

Reparación por soldadura de rotores de turbinas de vapor y de gas fabricados con aceros al Cr-Mo-V^(*)

Z. Mazur^(*), J. Kubiak^(*) y A. Hernández^(*)

Resumen Se presenta un análisis de daños típicos en rotores de turbinas de vapor y de gas fabricados con aceros de baja aleación al Cr-Mo-V. Partiendo de las causas y modos de presentación de los fallos y el deterioro del material de los rotores durante la operación de la turbina, se lleva a cabo un análisis de la soldabilidad de los aceros al Cr-Mo-V y se presenta una clasificación de los posibles tipos de reparaciones de los rotores de turbinas. Con base en los daños presentados en el rotor de la turbina de gas de 20,65 MW, se presenta el desarrollo de la tecnología de reparación por soldadura llevada a cabo *in situ*. El rotor fue puesto nuevamente en servicio después del proceso de reparación.

Palabras clave: **Rotores de turbinas de vapor y de gas. Causas típicas de fallos. Soldabilidad de los aceros al Cr-Mo-V. Tecnología de reparación por soldadura *in situ*.**

Welding repair of the steam and gas turbines rotors made of Cr-Mo-V steel

Abstract An analysis of typical steam turbine and gas turbine rotor failures is carried out. On the base of the rotors different failure causes and their mode of occurring, an evaluation of the weldability of the Cr-Mo-V steels and the classification of the common turbine rotors repair possibilities is presented. The developing of specific *in-situ* welding repair process of the damaged 20.65 MW gas turbine rotor is described. After repair, the rotor was put back into service.

Keywords: **Steam and gas turbine rotors. Typical failure cases. Weldability of Cr-Mo-V steels. Repairing welding technology *in-situ*.**

1. INTRODUCCIÓN

Los rotores de turbinas de vapor y de gas se encuentran en el grupo de elementos más críticos y más cargados en las Centrales Termoeléctricas. Las turbinas de vapor de alta presión y alta temperatura operan típicamente en rangos de temperaturas que van desde 315 °C hasta 565 °C, donde la fragilidad de revenido puede afectar la vida remanente de los rotores, flechas y discos de turbinas. En las turbinas de gas, la temperatura de la operación (ignición) alcanza comúnmente desde los 900 °C hasta 1200 °C

y en casos especiales a temperaturas mayores, pero debido al sistema de enfriamiento que tienen, la temperatura máxima del cuerpo del rotor se encuentra en el rango de temperaturas mencionado para turbinas de vapor y se presentan en ellos problemas similares a los que ocurren en rotores de turbinas de vapor: la fragilidad de revenido.

Muchas turbinas llevan 25 y hasta 35 años en servicio y debido a esta situación los rotores fabricados con aceros de baja aleación al Cr-Mo-V, presentan un aumento de problemas potenciales tales como los anteriormente mencionados: fragilidad de revenido, fatiga, fatiga térmica, termofluencia, fractura frágil, erosión, corrosión y corrosión por esfuerzos. También se registran fallos en rotores y riesgo potencial de fallo debido a problemas de diseño, fabricación, operación o causas ajenas. Si se presenta un fallo catastrófico en un rotor, las consecuencias se traducen, comúnmente, en paros

^(*) Trabajo recibido el día 5 de Octubre de 1998 y aceptado en su forma final el día 22 de Abril de 1999.

^(*) Instituto de Investigaciones Eléctricas
Av. Reforma 113, Col. Palmira
62490 Temixco, Morelos
México

forzados prolongados de la turbina y severas penalizaciones económicas para el usuario afectado. En los últimos años, los usuarios, fabricantes de turbinas, talleres de reparación e institutos de investigación enfocaron sus actividades al desarrollo de métodos y procedimientos para reparar con éxito rotores de turbinas. Estos métodos se están aplicando, ya sea para reparar los rotores que presentan fallos durante la operación como para prolongar la vida útil de la turbina. Los avances en las técnicas de soldadura permitieron a varios usuarios reparar rotores de turbinas de vapor y de gas severamente dañados.

La reparación por soldadura en comparación con el costo de un rotor de repuesto, tiene una relación coste-beneficio que frecuentemente excede el valor en 6 a 1. La alternativa de reparación también ofrece ahorros sustanciales por la reducción del tiempo de paro de la turbina sin generación de energía eléctrica, que puede aumentar la relación coste-beneficio hasta por encima de 20 a 1 (1). El aspecto económico favorable se ve algo atenuado por un cierto elemento de riesgo asociado con la reparación por soldadura. Una reparación mal diseñada o con deficiente ejecución puede conducir a un fallo catastrófico con un impacto económico mayor que de no haber hecho reparación alguna. Por eso, cada reparación debe ser evaluada y deben tomarse en cuenta todos los elementos particulares, porque cada reparación es un proceso único que no se puede generalizar o estandarizar. La filosofía de cada reparación debe ser subordinada a la meta final: que el rotor, después de la reparación, presente características similares a las de un componente en estado nuevo.

2. DAÑOS COMUNES EN ROTORES DE TURBINAS DE VAPOR Y GAS

Analizando las causas de los fallos en los rotores de turbinas de vapor y de gas, se pueden distinguir tres grupos principales:

- Causas relacionadas con el componente, como diseño, instalación, fabricación o defectos del material.
- Causas relacionadas con la operación, como fallos del sistema de control de la turbina, fragilidad de revenido, fractura frágil, fatiga, fatiga térmica, corrosión, corrosión por esfuerzos, erosión o termofluencia.
- Causas ajenas.

De estos grupos, las causas principales de fallos de rotores de turbinas de vapor y de gas están relacionadas con el producto. Las causas más comunes de fallos catastróficos son cuatro (2):

- Daños por objetos extraños
- Desalineamiento de los rotores
- Desequilibrio del rotor
- Fallo en el sistema de control

A continuación se discutirán algunas categorías de los fallos más comunes en rotores (3).

2.1. Fractura frágil

Este tipo de fallo está relacionado con el material del rotor, muy sensible a la acción de la muesca y susceptible a la fractura frágil. La contribución principal para la sensibilidad a la muesca a la fractura es el hidrógeno (4). Habitualmente se pueden encontrar evidencias de copos de hidrógeno en la zona de la fractura. El contenido de hidrógeno en el material está relacionado con el método de fusión y tratamiento térmico de la forja del rotor. En la fractura frágil también contribuyen inclusiones no metálicas, tamaño de grano (grano grueso), tratamiento térmico no óptimo, fragilización térmica del material durante un período prolongado de operación del rotor y la presencia de esfuerzos residuales en el volumen del material.

