CÁLCULO NÚMERICO DE LAS FUERZAS INDUCIDAS EN ÁLABES Y CAUSADAS POR LA INTERACCIÓN DIAFRAGMA-ROTOR EN TURBINAS

NUMERICAL COMPUTATION OF FORCES ACTING ON BLADES AND CAUSED BY THE ROTOR-DIAPHRAGM INTERACTION IN TURBINES

Juan Carlos García Castrejón
Janusz Kubiak Sz
Fernando Sierra
José Alfredo Rodríguez Ramírez

Fecha de recepción: 30 de julio del 2007. Fecha de aceptación: 15 de abril del 2008

RESUMEN

En este trabajo se presenta el cálculo numérico de las fuerzas que actúan sobre los álabes del paso Curtis de una turbina de vapor de 300 MW y que son inducidas por las fluctuaciones del campo de presión en el claro axial diafragma-rotor.

Estas fluctuaciones son causadas por la interacción de los álabes en movimiento con las estelas de las toberas. Para calcular las fluctuaciones del campo de presión se resuelve la dinámica de flujo usando dinámica de fluidos computacional (CFD por Computational Fluid Dynamics).

En la simulación numérica se utilizó un modelo geométrico en tres dimensiones que consiste de una sección del diafragma y de una sección del rotor, ambas limitadas por fronteras periódicas en los costados. Para simular el movimiento del rotor se usó la técnica de malla deslizante.

Además de las fuerzas que actúan sobre los álabes, se presentan las fluctuaciones del campo de presión en el claro axial diafragma rotor. Las fuerzas calculadas se analizaron usando la transformada rápida de Fourier (FFT), para obtener su frecuencia y los coeficientes de la serie de Fourier.

PALABRAS CLAVE:PALABRAS CLAVES: TURBOMAQUINARIA, CFD, ÁLABES.

ABSTRACT

In this paper are presented the numerical computations of the forces which act on the blades of the Curtis stage of one 300 MW-steam- turbine. These forces are induced by the pressure field fluctuations in the diaphragm-rotor clearance. Such fluctuations are caused by the interaction of the blades when are moving with the nozzle wakes. To computing the pressure-field fluctuations, the fluid dynamics are solved using the computational fluid dynamics (CFD). During the numerical computation was used a 3D geometry which consist of one section of the diaphragm and another of the rotor, both

Universidad Autónoma del Estado de Morelos.
Av. Universidad Nº 1001, Col. Chamilpa, Cuernavaca, Morelos, México. C.P. 62209.
autor para correspondencia castrejon@uaem.mx

limited by means of periodic boundaries at their sides. To treat the rotor movement the sliding mesh technique was used.

In addition to the forces acting on the blades, the pressure field fluctuations at the diaphragm-rotor clearance are presented. The computed forces were analyzed using the Fast Fourier Transform (FFT) for obtaining the frequency and the coefficients for this Fourier series.

KEY WORDS
TURBOMACHINERY, CFD, BLADES

NOMENCLATURA

ρ	*Densidad.*
Ω	*Velocidad angular.*
μ	*Viscosidad.*
ur	*Velocidad relativa.*
u	*Velocidad absoluta.*
r	*Vector de posición.*
x	*Coordenada espacial.*
t	*Tiempo.*
F	*Fuerza.*
fi	*Frecuencia Hz.*
ai, bi	*Constantes en la serie de Fourier*
$N/m.$	

INTRODUCCIÓN

Durante la operación de una turbina de vapor ocurre una interacción entre el vapor y las estructuras internas de la turbina, como son las toberas y los álabes (Bently. 2002). Una turbina de vapor está formada por varias etapas, cada una de las cuales esta constituida por un disco fijo llamado diafragma (que contiene a los álabes) y por un disco móvil o rotor (que contiene a los álabes).

El vapor en cada etapa entra por el diafragma y las toberas provocan que el vapor incida con el ángulo de ataque adecuado sobre los álabes, causando el movimiento del rotor. Entre el borde de salida de las toberas y el borde de entrada de los álabes se encuentra un claro axial donde el campo de flujo no es uniforme (véase la Figura 1), provocando fluctuaciones en la presión y originando fuerzas dinámicas sobre los álabes.

La heterogeneidad del campo de flujo puede ser causada por: estelas de los bordes de salida de las toberas (Rangwalla, 1993; Chaluvadi, 2004], flujo de entrada no uniforme, variaciones en las gargantas de salida de las toberas (obstrucciones o desgaste de toberas) y flujos secundarios causados por fugas por sellos.

