(12), 4543-4550.