2.2. Fallos de fractura por termofluencia

La posibilidad de deformación local y la fractura a una temperatura elevada debido al mecanismo de termofluencia es posible en el rotor, si el tratamiento térmico no fue seleccionado para optimizar la resistencia a la termofluencia (temperatura de austenitización alta). La alta temperatura de austenitización conduce a subestándares (subnominales) en las propiedades del material a temperaturas elevadas. La fractura por termofluencia puede ser acelerada si hay presencia de concentradores de esfuerzos en zonas de altas tensiones, como por ejemplo, las ranuras para soportar los álabes en el disco del rotor y lugares donde existan esfuerzos residuales y altos esfuerzos térmicos.

2.3. Fallos del equipo

No son poco frecuentes los casos en que el fallo del rotor de la turbina es provocado por el comportamiento no adecuado de otro elemento o equipo como chumaceras, sistema de control, generador eléctrico o excitador. El funcionamiento inadecuado de los equipos antes mencionados, puede cambiar el sistema de esfuerzos en el rotor de la turbina o inducir resonancias que conduzcan a vibraciones excesivas y al fallo catastrófico del rotor de la turbina.

2.4. Fallos provocadas por la operación

Una de las causas de fallos relacionados con la operación de la turbina es la presencia de agua. En este caso, debido al enfriamiento local del rotor, se presenta flexión y fuerte rozamiento con los elementos fijos de la turbina, aumentando la carga torsional y conduciendo a grandes deformaciones plásticas y consecuentemente al fallo.

2.5. Fatiga y fatiga asistida por corrosión

La fatiga y la fatiga asistida por corrosión, son responsables de fisuras y fallos de varios rotores de turbinas. La operación de la turbina con carga variable, paros frecuentes y operación con tornaflera y arranques en frío, pueden contribuir sustancialmente a la fatiga. El inicio del fallo puede ser acelerado por la presencia de picaduras por erosión, corrosión o presencia de inclusiones no metálicas, como resultado del proceso de forjado o tratamientos térmicos del rotor.

2.6. Fisuras debidas a la corrosión por esfuerzos

Con base en algunos experimentos (5) se sabe que los esfuerzos estables superiores al 50% de límite elástico del material juegan un papel predominante en la iniciación y propagación de las fisuras, debido a la corrosión por esfuerzos. En la práctica es casi imposible diseñar, por ejemplo, ranuras para álabes en el disco del rotor con esfuerzos por debajo del 50% del límite elástico del material. Las fisuras debido a corrosión bajo tensión son siempre el resultado de la combinación de esfuerzos de tensión, susceptibilidad del material y ambiente corrosivo de la operación. El ambiente corrosivo se forma por contaminantes y por humedad, transportados por el flujo de la turbina. Estos contaminantes pueden ser introducidos a la turbina por la inyección de sustancias químicas, agentes de limpieza, desmineralizadores, etc.

3. SOLDABILIDAD DE ACEROS DE BAJA ALEACIÓN Al Cr-Mo-V

Los rotores de turbinas de alta presión y alta temperatura son, típicamente, fabricados de forjas de baja aleación que tienen una composición aleada con cromo, molibdeno y vanadio. El contenido de níquel es típicamente menor al 0,75% wt. Aceros similares tienen aplicación en turbinas de vapor y de gas. Para un servicio por encima de los 538 °C puede ser usado un acero inoxidable martensítico. Para la operación a una temperatura más alta se eli-

mina el níquel de la composición química con el fin de minimizar la fragilidad de revenido y mejorar la ductilidad. Estos aceros generalmente pertenecen a una de las siguientes especificaciones:

ASTM A 470, clase 8 (1,25 Cr-1,25 Mo-0,25 V)
ASTM A 293, clase 6 (1,25 Cr-1,50 Mo-0,25 V)
ASTM A 565, grado 616 (12 Cr-1 Mo-0,2 V-0,08 Nb)

El contenido de carbono en estos aceros no sobrepasa el valor del 0,35%. Debido a la alta temperatura de operación no es raro que algunos rotores presenten fragilidad de revenido después de un periodo prolongado de operación. El material con fragilidad de revenido puede ser muy difícil de soldar, porque puede presentar alta sensibilidad para la fisuración en caliente y para la fisuración por concentración de esfuerzos (6).

En varias referencias (7, 8, 9, 10 y 11) se describe la técnica de revenido en dos pasos para reparación de rotores por soldadura. La técnica consiste en que sobre cada cordón inicial de soldadura se aplicaba otro para que el calor de éste produzca el revenido del cordón anterior y el de la zona afectada por la temperatura (ZAC). Adicionalmente, se aplica la primera capa de cordones de soldadura sobre el material base, con los parámetros de soldadura muy ajustados para no transferir gran cantidad de calor al metal base, reducir los esfuerzos residuales de soldadura y evitar la fisuración antes de aplicar los cordones principales (llenado) de soldadura. En caso de que el metal de aporte usado para el proceso de reparación no sea similar al metal base, esta capa deberá consistir en un metal de aporte más dúctil (menos aleado) que el metal de aporte final usado para completar la soldadura.

Se pueden distinguir dos filosofías en la selección de los materiales de aporte para reparar los rotores de alta presión. La primera es usar aporte al Cr-Mo con una composición química similar al material del rotor y la segunda es aplicar aporte de alto contenido de cromo como 12Cr o 9Cr-1Mo, para obtener mejores propiedades a temperaturas elevadas. En la tabla I (6), se presentan varios metales de aporte para diferentes materiales del rotor.

El precalentamiento durante el proceso de reparación por soldadura de los rotores fabricados con acero de baja aleación tiene dos propósitos: controlar las fisuras por hidrógeno y la relación de enfriamiento de la soldadura. Las fisuras en soldaduras inducidas por hidrógeno se deben a la presencia de hidrógeno en la soldadura combinada con altos esfuerzos de tensión, baja ductilidad del material y microestructura de martensita no revenida. El precalentamiento elimina humedad en la zona de soldadura, reduciendo el potencial para fisurarse por hidrógeno. El precalentamiento también controla la relación de enfriamiento de la soldadura la cual

TABLA I.– Materiales de aporte para la reparación por soldadura de los rotores de alta presión/alta temperatura

TABLE I.– Welding filler metals for repair of high-pressure/high-temperature turbine rotors

Material del rotor	Proceso de soldadura	Metal de aporte
ASTM A 470 cl. 8	SAW	1. 5Cr 2. 12Cr-1Mo-0,5W
	SMAW	1,7Cr-0,9Mo- -1,2Mn-0,9Si
	GTAW	1Cr-0,5Mo E9018-B3 9Cr-1Mo 1,25Cr-0,5Mo
ASTM A 293 cl. 6	SAW	12Cr
ASTM A 565 Gr. 616HT	SAW	12Cr 2Cr-1Mo-0,25Si 12Cr-Mo-V-Nb
	SMAW	E410-16

influye en la complementación de la transformación martensítica y por tanto en la dureza y ductilidad de la zona afectada por la temperatura (ZAC).

La práctica común es precalentar por debajo de la temperatura Ms (260 °C hasta 350 °C) para soldar con una microestructura parcialmente martensítica, donde la temperatura entre pasadas deberá estar dentro de los 40 °C de la temperatura de precalentamiento seleccionada (12).