Las fuerzas dinámicas originadas por fluctuaciones de presión en el claro axial diafragma-rotor desarrollan vibraciones inducidas forzadas que bajo ciertas condiciones pueden impedir que la turbina opere con carga de 100% debido al incremento en la amplitud de las vibraciones o pueden fatigar a los álabes, causando paros en la operación de las turbinas de vapor.

Debido a que la fatiga por ciclos de alta frecuencia es una de las causas más re-

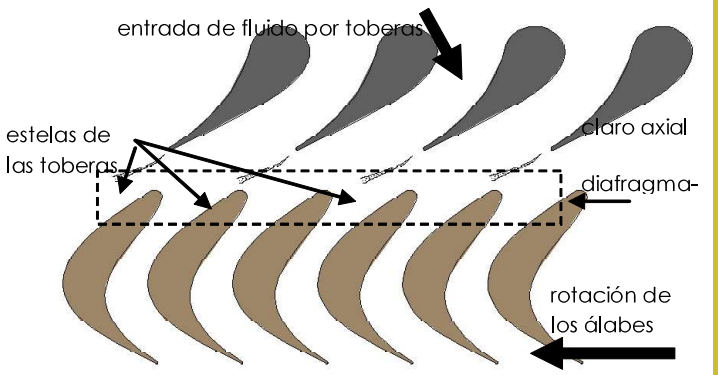

Figura 1. En cada etapa de una turbina, el campo de flujo, en el claro axial diafragma-rotor, es heterogéneo. La interacción de las estelas de las toberas con los álabes, es la causa más común de heterogeneidad, que provoca fuerzas inducidas en los álabes.

petitivas de falla en álabes, es importante estudiar aquellos fenómenos que causen fluctuaciones de alta frecuencia en la presión como las causadas por las estelas de las toberas.
Hasta hace algunos años, en el diseño de nuevas turbinas sólo se usaban reglas empíricas o cálculos simplificados

para el cálculo de las fuerzas dinámicas causadas por las estelas de las toberas. En años recientes, el estudio de este fenómeno con experimentación y con dinámica de fluidos computacional ha contribuido a la aportación de conocimientos en este campo.

La dinámica de fluidos computacional calcula el campo de flujo en un sistema determinado, resolviendo con métodos numéricos las ecuaciones que gobiernan la dinámica de fluidos.

El objetivo del presente trabajo es el cálculo numérico de las fuerzas dinámicas que inciden sobre los álabes de la etapa Curtis de una turbina de vapor de 300 MW, mediante la dinámica de fluidos computacional (CFD).

Las fuerzas dinámicas sobre los álabes se calculan a partir de las fluctuaciones de presión en el claro axial diafragma-rotor, causadas por la interacción de las estelas de las toberas con el movimiento de los álabes.

Las fuerzas calculadas se expresan matemáticamente en forma de funciones armónicas que pueden ser usadas para cálculos de vida útil de los álabes o de propagación de grietas en los mismos.

En la simulación numérica se utilizó un modelo geométrico en tres dimensiones, de la etapa Curtis, que consiste de una sección del diafragma y de una sección del rotor, ambas limitadas por fronteras periódicas en los costados. Para simular el movimiento del rotor se usó la técnica de malla deslizante.

MATERIALES Y METODOS.

El modelo geométrico en estudio corresponde a la primera etapa del paso Curtis de una turbina de vapor de 300 MW. Esta etapa tiene un diámetro promedio de 0.94 m. El diafragma tiene 56 toberas con una altura promedio de 0.0228 m. El rotor tiene 84 álabes de una altura promedio de 0.027 m.

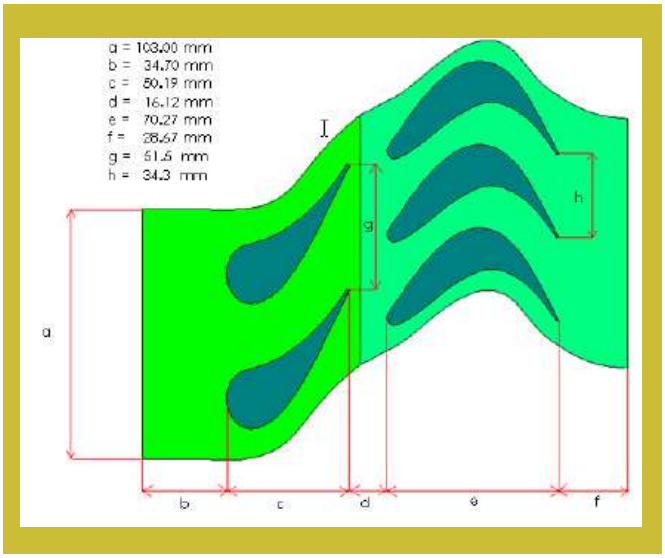

Figura 2. Dimensiones espaciales de corte radial de la primera etapa del paso Curtis.

