

EL “HUMMING” EN TURBINAS DE GAS, CAUSAS, EFECTOS, Y SOLUCIONES INDUSTRIALES ACTUALES

Ing. Aer. Carlos Javier Ruestes ^a

^a IMPSA - Mendoza - Argentina

Leguizamón N° 27, Depto 7, Godoy Cruz, Mendoza, Argentina

Email: cjruestes@gmail.com

RESUMEN

En este trabajo se examinan algunas de las características más importantes del “humming”, una inestabilidad de la combustión en turbinas de gas, y se estudian los sistemas de control activos y pasivos, que actuando sobre las causas de este fenómeno, buscan mitigar los efectos nocivos al funcionamiento y componentes de estos equipos. A través del análisis de un modelo fisicomatemático que relaciona oscilaciones acústicas con oscilaciones en la liberación de calor excitadas por perturbaciones de flujo y relación de mezcla, se identifican las causas de las inestabilidades de la combustión. Posteriormente, y tomando como caso de estudio las turbinas de gas para generación de energía, se demuestra la diversidad de problemas ocasionados por estos fenómenos. Para concluir, se analizan las soluciones industriales actuales a estos problemas desde su acción en las variables en juego.

Palabras clave: acústica, combustión, inestabilidad, turbina.

INTRODUCCIÓN

La inestabilidad de la combustión es un fenómeno natural que ocurre en muchos sistemas con flujos reactivos, incluyendo las cámaras de combustión usadas en unidades para generación de energía, turbinas para sistemas de propulsión, motores cohetes, y otros. Se manifiesta mediante oscilaciones periódicas de presión en la cámara de combustión, excitadas por oscilaciones en la liberación de calor. La frecuencia puede ser variable en el rango de los 10 Hz hasta varias decenas de kilohertz. Las inestabilidades se pueden clasificar de acuerdo a sus efectos, el mecanismo de acoplamiento, y los dispositivos usados para eliminarlas.

“Humming” es un término comúnmente utilizado en la práctica de campo para referirse a los fenómenos de inestabilidad de alta frecuencia que se presentan en turbinas de gas para generación de energía, también se los denomina “buzzing”, “rumbling”, “screaming,” etc., dependiendo de autores y/o fabricantes de equipos.

Varios componentes contribuyen a la dinámica global de la cámara de combustión, entre ellos podemos mencionar factores acústicos y fluido-dinámicos, fenómenos de transporte, cinemática química, cinemática de la llama, transferencia de calor, dinámica de las tuberías de admisión, dinámica de la atomización y vaporización, entre otros. Los modelos dinámicos que cuantifican todas las interacciones y predicen todas las propiedades del sistema deben incluir un gran número de rangos de tiempo y escalas dimensionales, por lo que elaborar un modelo detallado y preciso de un sistema tan complejo con todos sus acoplamientos es una tarea de extremo desafío.

Estas oscilaciones regulares de presión y liberación de calor pueden estar acopladas a resonancias acústicas, hidrodinámicas y estructurales, y pueden llevar a la destrucción de uno o más componentes del sistema.

Un hito histórico en el estudio de esta temática fue el caso del motor cohete F-1, usado en el lanzador Saturno V, y que constituye el motor cohete de combustible líquido mono-tobera de mayor empuje usado en servicio, fue desarrollado por Rocketdyne (EE.UU.) para el programa Apollo.

Durante 7 años de desarrollo, las pruebas del F-1 revelaron serios problemas relacionados con inestabilidad en la combustión, que en algunos casos resultaron en fallas catastróficas. Las oscilaciones de presión causaban erosión y daños por temperatura en la cara del inyector, lo cual era indicativo de la presencia de grandes movimientos radiales y tangenciales. Para estudiar el problema, los ingenieros desarrollaron una técnica que consistía en detonar pequeñas cargas explosivas dentro de la cámara de

combustión mientras el motor se encontraba en funcionamiento, lo cuál les permitió determinar con exactitud la respuesta de la cámara a las variaciones de presión. Luego, los diseñadores pudieron experimentar rápidamente con distintos diseños de inyector de combustible hasta obtener uno con una resistencia óptima a la inestabilidad. Este proyecto duró cuatro años (1962-1965), en los que se realizaron más de 2000 pruebas a escala completa, lo que constituye, probablemente, el programa más costoso y focalizado que se haya orientado a la solución de problemas de inestabilidad en la combustión [1].