El tratamiento térmico postsoldadura (relevado de esfuerzos) de la soldadura de reparación del rotor, tiene el objetivo de revenir la ZAC, obtener propiedades óptimas de impacto y ductilidad de fractura, y relajar las tensiones. Comúnmente, la temperatura de tratamiento térmico postsoldadura se selecciona alrededor de 40 °C por debajo de la temperatura original de revenido del rotor. Prácticamente esta temperatura se encuentra en el rango de 620 °C hasta 700 °C dependiendo de los materiales del rotor y del aporte de soldadura. El tiempo del proceso de tratamiento térmico postsoldadura se sitúa en un periodo de entre 6 y 12 h. El tratamiento térmico puede ser llevado a cabo de dos maneras, en un horno o por calentamiento local *in situ*.

En la práctica, usualmente se lleva a cabo un tratamiento térmico post-soldadura de rotores *in situ*. El calentamiento local reduce el potencial para distorsionar el rotor. El rotor se coloca típicamente en posición vertical calentando toda la circunferencia de la zona reparada para evitar distorsiones. Para reducir los gradientes térmicos, la relación de pre-

calentamiento y enfriamiento deberá situarse en un rango de 10 °C hasta 40 °C por hora.

Debido a la muy alta sensibilidad del material de los rotores a cualquier tipo de tratamiento térmico, incluyendo el proceso de soldadura, la reparación de los daños en rotores representa un desafío real para los ingenieros que se dedican a reparaciones de componentes de turbomaquinaria. Cada reparación es un proceso único que tiene que ser evaluado y analizado por sus particulares ventajas e inconvenientes. Para facilitar la evaluación de la reparación de rotores de turbinas se elaboró una clasificación de los diferentes tipos de reparaciones en siete categorías (13), ilustradas en la figura 1. Esta clasificación no describe todas las posibles reparaciones, pero representa la mayoría considerada actualmente.

Clase 1. Reparación por depósito de soldadura en las áreas de bajos esfuerzos, como son los muñones.

Clase 2. Reparación por depósito de soldadura sobre los elementos rotatorios, por ejemplo en las paletas y en los tetones de los álabes.

Clase 3. Reparación de la ranura para álabes en el disco integrado del rotor, por soldadura de un segmento de la circunferencia del disco.

Clase 4. Reparación por reposición del disco integrado por depósito de soldadura. El disco fisurado es mecanizado hasta que todo el daño sea removido y después la dimensión del diámetro del disco se restaura por depósito de soldadura.

Clase 5. Reparación por mecanizado de una ranura profunda en el cuerpo del rotor hasta eliminar una fisura circunferencial y después rellenar la ranura por la soldadura.

Clase 6. Reparación por corte de un segmento dañado del rotor y reposición de este segmento axial con una forja nueva soldada al cuerpo del rotor.

Clase 7. Reparación por soldadura de una sección parcial o circunferencial total para recuperar el disco integral.

4. REPARACIÓN DEL ROTOR DE UNA TURBINA DE GAS DE 20,65 MW

4.1. Descripción del rotor a reparar

La turbina de gas cuenta con 2 etapas en la turbina y 17 etapas en el compresor. La velocidad de giro del rotor es de 5.100 r.p.m. La turbina de gas opera

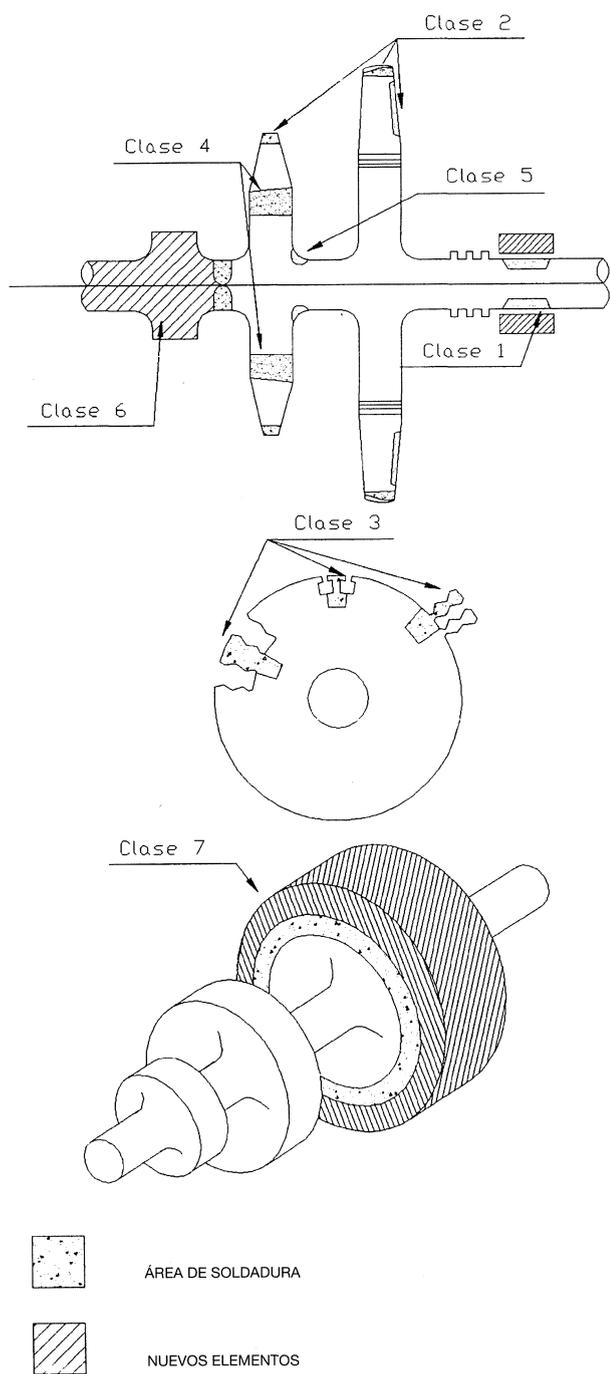


FIG. 1.— Clasificación de reparaciones en rotores de turbinas

FIG. 1.— Classification of the turbine rotors repair

con combustible diesel y es usada principalmente para la operación en horas de alta demanda de energía eléctrica (horas pico). El fallo del disco etapa 1 del rotor de esta turbina, ocurrió después de 8.515 horas de operación y 1.877 arranques.

El disco fallado del rotor de la turbina es de un acero de baja aleación al Cr-Mo-V con una composición química: 0,3 C, 1,27 Cr, 1,25 Mo, 0,25 V, 0,5 Ni y 1,0 Mn, que corresponde a la especificación

ASTM A 470-8. Una vista general de los discos del rotor de la turbina se presenta en la figura 2.