Para las simulaciones con CFD se utilizó una geometría en 3D cuyas dimensiones se muestran en las Figuras 2 y 3. La geometría está formada por un segmento que incluye 2 toberas y un segmento con 3 álabes (Véase la Figura 4). Cada segmento tiene la misma longitud circunferencial.

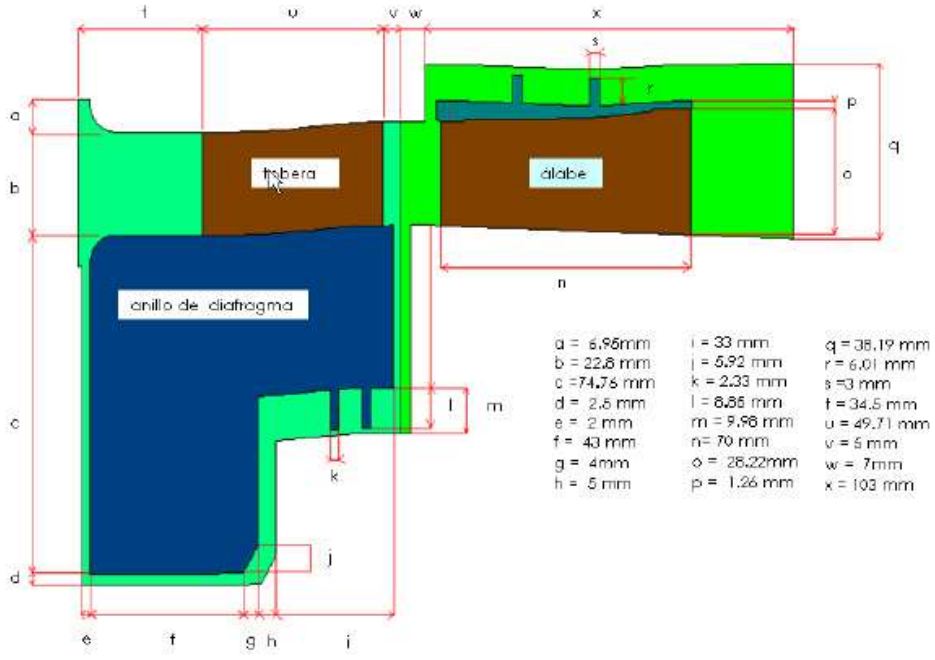

Figura 3. Dimensiones de la etapa Curtis (Corte longitudinal)

En los cálculos numéricos con CFD la presión de operación fue de 1.013x105 Pa. Se usaron fronteras definidas como presión a la entrada y a la salida de la etapa, mientras que las fronteras laterales del segmento de la etapa se definieron como fronteras periódicas. Se utilizó una presión de 1.559x107 Pa a la entrada de la etapa mientras que en la salida de la etapa la presión fue 1.104x107 Pa. En el claro axial diafragma-rotor se utilizó una frontera declarada como interfase. Las simulaciones se realizaron con un modelo discretizado con celdas no estructuradas de tipo tetrahedral, como se muestra en la Figura 5. Este modelo se discretizó con 2 839 304 celdas y en la pared de álabes y toberas se usó una función de crecimiento del mallado.