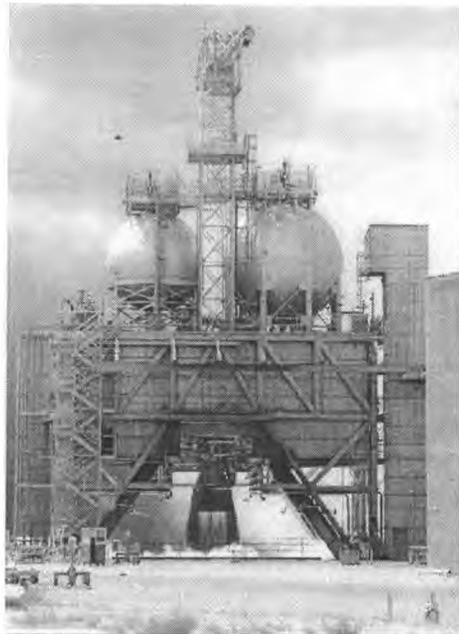


Figura 1. Prueba de encendido en banco de un Motor F-1 en la base Edwards – USAF (1960)

A este le siguieron los casos de los misiles MINUTEMAN, MAVERICK, SIDEWINDER, los motores de descenso del MARS PATHFINDER, los motores con post-combustión RD-33 que equipan al MIG- 29, y los últimos desarrollos en turbinas de gas para generación de energía, entre tantos otros [2,3].

Los motores de las aeronaves del futuro deberán tener una alta eficiencia con emisiones sumamente bajas y a bajo costo, manteniendo la confiabilidad y operatividad de los motores del presente. Las demandas de mayor rendimiento y menores emisiones han resultado en diseños avanzados de inyectores, quemadores y cámaras de combustión, cuya dependencia de una mezcla efectiva de airecombustible en operación con mezcla pobre es crítica. Sin embargo, los sistemas diseñados para este fin son particularmente proclives a inestabilidades en la combustión.

Esta problemática se presenta actualmente en las turbinas de gas para generación de energía, por lo que una adecuada comprensión y estudio de sus causas, efectos, y soluciones no solo permite introducirse en la temática sino también allanar el camino para un estudio exitoso en aplicaciones aeronáuticas puras.

CAUSAS Y EFECTOS

En general, la inestabilidad resulta del acoplamiento entre los procesos de combustión y dinámica de los gases, con una energía oscilatoria suministrada para mantener las oscilaciones por encima de un valor crítico, relacionado con la disipación por efectos viscosos, transferencia de calor y radiación acústica. Debido a que la reacción química es la principal fuente de energía que comanda el campo de presiones, la relación de la respuesta con la tasa de liberación de calor es de esencial importancia. Las fluctuaciones acústicas inducen fluctuaciones de densidad y presión, modificando el gasto másico y la relación de mezcla, lo que se traduce en fluctuaciones en la liberación de calor. Los efectos de “vortex shedding”

también juegan un papel importante en estos fenómenos [4].