Dos álabes de la etapa 1 de la turbina salieron radialmente de las ranuras del disco y se fracturaron seis álabes adyacentes de acuerdo con la rotación del rotor. Los dientes de las ranuras en el disco fueron deformados plásticamente debido a la fuerza centrífuga de los álabes como se muestra en la figura 3. En total, cinco ranuras del disco fueron dañadas requiriendo de una reparación. Antes de cesar el funcionamiento de la unidad, los álabes fueron desplazados axialmente en el disco, lo cual redujo la sección de carga de la ranura (dientes), incidiendo con esfuerzos excesivos en los dientes, muy por encima del límite de elasticidad del material y de su deformación plástica. También, todos los álabes de

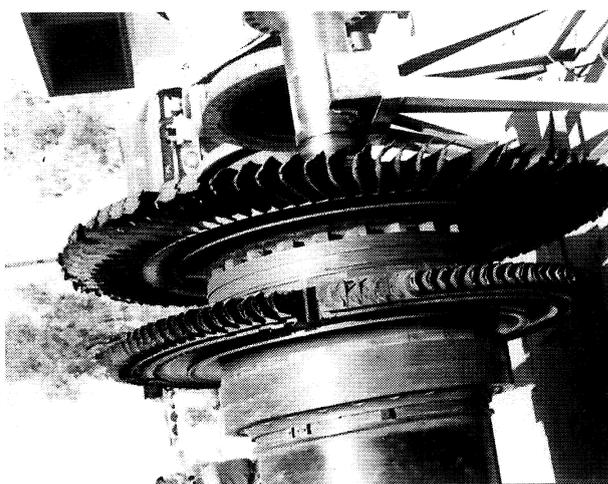


FIG. 2.— Vista general del disco del rotor de la turbina

FIG. 2.— General view of the turbine rotor disc

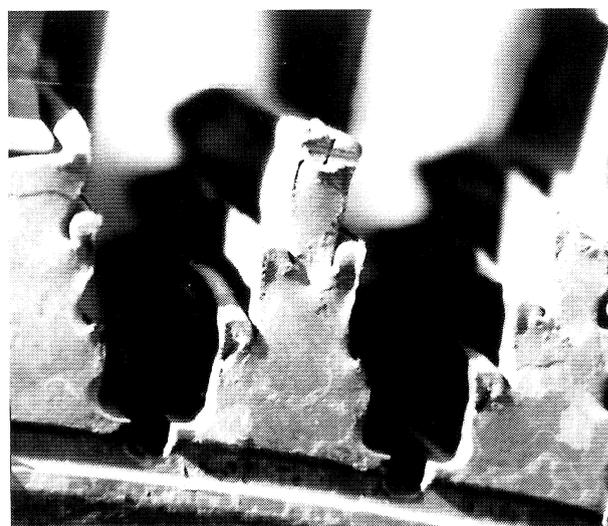


FIG. 3.— Daños en los dientes de las ranuras del disco

FIG. 3.— The damaged disc root grooves

las dos etapas de la turbina fueron dañados debido a un fuerte rozamiento (Fig. 2). Según la clasificación presentada en la figura 1, la reparación del rotor se clasifica como clase 3 de los métodos de reparación de rotores.

4.2. Preparación del rotor para la soldadura

Antes de iniciar el proceso de soldadura, todas las ranuras del disco fueron limpiadas e inspeccionadas por partículas magnéticas para verificar la inexistencia de fisuras. El disco también fue inspeccionado para ver si no presentaba oxidación y/o algún posible ablandamiento. Se midió la dureza en las ranuras del disco no encontrando valores fuera de lo normal y tampoco se encontró oxidación en el material.

Los resultados de la medición de dureza presentaron valores $Hv_{10} = 212-235$, que se encontraban dentro de las especificaciones originales del material. El análisis de la microestructura del disco en la zona de las ranuras dañadas reveló una microestructura de bainita de granos finos, típica para el acero Cr-Mo-V después de revenido. Posteriormente, las cinco ranuras dañadas del disco fueron eliminadas por fresado y rectificado hasta por debajo de la profundidad de las ranuras, dentro del cuerpo del rotor. El propósito principal de esta forma de preparación fue, mantener la zona afectada por la temperatura de la soldadura (ZAC) dentro del cuerpo del disco el cual tiene una sección geométrica más grande que las ranuras (dientes) del disco. De esta manera, la zona más suave de la soldadura está colocada fuera de la ranura del disco sin debilitarla.

4.3. Recuperación del disco por soldadura

Debido a que el disco etapa 1 de la turbina de gas está expuesto a una temperatura máxima alrededor de $438\text{ }^{\circ}\text{C}$ (en operación), se requiere de cierta resistencia a la termofluencia en el material depositado por soldadura. Esta resistencia debe de ser por lo menos tan alta como la del material base del disco del rotor. Para cumplir con estas condiciones, una de las soluciones es el uso del metal de aporte 12CrMo, el cual tiene mayor resistencia a la termofluencia, mayor resistencia a la ruptura a temperaturas elevadas y una mejor sensibilidad a la rotura por termofluencia que el material del disco 1,27Cr1,25Mo0,25V. En estas circunstancias se decidió depositar la soldadura con el material de aporte 12CrMo usando el proceso de soldadura GTAW (TIG). Para prevenir la difusión del carbón del disco al depósito de soldadura, lo cual puede incidir en el ablandamiento del material del disco y

la fragilización del material de soldadura depositado, se aplicó una técnica especial de soldadura (14) que evita estos dos fenómenos (Fig. 4).

Las dos primeras capas de soldadura fueron aplicadas con el metal de aporte según la especificación AWS SFA 5.28 que tiene una composición química, 1,35Cr0,5Mo, similar al metal base. El propósito de este método de depositado, aparte de lo descrito anteriormente, fue formar una transición gradual en la composición química y las propiedades mecánicas entre el material base del disco, la zona afectada por la temperatura (ZAC) y el depósito de soldadura. La primera capa de soldadura fue aplicada sobre el material base con un electrodo de diámetro pequeño, $\phi = 1,6\text{ mm}$, para transferir poco calor a dicho material base y reducir distorsiones y esfuerzos residuales para prevenir la formación de martensita en el mismo.

Durante el proceso de soldadura se midió la separación de los cordones y la relación de depositado para asegurar un solapamiento entre los cordones del 50% y una relación de depositado uniforme. Los cordones fueron depositados axialmente a través del espesor del disco.

Las dimensiones de la ZAC dependen de la inducción de calor al metal soldado, conductividad térmica del metal base y temperaturas de las transformaciones Ac3 y Ac1 (Fig. 5). La extensión de la zona de bainita "c" de granos gruesos (superior a $50\text{ }\mu\text{m}$) en la ZAC (Fig.5), depende de la distribución del flujo de calor en la ZAC y las características de crecimiento de granos del material base a temperaturas elevadas. La conductividad térmica no es tan sensible a la variación en la composición química y es aproximadamente similar a los aceros ferríticos.