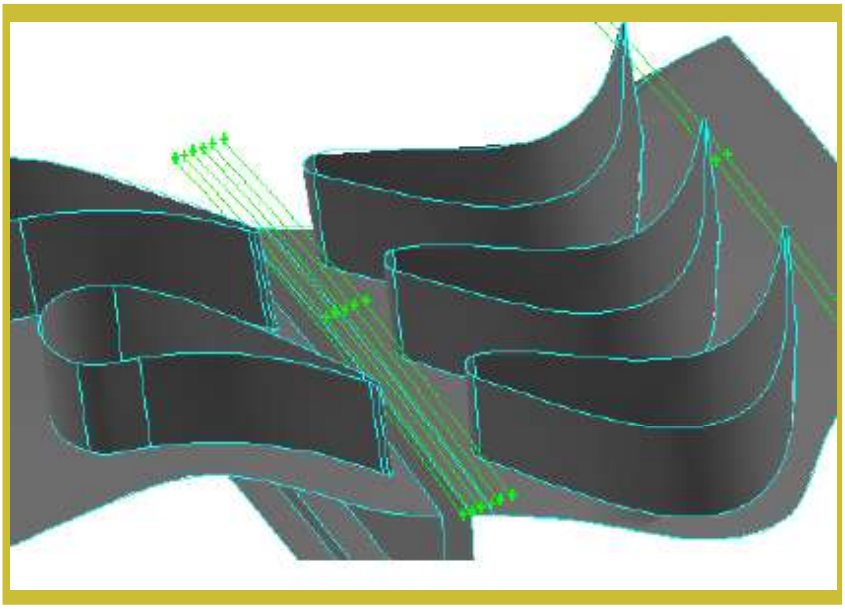

Figura 4. Detall de la geometría en 3D, que muestra el segmento de la etapa Curtis de la turbina bajo estudio. Este segmento fue realizado con las dimensiones mostradas en las Figuras 2 y 3. En esta figura se muestran los perfiles a-h donde se toman datos de presión para su análisis.

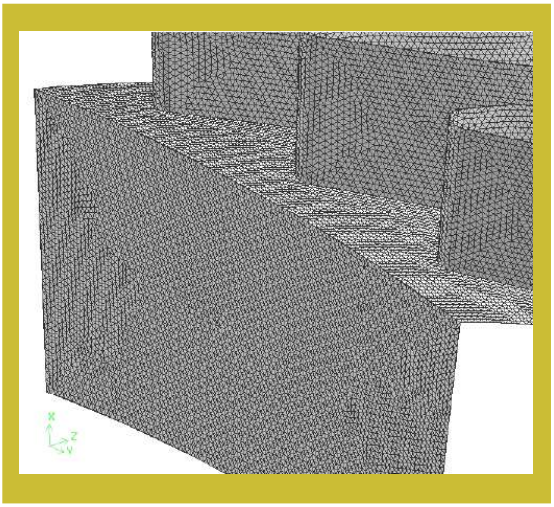

Figura 5. Discretización de algunas paredes de álabes del modelo en 3D del paso Curtis.

La simulación numérica de la dinámica de flujo de vapor en la etapa Curtis se realizó aplicando la técnica de volumen finito mediante el código comercial de CFD llamado Fluent. El dominio de celdas de cálculo está definido por dos zonas: a) la zona del diafragma que es estacionaria y b) la zona del rotor que se está moviendo con una velocidad conocida.

La dinámica del flujo de vapor está descrita por las ecuaciones de Navier-Stokes, las cuales para resolverse en zonas en rotación tales como los rotores, se hace

necesario incluir un término adicional que tome en cuenta la aceleración del fluido en las zonas en movimiento (Fluent user's guide, version, 2003).
La velocidad absoluta y relativa en la zona en movimiento se puede calcular con:

$$u_r = u - (\Omega \times r) \quad (1)$$

Donde ur es la velocidad relativa, u es la velocidad absoluta y Ω es la velocidad angular. La ecuación de continuidad puede utilizarse con velocidades absolutas o relativas y para este caso está dado por:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \quad (2)$$

En la zona estacionaria la ecuación de momento se escribe como:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = \rho g_i - \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j}\left(\mu \frac{\partial u_i}{\partial x_j}\right) + \frac{1}{3}\frac{\partial}{\partial x_i}\left(\mu \frac{\partial u_j}{\partial x_j}\right) \quad (3)$$

Mientras que en las zonas en movimiento la ecuación de momento debe incluir la velocidad relativa y la velocidad angular :

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_r u_j) + \rho (\Omega \times u_i) =$$
$$\rho g_i - \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j}\left(\mu \frac{\partial u_i}{\partial x_j}\right) + \frac{1}{3}\frac{\partial}{\partial x_i}\left(\mu \frac{\partial u_j}{\partial x_j}\right) \quad (4)$$

Para resolver la turbulencia se utilizó el modelo κ-ε que resuelve las ecuaciones promediadas de Reynolds (RANS por Reynolds Averaged Navier-Stokes equations) (Patankar, 1980; Launder, 1972).
Para simular el movimiento del rotor se utilizó la técnica de malla deslizante, la cual permite obtener las variaciones de los campos de flujo en el claro axial diafragma-rotor (Fluent user's guide, version, 2003).