Trabajos recientes en oscilaciones termo-acústicas han mostrado que los mecanismos de acoplamiento dependen de las escalas de tiempo característicos, que incluyen los del campo acústico, turbulencia, y reacción química. Como ejemplo, si la escala de tiempo asociada al campo acústico es mucho mayor que la de las fluctuaciones de turbulencia, ambos campos se encuentran desacoplados. Recientemente se han desarrollado, y continúan desarrollándose, modelos teóricos y numéricos, pero en general, el criterio de Rayleigh, propuesto en 1878, se ha vuelto el estándar para el análisis de llamas no estacionarias. Este criterio expresa que “Si el calor es periódicamente suministrado a, o extraído de, una masa de aire vibrando en un cilindro cerrado por un pistón, el efecto producido dependerá de la fase en la cual toma lugar la transferencia de calor. Si se entrega calor al aire en el momento de mayor condensación, o si se extrae en el momento de mayor rarefacción, la vibración es estimulada. Por otro lado, si se entrega calor en el momento de mayor rarefacción, o se extrae en el momento de mayor condensación, la vibración es desanimada” [5]. La representación matemática del criterio de Rayleigh fue propuesta como:

$$\int P'(t)Q'(t)dt > 0 \tag{1}$$

Donde P' representa la fluctuación instantánea de presión y Q' representa la variación instantánea en la liberación de calor. Esto puede ser explicado físicamente pensando en la expansión térmica que surge de una capa de gas calentado instantáneamente que fuerza al cuerpo que lo contiene. Si un pulso de presión llega o está presente en ese momento en la interfase de la capa mientras el gas se está expandiendo, el pulso de presión se ve reflejado con una mayor amplitud. Más aún, también resulta fácil ver que el criterio real de amplificación de la perturbación es que el trabajo mecánico neto por ciclo hecho por el gas, debe ser al menos superior a las pérdidas acústicas por disipación viscosa.

Además, aunque la correspondencia exacta de fase no es requerida entre la presión y el calor, la distribución temporal de liberación de energía es un gran factor de excitación. Esta liberación de calor no estacionaria en el sistema, acoplada con las ondas acústicas, es a menudo propagada fluidodinámicamente a través del campo de flujo. Por este motivo, la liberación de calor no es solo función del tiempo, sino también del espacio, lo cual conlleva un análisis más dificultoso debido a la dependencia espacial de la estructura turbulenta del campo de velocidades. Para tomar en cuenta este comportamiento, B.T. Zinn (1992) reformuló el criterio de Rayleigh de la siguiente manera:

$$\iiint_V P'(x,t)Q'(x,t)(x,t)dt dv \geq \iiint_V \sum Li(x,t)dt dv \tag{2}$$

Donde la integral es explícitamente extendida para incluir el volumen de la cámara y donde Li representa el i-ésimo proceso de amortiguamiento (disipación viscosa, liberación de calor, radiación acústica) Entre otros, F.E. Culick realizó un análisis completo del criterio incluyendo oscilaciones termo acústicas lineales y no lineales para cámaras de cualquier forma geométrica.

Numerosos autores [4,6] han realizado estudios simplificados considerando expresiones del tipo $p = p' \cos \omega \tau$ y $Q = Q' \cos(\omega \tau + q)$ o similares, demostrando que las oscilaciones de un sistema aumentarán, disminuirán, o permanecerán constantes en amplitud y frecuencia dependiendo de la fase del ciclo en la que se produce la transferencia de calor.

Tabla 1. Efecto de la transferencia de calor en la oscilación.

Fase relativa Q / P	Efecto en amplitud	Efecto en frecuencia
En fase	Aumenta	Sin efecto
En contra fase	Disminuye	Sin efecto
Cuarto período antes	Sin efecto	Aumenta
Cuarto período después	Sin efecto	Disminuye

Las fluctuaciones en la relación de mezcla causan inestabilidad, más aún cuando el sistema se opera en condiciones de mezcla pobre. Las inhomogeneidades se propagan a la velocidad del flujo. La liberación de calor por unidad de área se puede expresar como