El depositado del primer cordón de soldadura sobre el material base resulta en una banda de

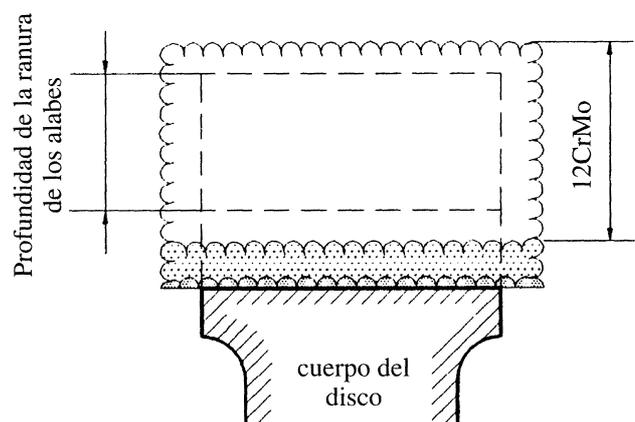


FIG. 4.— Técnica de depositado de soldadura en el disco

FIG. 4.— Build-up welding technique of rotor disc

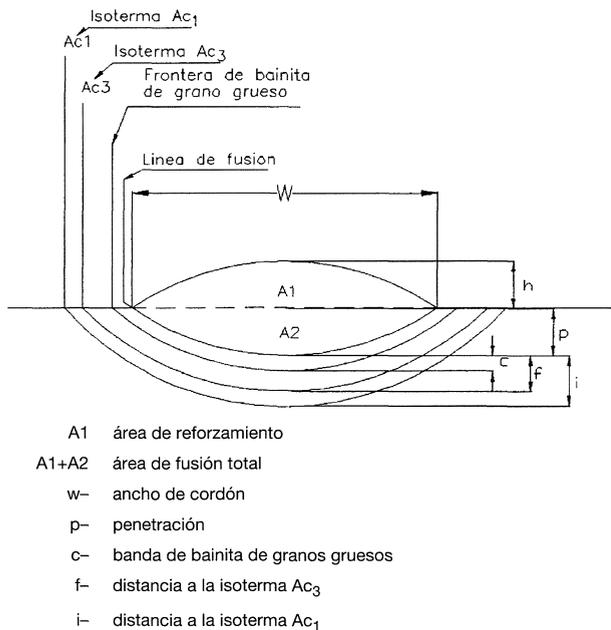


FIG. 5.— Dimensiones del cordón de soldadura y ZAC

FIG. 5.— Dimensions of the weld bead and HAZ (Heat Affected Zone)

espesor "c" de los granos gruesos, adyacente a la línea de fusión (Fig. 5). Fuera de esta zona será una banda de granos refinados. El depositado del segundo cordón de soldadura solapado con el anterior, refina una parte de los granos gruesos de bainita en la línea de fusión del primer cordón. El porcentaje de refinamiento es una función del precalentamiento, que afecta la posición de las isotermas de la ZAC y del solape. La relación del refinamiento de la ZAC de una capa de cordones de soldadura con un porcentaje de solape y a una temperatura de precalentamiento dada, se presenta en la figura 6. Teóricamente es posible obtener un refinamiento total en el depósito de una capa de cordones de soldadura, pero en la práctica se requieren solapes imposibles de obtener físicamente.

Las condiciones para la refinación de dos capas de cordones de soldadura se presentan en la figura 7. Las condiciones para un refinamiento total son las siguientes:

$$f_{\min} < C_{\min} \quad [1]$$

$$f_{\max} > C_{\max} \quad [2]$$

De acuerdo con la figura 5 es:

$$C_{\max} = p_1 + c_1 + \bar{h}_1 \quad [3]$$

$$C_{\min} = [(x_1 + p_1)^2 - (1/2 s_1)^2]^{1/2} - x_1 + \bar{h}_1 \quad [4]$$

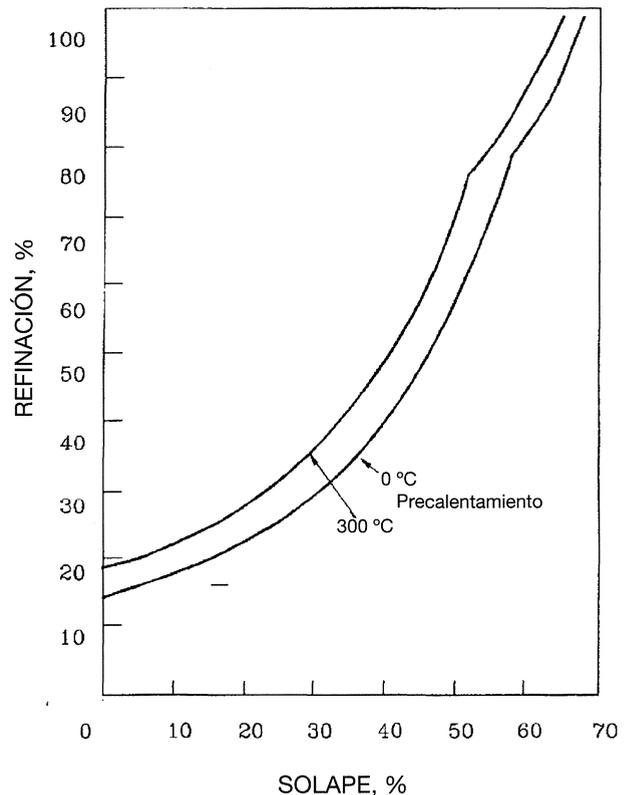


FIG. 6.— Relación entre el porcentaje de refinación de granos en la ZAC de una capa de cordones de soldadura y el porcentaje de solape y temperatura de calentamiento

FIG. 6.— Relation between percentage of the one layer beads HAZ grain refinement versus beads overlap and preheating temperature

$$f_{\max} = [(x_2 + p_2 + i_2)^2 - (1/2 s_2)^2]^{1/2} - x_2 \quad [5]$$

$$f_{\min} = p_2 + c_2 \quad [6]$$

Donde:

- Los indicadores 1 y 2 marcan los valores para la primera y segunda capa de cordones de soldadura
- s - separación de cordones
- x - altura del centro de curvatura de isotermas arriba de la superficie original
- \bar{h} - altura mediana de reforzamiento de soldadura

Los valores x y \bar{h} son dados por las ecuaciones presentadas en las referencias (15). Las dimensiones del cordón de soldadura y la ZAC; w, p, h, c, i (Fig. 5), son proporcionales a la raíz cuadrada del calor inducido \sqrt{q} (15). El calor inducido es dado por la siguiente ecuación:

$$q = \frac{VI}{v} \quad [7]$$

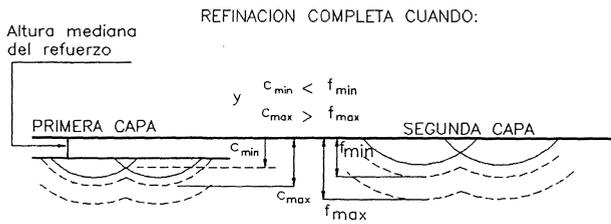


FIG. 7.— Condiciones para refinamiento de la ZAC de dos capas de soldadura

FIG. 7.- Conditions for HAZ two layer refinement

donde: V = voltaje del arco, I = amperaje de soldadura y v = velocidad de soldadura.