Para facilitar el cálculo de la fuerza sobre los álabes, el estudio se desarrolla en un marco de referencia relativo, donde el rotor se encuentra estático y el diafragma es el que tiene movimiento, provocando variaciones dependientes del tiempo en el campo de flujo del claro axial diafragma-rotor. Realizar la simulación en un marco de referencia relativo, facilita el cálculo de las fuerzas inducidas por las variaciones de presión en los álabes.

El paso temporal usado en las simulaciones dependientes del tiempo fue de 1x10-5 s. La velocidad del rotor fue 376 rad/s.

RESULTADOS Y DISCUSION

La simulación numérica con CFD permitió obtener las fluctuaciones de presión como función del tiempo en el claro axial diafragma-rotor como consecuencia de la interacción de las estelas de las toberas y el borde de entrada de los álabes, cuando éstos se encuentran en movimiento. Para analizar estas fluctuaciones de presión en el claro axial, se muestran contornos de presión en tres diferentes planos radiales: plano I (situado 5 mm antes de alcanzar la mitad de la altura del álabe), plano II (situado a la mitad de la altura del álabe) y plano III (situado 5 mm después de la mitad de la altura del álabe).

También se muestran perfiles de presión estática, presión dinámica y presión total, a la mitad de la altura del álabe como se muestra en la Figura 3. Los perfiles y contornos

de presión son útiles para saber el comportamiento de la presión para un instante dado, para hacer saber cómo se comporta la presión con respecto al tiempo, se usaron puntos fijos enfrente de un álabe que registraron la presión en cada paso temporal.

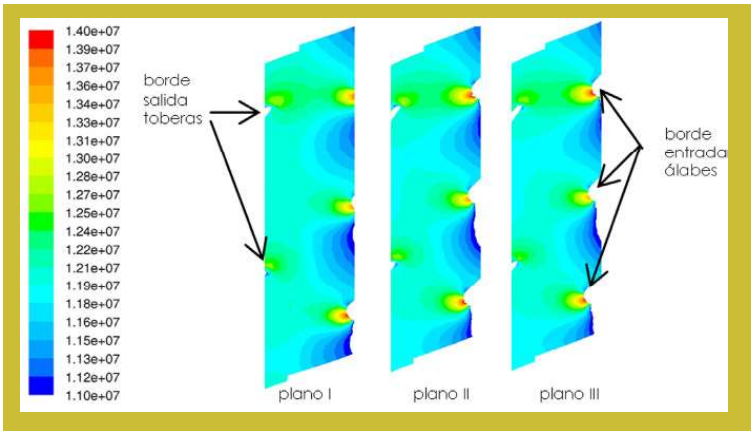

Figura 6. Contornos de presión estática en el claro axial diafragma-rotor en los planos radiales I, II y III, para un tiempo de simulación de 1.20x10-3 s.

En la Figura 6 se muestran los contornos de presión estática para un tiempo de simulación de 1.20x10-3 s para los tres planos. Los contornos de presión estática son similares para las tres diferentes alturas radiales. Los máximos de presión estática se encuentran en los bordes de salida de toberas y bordes de entrada de álabes.

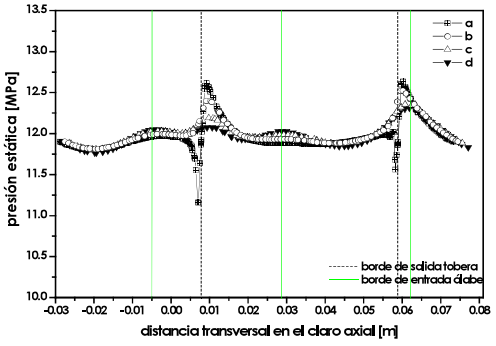

Figura 7. Perfiles a-d de presión estática en el claro axial tobera-rotor del paso Curtis a un tiempo de simulación de 1.20x10-3 s.

La Figura 7 muestra los perfiles a-d de presión estática, cercanos al borde se salida de toberas (tiempo de simulación 1.20x10-3 s).

También se muestran como líneas verticales la posición del borde de salida de las toberas (línea punteada) y la posición del borde de entrada de los álabes (línea verde).

Los perfiles mostrados tienen un comportamiento armónico, tienen 2 crestas y estás coinciden con el número de toberas en el segmento. Los valles coinciden con la posición del paso entre toberas.

A la mitad del borde de salida de las toberas se encuentra el borde de entrada de un álabe y en esa región todos los perfiles b-d empiezan a incrementar su presión estática.