$$\frac{Q}{A} = \rho_c \phi S \Delta h \quad (3)$$

siendo $\phi = \dot{m}_f / \dot{m}_a$ la relación de mezcla, S la velocidad de la llama, y Δh el calor de la reacción. [4] Para que ocurra la auto-excitación de oscilaciones de presión, no es suficiente con que se cumpla el criterio de Rayleigh, también debe haber un mecanismo de retroalimentación entre las oscilaciones de presión y la tasa de liberación de calor, es decir, las oscilaciones de presión causadas por fluctuaciones en la tasa de liberación de calor deben interactuar con otros efectos involucrados en el proceso de combustión, que en su manifestación, directa o indirectamente, causan más oscilaciones en la tasa de liberación de calor. Este puede ser, por ejemplo, debido a ondas sonoras dentro de la cámara de combustión que se propagan en contra de la dirección del flujo. Cuando estas ondas interactúan con el flujo en zonas de inyección aire, combustible, o con elementos estabilizadores de llama, pueden ocurrir fluctuaciones de gasto másico, relación de mezcla, o desprendimientos periódicos de vórtices.

Luego estas perturbaciones viajan, a velocidades convectivas, hacia la zona de combustión donde causan nuevas fluctuaciones en la tasa de liberación de calor.

En el campo de las turbinas de gas para generación de energía, el incremento en la rigidez de las normativas relacionadas a emisiones de contaminantes, principalmente óxidos de Nitrógeno (NOx), ha significado el rediseño de quemadores y otros componentes para cumplir con dichas reglamentaciones.

La producción de los NOx térmicos se incrementa exponencialmente con la temperatura de la llama y el método para controlarlos es principalmente controlando la temperatura pico de la misma. Esta fuente de NOx es dominante para temperaturas por encima de los 1400°K, obteniendo su máximo para temperaturas por encima de los 1900°K. [7]

Las turbinas de gas modernas, algunas de ellas con cámara de combustión anular, operan en regímenes de premezcla pobre (Lean Premix) para satisfacer las normativas relacionadas con contaminación y emisiones de NOx. Inicialmente se implementó la inyección de agua para disminuir la temperatura de pico en la combustión y posteriormente se desarrolló lo que hoy en día se conoce como quemadores DLN (Dry Low NOx Burner), que en determinadas etapas de su evolución mostraron ser muy proclives a generar inestabilidad en la combustión [8,9]. Todos los grandes fabricantes de turbinas para generación de energía han sufrido en mayor o menor medida el problema del "Humming", y han desarrollado técnicas propias para hacer frente a este inconveniente.

Cuando se produce un fenómeno de "Humming" en una turbina de gas, las consecuencias suelen ser costosas. En el mejor de los casos supone el "trip", o salida de servicio de la turbina, que resulta en pérdidas por el cese del servicio e inestabilidad en la red eléctrica. Dependiendo de la intensidad del fenómeno y la velocidad de respuesta del sistema de control de la máquina, se pueden presentar casos de retroceso de llama y fusión de parte del quemador, daños al revestimiento cerámico de la cámara de combustión, y daños a etapas de turbina por impacto de partes desprendidas en estos eventos. Estos casos implican altos costos de mantenimiento, además del lucro cesante.



Figura 2. Daños ocasionados por combustión inestable

SOLUCIONES INDUSTRIALES ACTUALES

En la mayoría de los casos, la estabilización de la llama se realiza mediante inyectores de turbulencia. Una zona clave por la influencia en la inestabilidad es la sección de salida del quemador, donde el torbellino es muy intenso y debe proporcionar estabilización de la llama. En estas regiones, los modos naturales inestables de los flujos turbulentos pueden interactuar con fenómenos de estabilización, derivando en oscilaciones indeseadas.

Dentro de los sistemas de control pasivo para atacar este problema se encuentra el uso de pequeñas llamas piloto que operan en régimen de difusión (mezcla cuasi-estequiométrica). Esto trae aparejado un incremento en los niveles de NO_x, por lo que se debe buscar un compromiso entre estabilidad de llama y niveles de emisiones. Actualmente se emplean técnicas de “Large Eddy Simulation” junto con pruebas en banco para determinar la cantidad adecuada de gas para utilizar en la llama piloto, como referencia podemos mencionar que el uso de piloto con un 6% del gas total inyectado al quemador resulta en una combustión estable y robusta, como contraparte, el uso de piloto con un 2% del gas total inyectado al quemador garantiza emisiones sumamente bajas, pero la combustión se torna muy proclive a la inestabilidad [10]. Otro método muy similar es el de romper la simetría azimutal mediante variaciones de parámetros operativos en quemadores adyacentes, variando ligeramente las proporciones de aire suministrado a las respectivas llamas piloto. No es una práctica muy común, y en general limitada a turbinas de segunda clase ya que esta asimetría resultante también deriva en un incremento de emisiones de NO_x.