En la figura 8 se representan gráficamente las ecuaciones [1- 6], presentando las condiciones para refinamiento de los granos según valores dados de la relación de inducción de calor " Q ", la cual se define:

$$Q = \frac{q_2}{q_1} \quad [8]$$

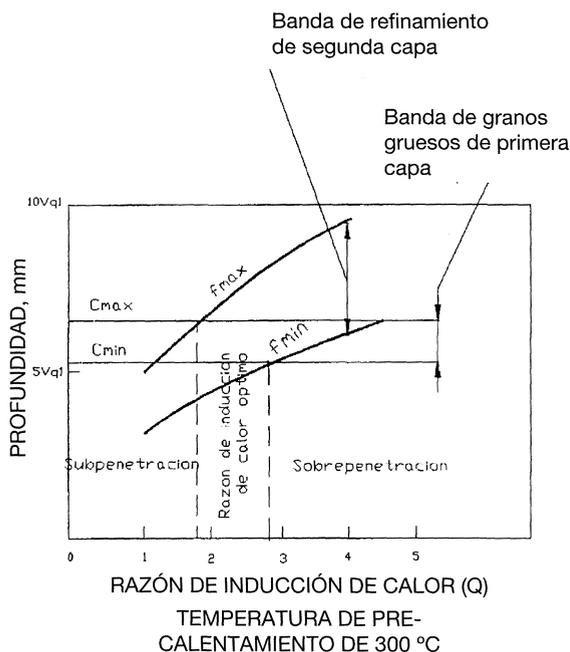


FIG. 8.— Refinamiento de la ZAC de dos capas, presentando condiciones par subpenetración, refinamiento exitoso y sobrepeneetración para una temperatura de precalentamiento de 300 °C y un solape del 50%

FIG. 8.— Refinement of the two layer HAZ illustrating conditions for subpenetration, successful refinement and overpenetration. Preheating temperature of 300 °C and overlap of 50%

Donde: q_1 - calor inducido en la primera capa de soldadura, q_2 - calor inducido en la segunda capa de soldadura.

El refinamiento total se obtendrá cuando el rango " f_{\min} " hasta " f_{\max} " cubra completamente el rango de " C_{\min} " hasta " C_{\max} ". La medición de la tolerancia práctica del método es el rango de razones del calor inducido " Q " los cuales conducen al refinamiento total.

Las relaciones del calor inducido máximos y mínimos están dadas por las siguientes condiciones:

$$C_{\max} = f_{\max} \quad \text{para } Q_{\min}$$

$$C_{\min} = f_{\min} \quad \text{para } Q_{\max}$$

Estas relaciones para los aceros al Cr-Mo-V se presentan en la figura 9 (15). De las gráficas presentadas en esta figura se puede determinar que los parámetros óptimos para la técnica de soldadura de revenido de dos pasos de los aceros de baja aleación al Cr-Mo-V son de un solape del 50% y de una relación de inducción de calor $Q = 2,0$.

Partiendo de estos valores, la segunda capa de soldadura fue aplicada con un electrodo de diámetro mayor $\phi = 2,4$ mm, ajustando los parámetros de soldadura para dos capas a las condiciones que aseguren la refinación completa de la ZAC. En la tabla II se presentan los parámetros de soldadura aplicados para dos capas.

RANGO DE LOS VALORES DE INDUCCIÓN DE CALOR DEMASIADO BAJO PARA REFINACIÓN

LÍMITE PRÁCTICO PARA SOLAPE

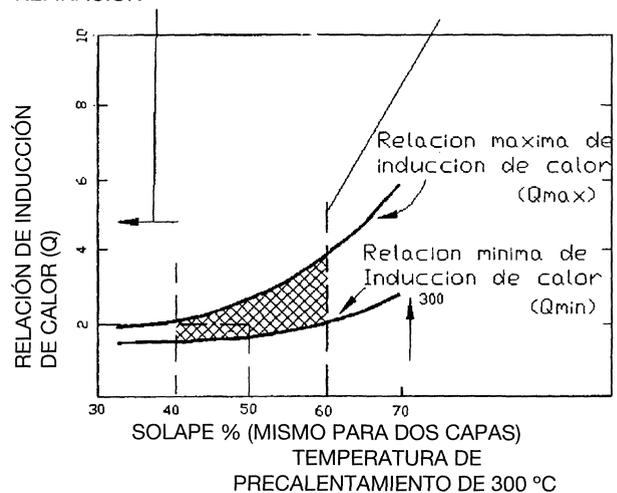


FIG. 9.— Rango de relaciones de inducción de calor para producir refinamiento completo de la ZAC, por la técnica de revenido de dos pasos, durante la soldadura de aceros al Cr-Mo-V

FIG. 9.— Acceptable ranges of the heat input for the HAZ two layer technique full refinement during welding of Cr-Mo-V steel

TABLA II.— Parámetros de soldadura de rotor con técnica de revenido de dos pasos.

TABLE II.— Rotor's welding parameters using two layer refinement technique

Parámetros de soldadura	Primera capa	Segunda capa
Temperatura de precalentamiento, °C	300	300
Amperaje, A	60	90
Voltaje, V	14	14
Diámetro del electrodo ϕ , mm	1,6	2,4
Inducción del calor q , kJmm ⁻¹	0,35	0,70
Ancho del cordón w , mm	5	8
Separación de cordones s , mm	2,5	4
Solape, %	50	50
Razón del calor inducido, Q	—	2,0

La técnica de soldadura de revenido de dos pasos elimina las fisuras generadas por el tratamiento térmico y es satisfactoria para mejorar la ductilidad de la zona afectada por la temperatura (ZAC) a la temperatura de operación del rotor.

El proceso de depositado de soldadura en el disco del rotor se presenta en la figura 10. El disco, después de terminada la soldadura, se muestra en la figura 11.

La zona de soldadura en el disco fue mecanizada para una inspección ultrasónica volumétrica de la soldadura y para una inspección por el método de partículas magnéticas en la superficie de la misma. No se encontraron indicaciones significativas en los límites de fusión ni dentro de la soldadura.

Antes de iniciar el proceso de soldadura se llevo a cabo una simulación del procedimiento de soldadura y del tratamiento térmico post-soldadura (700 °C/12 h) en una muestra de material similar al



FIG. 10.— Proceso de aportación de soldadura en el disco del rotor.