En la Figura 8 se muestran los perfiles e-i (cercanos al borde de entrada de los álabes) de presión estática (tiempo de simulación 1.20x10-3 s). En esta gráfica se observa que en la región entre las toberas, los perfiles incrementan su presión estática, hasta que finalmente se forman tres crestas que coinciden con la posición de los bordes de entrada de los álabes.

En está gráfica los valles coinciden con la región que está entre los bordes de entrada de los álabes.

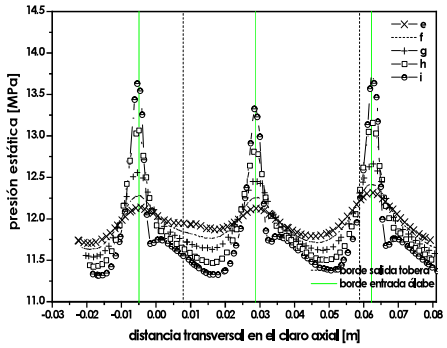

Figura 8. Perfiles e-i de presión estática en el claro axial tobera-rotor del paso Curtis a un tiempo de simulación de 1.20x10-3 s.

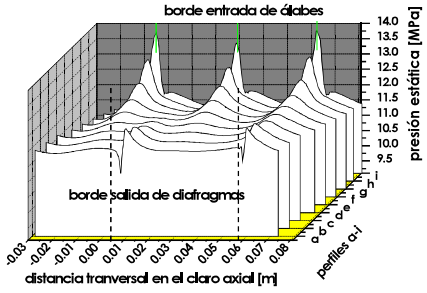

Figura 9. Gráfica en 3D de los perfiles a-i de presión estática en el claro axial tobera-rotor para un tiempo de simulación de 1.20x10-3 s.

En la Figura 9 se muestra un gráfica en 3D de los perfiles de presión estática mostrados en las Figuras 7 y 8.

Está gráfica facilita la visualización del campo de presión estática en el claro axial tobera rotor. El campo de presión es ondulatorio y en la salida de la tobera tiene un número de crestas igual al número de toberas y conforme se acerca a los álabes, cambia el número de crestas y valles hasta que finalmente, las crestas coinciden con el borde de entrada de los álabes.

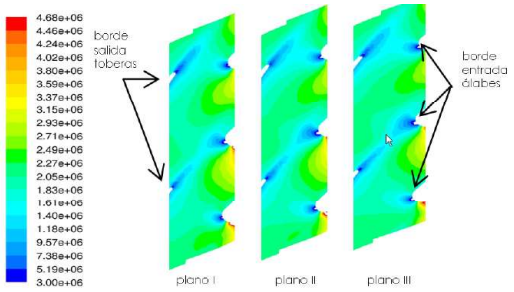

Figura 10. Contornos de presión dinámica en el claro axial diafragma-rotor en los planos radiales I,II y III, para un tiempo de simulación de 1.20x10-3 s.

La Figura 10 muestra los contornos de presión dinámica para los tres planos radiales I, II y III. El comportamiento de la presión dinámica es semejante en los tres planos: las regiones de mínima presión dinámica son las estelas de las toberas y los bordes de entrada de los álabes. La presión dinámica de mayor magnitud se encuentra en los pasajes de álabes y toberas.

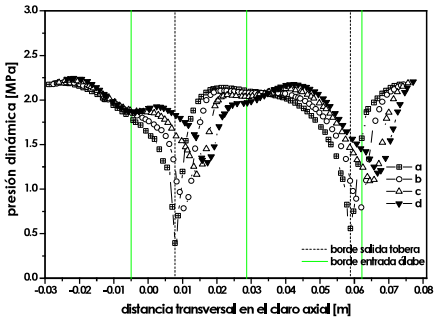

Figura 11. Perfiles a-d de presión estática en el claro axial tobera-rotor del paso Curtis a un tiempo de simulación de 1.20x10-3 s.

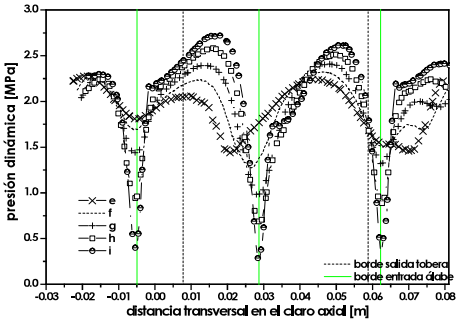

Figura 12. Perfiles e-i de presión estática en el claro axial tobera-rotor del paso Curtis a un tiempo de simulación de 1.20x10-3 s.