Una solución de extrema simplicidad y efectividad la constituye el uso de una extensión cilíndrica del quemador, denominada CBO (Cylindrical Burner Outlet) desarrollada por SIEMENS para sus turbinas series VX4.3A, con cámara de combustión anular. Estas turbinas cuentan con 24 quemadores, con disposición axi-simétrica, y los ensayos en banco demostraron que la mayor efectividad de este dispositivo se obtiene empleándolo en los quemadores 1 a 20, manteniendo los quemadores 20 a 24 sin alteración. Este cambio en la geometría modifica el campo de flujo (Figura 3) de manera que introduce un cambio en la relación de fase entre la liberación de calor y las fluctuaciones de presión.

En este caso, la longitud del cilindro fue elegida para producir un retraso desde el punto de inyección hasta el frente de llama de aproximadamente un cuarto de período acústico.

En el paper ASME GT-2002-30106 [11], el equipo encargado de desarrollar esta solución brinda un buen resumen de la teoría e implementación del CBO.

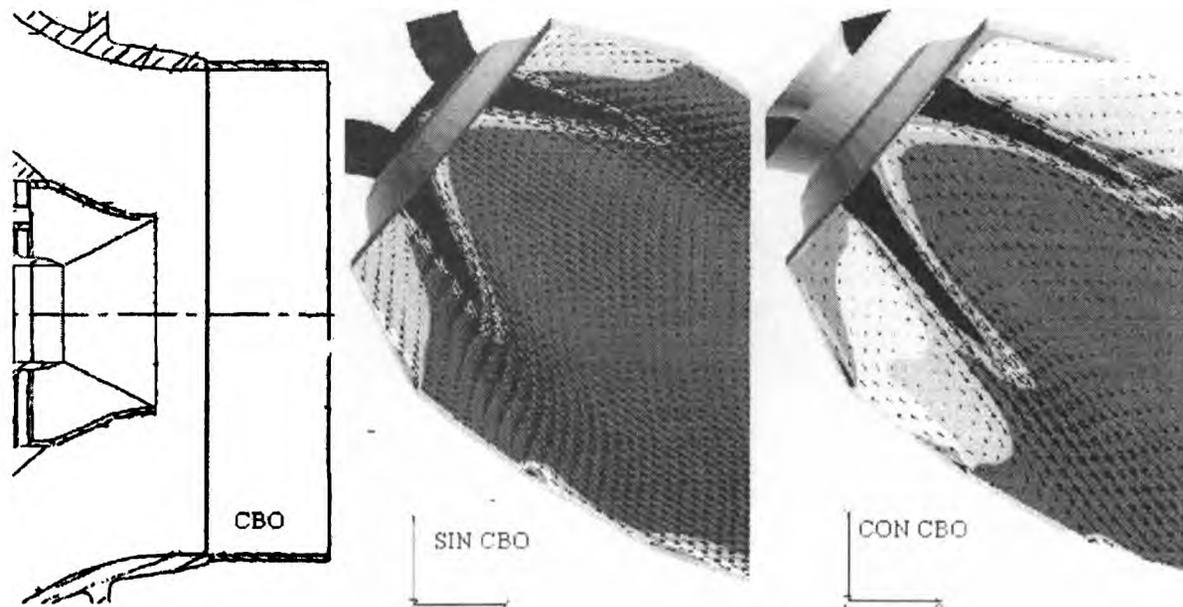


Figura 3. Distribución de temperatura para un quemador antes y después de la implementación del CBO