FIG. 10.— The disc welding process

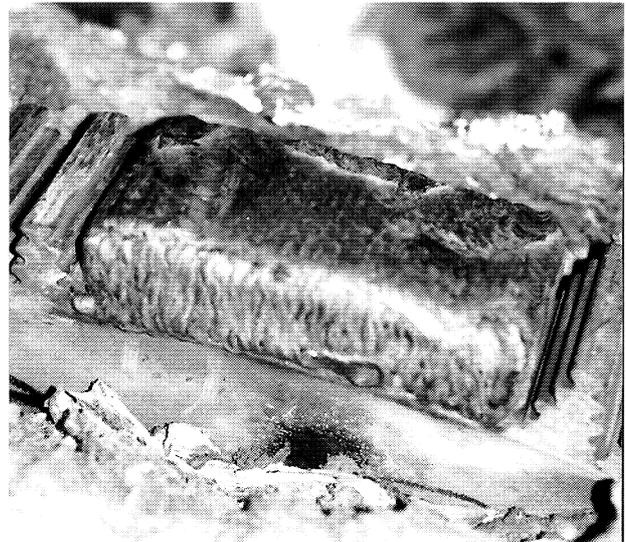


FIG. 11.— Disco del rotor después del proceso de soldadura

FIG. 11.— The disc after welding has been completed

material del disco del rotor. Para varias secciones del metal base, metal de soldadura y zona afectada por la temperatura (ZAC) se llevaron a cabo pruebas destructivas. Los resultados de las propiedades mecánicas de las pruebas estuvieron dentro de los límites aceptables y se presentan en la tabla III.

4.4. Tratamiento térmico post-soldadura

El tratamiento térmico post-soldadura para distensionamiento de esfuerzos se llevo a cabo utilizando un calentamiento local por inducción. Debido a que no se contaba con el equipo necesario para colgar el rotor en posición vertical, el cual es un método típico para relevado de esfuerzos de rotores in situ, se tomó la decisión de colocar el rotor en posición horizontal como se presenta en la figura 12.

El rotor fue soportado en sus muñones con la zona soldada en la parte superior del disco. Asimismo fue soportado adicionalmente abajo, para evitar cualquier distorsión inducida por el calor durante el proceso de tratamiento térmico. El disco fue calentado parcialmente y solamente en la zona de soldadura (en la parte superior del rotor). Debido a la diferencia de temperatura entre el lado superior (caliente) e inferior (frío) del rotor, este tendía a flexionarse hacia arriba evitando de esta manera su flexión hacia abajo, debido a su peso muerto a temperaturas elevadas. El flexionamiento del rotor hacía arriba debido al calentamiento de un solo lado fue controlado con un indicador de carátula. El rotor fue calentado hasta 700 °C durante 12 horas registrando la temperatura con tres termopares instalados en diferentes zonas de la soldadura.

TABLA III.– Propiedades mecánicas del material del rotor después de soldadura

TABLE III.– Mechanical properties of rotor material as welded

	Especificación ASTM A470-8	Material base del rotor	ZAC del rotor	Soldadura
Límite de tensión (MPa)	725-860	780	680	665
Límite de elasticidad 0,2% (Mpa)	585	660	600	590
Elongación (%)	17	16	17	25
Reducción del área (%)	43	55	70	60
Dureza (H _{V10})	212-235 (rotor antes de soldadura)	204-212	232-244	210-218
FATT ₅₀ (°C)	121	105	49	-5
K _{Ic} (MPa√m)	–	52	124	248
Impacto Charpy (J)	8.2	7	98	30

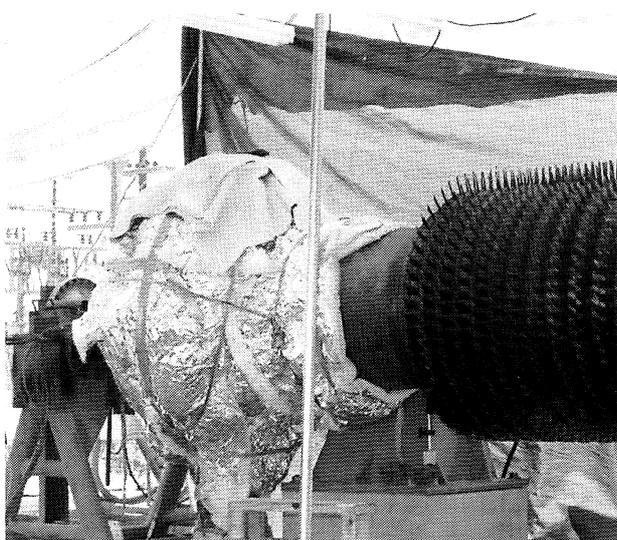


FIG. 12.— Proceso de relevado de esfuerzos en el rotor

FIG. 12.— Rotor disc stress relieving

Después del tratamiento térmico post-soldadura la zona de la soldadura fue inspeccionada con partículas magnéticas y ultrasonido. Estas inspecciones no revelaron defectos inaceptables. Para verificar que la reparación por soldadura resultó con una microestructura y en un nivel de esfuerzos residuales esperados (deseados), se realizó inspección metalográfica, medición de la dureza y medición de los esfuerzos residuales en la zona de la soldadura.

La inspección metalográfica de la zona de soldadura del disco mostró que la soldadura y la zona afectada por la temperatura (ZAC) tenían una microestructura de bainita de grano fino, similar la del metal base, y además se confirmó el afino de granos de la ZAC debido a la aplicación de la técnica de soldadura de revenido de dos pasos.

Se llevo a cabo la medición de la dureza en diferentes zonas de la soldadura utilizando un equipo

dinámico portátil. Los resultados fueron consistentes con los del material de la forja del disco presentado en la tabla 3. La técnica de difracción de rayos X fue aplicada para determinar los esfuerzos residuales en la superficie del disco. Las mediciones indicaron que los esfuerzos fueron muy bajos (<27Mpa).

4.5. Trabajos finales

Para mecanizar las ranuras en el disco y obtener su geometría final según el diseño, se instaló una fresadora portátil en el mismo lugar. Utilizando fresas especiales de diferentes formas y tamaños con un perfil similar a las ranuras del disco, se mecanizaron cinco ranuras en el disco etapa 1, como se presenta en la figura 13.

En el proceso se instalaron álabes nuevos en el rotor y se verificó su cabeceo en varias secciones. Finalmente el rotor fue equilibrado y puesto nuevamente en servicio.

5. CONCLUSIONES

La soldabilidad de los aceros de baja aleación al Cr-Mo-V utilizados para rotores de alta presión/alta temperatura de turbinas de vapor y de gas, está directamente relacionada con el tiempo de operación de un rotor a temperaturas elevadas que influyen en la formación del fenómeno de fragilidad de revenido del material del rotor.

El material del rotor al Cr-Mo-V con síntomas de fragilidad de revenido desarrollada durante su operación, puede ser usualmente muy difícil de soldar, porque se puede presentar alta sensibilidad para la fisuración en caliente y fisuración durante el tratamiento térmico post-soldadura.