El comportamiento de la presión dinámica en el claro axial tobera-rotor se muestra en las Figuras 11-12 (tiempo de simulación 1.20x10-3 s). El comportamiento de la presión dinámica es inverso al de la presión estática. Los valles coinciden con la posición de los bordes de salida de toberas (Figura 11) y con la posición de los bordes de entrada de los álabes (Figura 12).

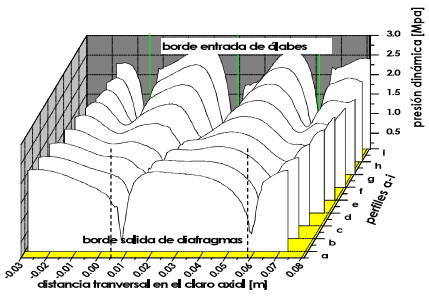

Figura 13. Gráfica en 3D de los perfiles a-i de presión estática en el claro axial tobera-rotor para un tiempo de simulación de 1.20x10-3 s.

En la Figura 13 se muestra una representación en 3D de los perfiles de presión dinámica y facilita observar como ocurre la transición del campo de presión dinámica entre el borde de salida de toberas y el borde de entrada de toberas.

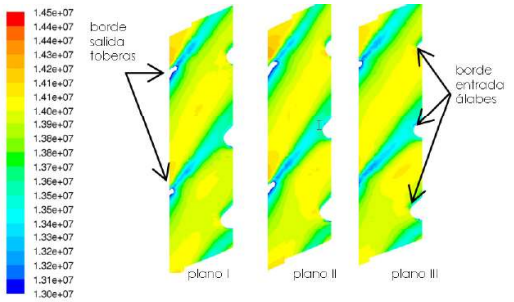

Figura 14. Contornos de presión total en el claro axial diafragma-rotor en los planos radiales I, II y III, para un tiempo de simulación de 1.20x10-3 s

Los contornos de presión total para los tres planos radiales se muestran en la Figura 14. Las regiones de máxima presión total se encuentran después del pasaje de salida de toberas y las de mínima presión estática se encuentran las estelas de las toberas.

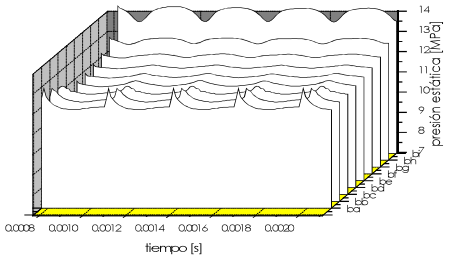

Figura 15. Gráfica en 3D del comportamiento de presión estática como función del tiempo en el claro axial tobera-rotor.

Las gráficas anteriores mostraban el campo de presión de forma estática para un tiempo de simulación dado, en cambio la Figura 15 muestra el campo de presión estática como función del tiempo. Esta gráfica muestra como se observa la variación del campo de presión cuando los álabes están en movimiento, desde un marco de referen-

cia relativa. La posición del borde de salida de las toberas (línea punteada) y la posición del borde de entrada de los álabes (líneas verdes) se muestra en la gráfica. Las crestas y valles están alineados de forma perpendicular a la hilera de álabes o toberas.

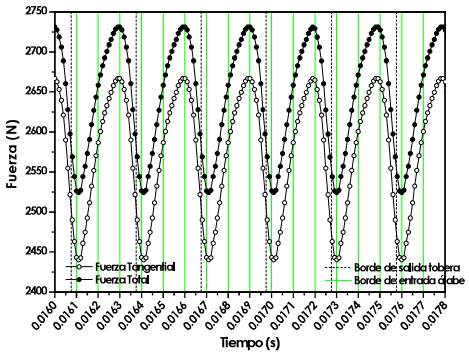

Figura 16. Fuerza total y tangencial sobre los álabes.

La Figura 16 muestra la fuerza total y tangencial que actúan sobre los álabes y se obtuvieron mediante un algoritmo que suma vectorialmente la fuerza producida por la presión estática en cada una de las celdas de la pared de los álabes (lado succión, lado presión, borde de entrada y borde de salida) en cada paso temporal.