Otra medida de control pasivo es la instalación de resonadores Helmholtz, orientados hacia la cámara de combustión, para obtener un efecto de amortiguamiento de las frecuencias acústicas más peligrosas. Estos dispositivos son especialmente efectivos en frecuencias muy altas (>1000Hz) ya que implica resonadores de pequeño tamaño. De todas maneras existen técnicas de implementación para obtener atenuaciones de frecuencias más bajas con estos elementos, donde los mismos se disponen en la zona interna de los insertos que alojan a los quemadores, formando una cámara anular en cada inserto, con orificios que conectan al resonador con la cámara de combustión. [12]

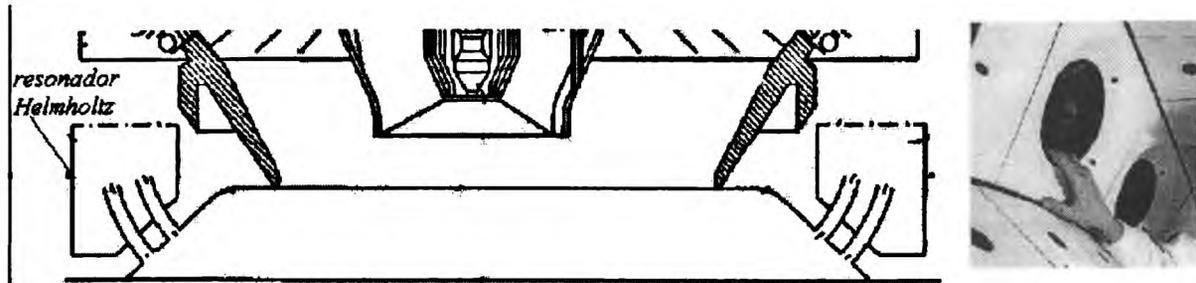


Figura 4. Inserto y esquema de implementación de un resonador Helmholtz

Finalmente, los sistemas control activo continúan como firmes candidatos a eliminar estos problemas en las máquinas inestables. La idea básica detrás de un sistema de este tipo, es la de tener un inyector de combustible secundario modulando un flujo de combustible fuera de fase respecto a las oscilaciones. Este abordaje fue inicialmente validado en forma extensiva en pruebas de laboratorio, y si bien es más complejo, costoso y difícil de ajustar, a priori, los avances logrados en los últimos años en el diseño de controladores de lazo cerrado han hecho más efectivo el uso de sistemas de modulación multi-frecuencia para esta aplicación.

El ejemplo que mejor demuestra la factibilidad del uso de la tecnología de control activo en turbinas de gas industriales es el de la unidad SIEMENS V94.3A (260MW) [13, 14]. La combinación juiciosa del control activo con medidas pasivas permitió una reducción en las oscilaciones de presión del orden de 15 a 20 dB en un amplio rango de condiciones de carga. Inicialmente implementado en 1997, fue posteriormente mejorado como se detalla en la referencia mencionada. Este diseño fue implementado en al menos 13 unidades comerciales, con resultados sumamente satisfactorios. Aunque los detalles del sistema de control se encuentran amparados bajo leyes de secreto industrial y propiedad intelectual, el informe explica la idea como basada en la inducción de un cambio de fase; tomando la señal de presión desde un transductor piezoeléctrico, se le agrega un tiempo de retardo ajustado adecuadamente, de manera de modular el flujo de gas piloto en determinados quemadores diametralmente opuestos con válvulas dispuestas a tal fin.

Hasta el momento, esta tecnología permite contrarrestar oscilaciones del orden de algunos cientos de Hertz. De probada confiabilidad, estos dispositivos son actualmente una buena alternativa para “ganar” tiempo en el desarrollo de una solución más simple y económica para cada máquina en particular. El desarrollo del CBO fue logrado a partir de la implementación inicial de un sistema de control activo.