La ubicación de la zona afectada por la temperatura (ZAC) dentro del cuerpo del disco con una

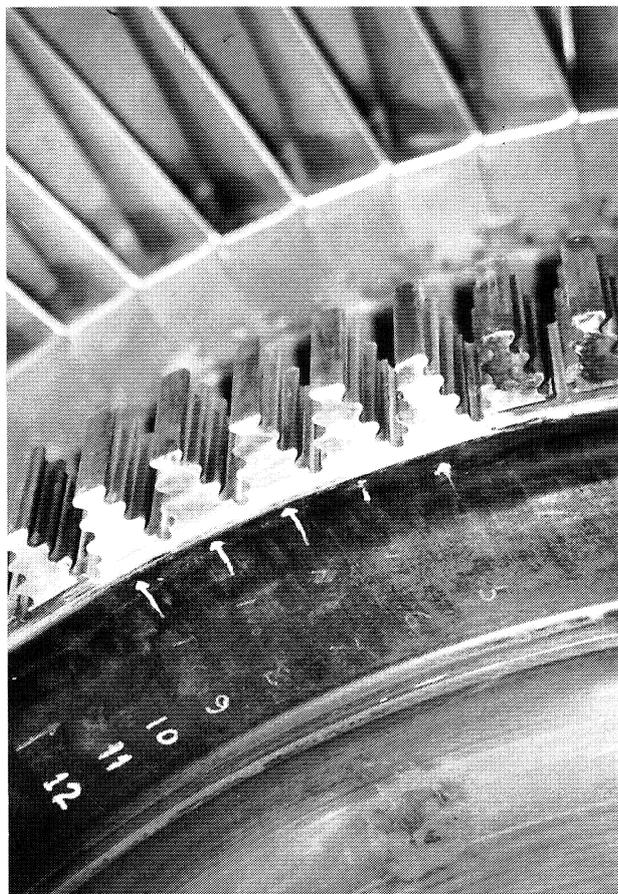


FIG. 13.— Disco del rotor después del mecanizado final de las ranuras

FIG. 13.— The disc root grooves after final machining

sección mayor que las ranuras de álabes más cargadas, es un medio para asegurar el éxito del proceso de reparación del disco del rotor (reparación clase 3, Fig. 1).

La técnica de soldadura de revenido de dos pasos con inducción de calor controlada, elimina las fisuras generadas por el tratamiento térmico y es eficaz para mejorar la ductilidad de la zona afectada por la temperatura (ZAC) a temperatura de operación del rotor.

El éxito de la reparación presentada para el rotor de la turbina de gas está relacionado directamente con la tecnología especializada de soldadura y pruebas no destructivas de alta calidad.

El desarrollo del método de reparación del rotor *in situ*, permitió una reducción del tiempo en que la turbina estuvo fuera de servicio y mostró que la reparación de los rotores de turbinas *in situ* puede ser un instrumento económico para el mantenimiento de las mismas.

REFERENCIAS

- 1) BYRON, J. Proceedings: Weld Repair of High-and Intermediate-Pressure Turbine Rotors for Life Extension. GS-6233, EPRI Workshop, Palo Alto, CA (EE.UU.). Abril, 1989: 57-66.
- 2) VAN GESTEL, R., MATTHEIJ, S. Y ELBAR, B.V. Rotor Repairs. 94-GT—351, International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, Haya (Países Bajos). Junio, 1994: 214-219.
- 3) BUSH, S.H. Failures in Large Steam Turbine Rotors. Large Steam Turbine Repair: A Survey, EPRI NP-7385, Project 1929, Charlotte, NC (EE.UU.). Julio, 1991: 243-249.
- 4) ALLIANZ-HANDBUCH der SCHADEN VERHÜTUNG, Allianz Versicherungs AG-VDI-Verlag, ISBN 3-18-419089-7, Berlin, 1984: 349-351.
- 5) LAM, T. y McCLOSKEY, T. Reliability Assessment of Turbine Disk Rim under Stress Corrosion Cracking. PWR-Vol. 32, Joint Power Generation Conference, Denver, CO (EE.UU.). Noviembre, 1997: 122-126.
- 6) FINDLAN, S.J. y LUBE, B. Large Steam Turbine Repair: A Survey, EPRI NP-7385, Project 1929, Charlotte, NC (EE.UU.). Julio, 1991: 1-15.
- 7) CLARK, J.N., LONG, D. et al. Welding Aspects of the Repair of a 350 MW IP Rotor, EPRI-6233, Project 2596. Proceedings: Weld Repair of High and Intermediate-Pressure Turbine Rotors for Life Extension. Palo Alto, CA (EE.UU.). Abril, 1989: 229-257.
- 8) CLARK, R., NOVAK, R. y AMOS, D. Development of Techniques for High-Pressure Rotor Weld Repair, EPRI GS-6233, Project 2596. Proceedings: Weld Repair of High and Intermediate-Pressure Turbine Rotors for Life Extension Palo Alto, CA (EE.UU.). Abril, 1989: 21-34.
- 9) GRAVES, D., SPRY, T. et al. Weld Repair of HP and IP Turbine Rotors, EPRI GS-6623, Project 2596. Proceedings: Weld Repair of High and Intermediate-Pressure Turbine Rotors for Life Extension. Palo Alto, CA (EE.UU.). Abril, 1989: 45-56.
- 10) KIM, G.S., INDACHOCHEA, J.E., et al. Weldability Studies in HP and IP Rotors, EPRI GS-6233, Project 2546, Proceedings: Weld Repair of High and Intermediate-Pressure Turbine Rotors for Life Extension. Palo Alto, CA (EE.UU.). Abril, 1989: 317-353.
- 11) RICKER, J. Y ENGEL, L. Engineering Considerations for Field Weld Repair of CrMoV Gas Turbine Rotor. EPRI GS-6233, Project 2546. Proceedings: Weld Repair of High and Intermediate-Pressure Turbine Rotors for Life Extension. Palo Alto, CA (EE.UU.). Abril, 1989: 111-125.
- 12) LANTZY, D., COLL, W.V., et al. Weld Repair Procedures and Experience. EPRI CS-4160, Life Assessment and Improvement of Turbo-Generator Rotors for Fossil Plants. Conference Proceedings. Palo Alto, CA (EE.UU.). Junio, 1985: 244-259.
- 13) MUNSON, R. E. y RUSSELL, N.D. Weld Rotor Repair, an Insurer's Perspective. EPRI GS-6233, Project 2596. Proceedings: Weld Repair of High and Intermediate-Pressure Turbine Rotors for Life Extension. Palo Alto, CA (EE.UU.). Diciembre, 1987: 301-314.
- 14) MAZUR, Z. y KUBIAK, J. Gas Turbine Rotor Disc Repair-Case History. 98-GT-547, ASME Turbo Expo, Land, Sea&Air '98, The 43rd ASME Gas Turbine and Aeroengine Technical Congress, Stockholm (Suecia). Junio, 1998: 156-162.
- 15) CLARK, J.N. *Mater. Sci. Technol.* (1), 1985: 1081-1088.