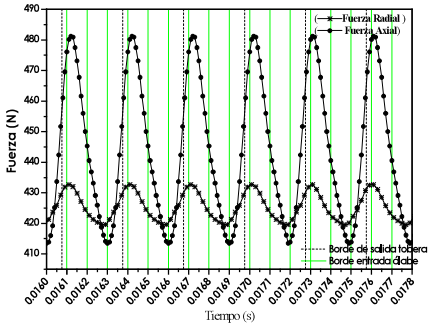

Figura 17. Fuerza radial y axial sobre los álabes.

En la Figura 17 se muestra la fuerza axial y radial que actúan sobre los álabes en el transcurso del tiempo. En las Figuras 16 y 17 se observa que la fuerza total y tangencial alcanzan su máximo al mismo tiempo (cuando el álabe se mueve hacia la estela de la tobera), mientras que la fuerza radial y axial alcanzan su máximo cuando el álabe ha pasado la estela de la tobera.

Las fuerzas mostradas en las Figuras 16 y 17 se analizaron usando un algoritmo de FFT y los resultados se muestran en la Tabla 1. En la Tabla 1 se muestran la frecuencia característica de la fuerza y su amplitud. La frecuencia calculada coincide con la frecuencia de paso de las toberas (56 toberas X 60 Hz=3360 Hz).

Fuerzas calculadas				
	Fuerza total	Fuerza tangencial	Fuerza axial	Fuerza radial
a_0	2643.12	2570.19	444.59	425.41
a_i	70.12	76.88	-22.93	-4.50
b_i	2.90	2.55	3.82	-0.91
f_i	3361.17	3361.17	3361.17	3361.17

Tabla 1. Fuerzas calculadas usando los resultados de la simulación numérica en 3D y expresada como los primeros términos de la serie de Fourier.

La frecuencia y las constantes de la Tabla son los primeros términos de la serie de Fourier como se indica en la siguiente ecuación:

$$F = a_0 + \sum_{i=1}^{n} \left[a_i Sin(2\pi f_i t) + b_i Cos(2\pi f_i t) \right] \quad (5)$$

Con la ecuación 5 y las constantes encontradas (Tabla 1) se puede obtener la fuerza obtenida con DCF y se puede usar en estudios adicionales como fatiga o estimación de vida útil.

CONCLUSIONES

Se investigó la dinámica de flujo en el claro axial tobera-rotor mediante simulaciones numéricas. Las simulaciones dependientes del tiempo muestran que el campo de presión que resulta de la interacción de las estelas de las toberas y del movimiento de los álabes en el claro axial diafragma-rotor es ondulatorio y muestra el mismo número de crestas o valles a través de todo el claro axial. Sin embargo, la imagen instantánea de los perfiles de presión para un tiempo dado muestra que el campo de presión tiene un número de crestas o valles igual al número de toberas y conforme los perfiles se acercan a los álabes, el número de crestas o valles es igual al número de álabes.

Al integrar la presión estática en la pared del álabe se obtuvo la fuerza que es inducida por las fluctuaciones de presión y al analizarse con FFT se obtuvo la amplitud y su frecuencia, la cuales pueden usarse en estudios estructurales de los álabes.

AGRADECIMIENTOS

J. A. Rodríguez y j. C. García agradecen el apoyo económico brindado por el CONACYT durante la realización de este trabajo (respectivamente con número de becario CONACYT : 204317 y 194907)

REFERENCIAS

Bently, D. E. 2002. Fundamentals of rotating machinery diagnostics. Bently pressurized bearing press, Canada..

Chaluvadi, V.S.P., Kalfas, A.I. and Hodson H.P. 2004. Vortex transport and blade interactions in high pressure turbines, ASME, Journal of Turbomachinery, Vol.126.

Fluent user's guide, version, 6.1. 2003. U.S

Launder, B.E., and Spalding, D.B. 1972. Mathematical models of turbulence, Academic Press, London.

Rangwalla, A.A. and Rai, M.M. 1993. A numerical analysis of tonal acoustics in rotor stator interactions, Journal of Fluids and Structures.

Pantakar, S.V. 1980. Numerical heat transfer and fluid flow, McGrawHill, NY.

Suzen, Y.B. and Huang P.G. 2005. Numerical simulation of unsteady wake/blade Interactions in low-pressure turbine flows using an intermittency transport equation, Journal of Turbomachinery. 127, pp. 431-444.

BCRC

Forma correcta de citar este trabajo:
García-Castrejón, J. C.; Kubiak - Sz, J.; Sierra, F y Rodríguez - Ramírez, J. A. 2008. Cálculo numérico de las fuerzas inducidas en álabes y causadas por la interacción diafragma - rotor en turbinas. U. Tecnociencia 2 (1). 32-42