CONCLUSIONES

Más de 40 años después de iniciado el programa de desarrollo para la solución de los inconvenientes en el motor F-1, la problemática de la inestabilidad de la combustión en turbinas está lejos de ser completamente entendida y solucionada. En este trabajo se ha introducido y explicado un modelo que, aunque han pasado más de 120 años de su planteo inicial, se encuentra en plena vigencia y es base de todas las técnicas modernas para investigación de inestabilidad.

Tomando como caso de estudio una turbina de gas para generación de energía, se vieron los efectos ocasionados por el “humming”, teniendo en cuenta las causas del problema, se analizaron las soluciones industriales actualmente disponibles, comenzando por aquellas de control pasivo y terminando por comentar un abordaje práctico de control activo de lazo cerrado.

En este documento se ha decidido favorecer un enfoque didáctico e introductorio a la temática ya que de la mano de los avances en las técnicas de simulación computacional e instrumentación y control, los modelos numéricos y los sistemas de control se encuentran en permanente evolución.

AGRADECIMIENTOS

El autor desea agradecer la colaboración del Dr. Ing. Bernd Prade, investigador especialista del departamento de I&D de SIEMENS Power Generation, Mulheim an der Ruhr, Alemania. Sus notas y comentarios han sido de un valor determinante para la elaboración de este documento.

REFERENCIAS

1. L. Renea Ellison and Marlow Moser: Combustion instability analysis and effects of drop size on acoustic driving rocket flow; University of Alabama in Huntsville, Propulsion Research Center, Huntsville, Alabama. (paper)
2. Fred S. Blomshield: Historical perspective of combustion instability in Motors: Case Studies; AIAA 2001-3875. (paper)
3. F.E.C. Culick: Unsteady Motions in Combustion Chambers for Propulsion Systems; RTO-AGAVT-039, NATO Research and Technology Organisation, 2006.
4. R.I. Sujith: Acoustic Instabilities in Aerospace Propulsion; Class Notes, Department of Aerospace Engineering, Indian Institute of Technology Madras, 2003. (notas de clase)
5. John Wm. Strutt, Baron Rayleigh: The Theory of Sound, 2nd ed. (London: Macmillan, 1896) (reprinted by Dover Publications (N.Y., N.Y.) in 1945), vol. 2, p. 226. (libro)
6. T.C. Lieuwen: Investigation of Combustion Instability Mechanisms in Premixed Gas Turbines; Georgia Institute of Technology, August 1999. (tesis)
7. C. Schwerdt: Modelling NO_x-Formation in Combustion Processes; 2006, Department of Automatic Control, Lund University. (tesis)
8. T.C. Lieuwen: AE6410 – Combustion Dynamics Course, Historical Overview, Georgia Institute of Technology, 2006. (notas de clase)
9. W. Polifke, A. Fischer, T. Santelmayer: J. Eng. For Gas Turb. and Power 125, pp 20-27 10. A. Sengissen, A. Giauque, G. Staffelbach, M. Porta, W. Krebs, P. Kaufmann, T. Poinso: Large Eddy Simulation of piloting effects on turbulent swirling flames, Dec 2, 2005 (paper)
11. H. Hermsmeyer, B. Prade, U. Gruschka, U. Schmitz, S. Hoffman, W. Krebs: V64.3A Gas Turbine Natural Gas Burner Development, GT2002-30106, ASME Turbo Expo 2002. (paper)
12. P. Flohr, W. Krebs, B. Prade: US Patent No.: 7.246.493 B2, Jul.24, 2007. (patente)
13. J. Hermann, S. Hoffmann: Implementation of Active Control in a Full-Scale Gas Turbine Combustor. Capítulo del libro: “Combustion Instabilities in Gas Turbine Engines: Operational Experience, Fundamental Mechanisms, and Modelling” AIAA, 2006. (libro)
14. J. Hermann, A. Orthmann, S. Hoffmann, P. Berenbrink: Active and Passive Control of Combustion Oscillations in a 260 MW Heavy-Duty Gas Turbine. EUROTHEM Seminar 67, ECOS 2000 proceedings, July 2000. (paper)