

Estudio del arte en materiales y recubrimientos utilizados en Alabes de Compresor de gas por compañías líderes en la generación de energía.

[1] Salvador González Ledesma, Dr. Carlos Rafael Ramírez Jiménez [2].

[1] Alumno del Posgrado en manufactura Avanzada CIATEQ, [2] Asesor Académico, Mexion
Salvatore.gls@live.com.mx

RESUMEN.

El diseño de turbo maquinaria es complejo, y su eficiencia se encuentra directamente relacionada con las propiedades o el desempeño del material, la selección de los materiales utilizados es de suma importancia. Los avances hechos en el campo de los materiales han contribuido en gran manera a fabricar turbinas con mayor potencia de salida y mayores niveles de eficiencia. En su caso, el presente estudio muestra una revisión crítica de los materiales utilizados específicamente en los alabes rotativos y estáticos del compresor, así como los recubrimientos empleados y la ventaja que esto representa. Son mencionados los problemas de mayor importancia a los que se enfrentan los alabes del compresor, así como las propiedades que el material debe poseer al ser expuesto a condiciones específicas dentro de la cámara del compresor.

Se estima que en los próximos 20 años, exista un aumento en la temperatura de la entrada de la turbina de 480°K para poder cumplir con la demanda y debido a mejoras en el desempeño esperadas. La revisión bibliográfica surge con la intención de analizar que materiales son candidatos si se requiriera un aumento en la eficiencia del compresor, así como beneficios indirectos que conllevaría el utilizar dichos materiales.

PALABRAS CLAVE.

Alabes de turbina de gas, Materiales, Recubrimientos

INTRODUCCION.

Las turbinas de gas han sido utilizadas en la generación de electricidad desde hace muchos años. Hablando específicamente de las turbinas de uso Industrial, que operan en rangos de 50 a 470MW en ciclo simple y por encima de los 680-700MW en ciclo combinado. En el caso de las turbinas de gas de uso industrial de tamaños pequeños a intermedios, el compresor trabaja a temperaturas que van de 220°K a ~780 °K, donde los materiales empleados no representan un reto significativo para los ingenieros de materiales [1]. Los alabes del compresor están expuestos

a dichas temperaturas, pero adicionalmente deben tener una alta resistencia a los esfuerzos y a la fatiga mecánica, además deben tener suficiente ductilidad, ser resistentes a la corrosión y por tanto tener una alta resistencia a la fractura.

Históricamente un problema que es observado en los alabes rotativos y estáticos de las primeras etapas del compresor es una corrosión depositada en la parte del Leading Edge [iii]. Los problemas existentes de corrosión se deben principalmente a factores como, humedad y agentes salinos que existen en el ambiente y entran a la cámara de compresión[iiii], otro factor que influye a esta corrosión es el mismo sistema de limpieza que se tiene como parte del mantenimiento de la turbina (waterwash), el cual sobresaatura de agua el compresor cada que la turbina arranca después de un paro; El tipo de corrosión es identificado como Pitting (picadura), esta corrosión puede existir en el componente sin sobrepasar un daño en el orden de las decimas de mm; Sí el alabe no es reemplazado existe un riesgo crítico, ya que pudiera ocasionar la liberación del componente o un fragmento de éste, lo cual puede ocasionar un daño considerable e indeseable dentro de la cámara del compresor [iv].

La figura 1 muestra las partes principales del alabe, en donde se indica la zona donde reside el problema de corrosión que se mencionó anteriormente.

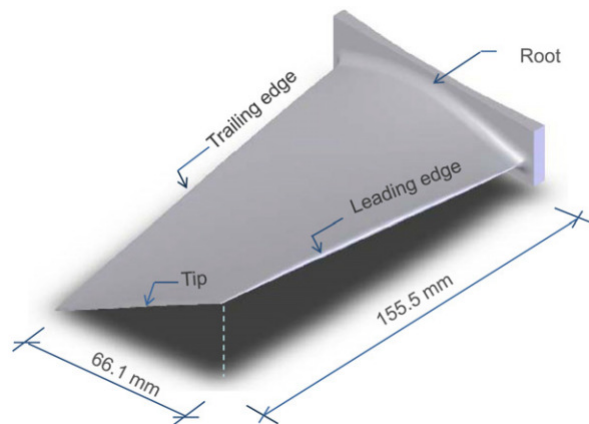


Figura 1. Geometría típica de un alabe (Lewis, et al) [v].

Uno de los principales mecanismos de falla en los alabes del compresor, es que están expuestos al impacto fortuito de objetos ajenos al compresor, los llamados FOD (Foreign Object Damage) [ii], que son objetos ingeridos por la turbina al no ser retenidos por el filtro que se encuentra antes del Inlet Case (Carcasa de entrada) e impactan en los alabes que se encuentran girando a 3600rpm, por tanto el material utilizado debe ser lo suficientemente resistente al impacto, pero a su vez tener cierta "plasticidad" para poder absorber el daño sin que exista un inicio de fractura.

La presente investigación busca hacer una revisión de los materiales que pudieran ser utilizados en el caso de necesitarse un aumento de eficiencia y temperatura en el compresor, así como los beneficios y escenarios en los que el uso de recubrimientos sería altamente recomendable.

FUNDAMENTOS.

Los alabes tanto estáticos como rotativos son generalmente hechos por forja, extrusión o maquinado. Las compañías líderes en fabricación de turbinas emplean una tecnología llamada Net Shape, en donde el componente es maquinado con las dimensiones, características o formas lo más cercanas a la pieza final, teniendo así significantes ahorros en tiempos de fabricación por el ahorro de pasos de maquinado, así como un uso más eficiente del material empleado, resultando en un ahorro tanto para quien manufactura y para quien adquiere la materia prima; Cabe señalar que debido al costo de los materiales empleados en la fabricación de alabes del compresor de gas, el concepto de Net Shape permite evitar el uso de forjas. La figura 2 muestra el diseño del dado superior e inferior que darán forma al alabe del compresor, como puede observarse, la geometría es bastante cercana a la pieza final, como se mencionó anteriormente el concepto se basa en reducir procesos de maquinado, tiempos y costos [vi].

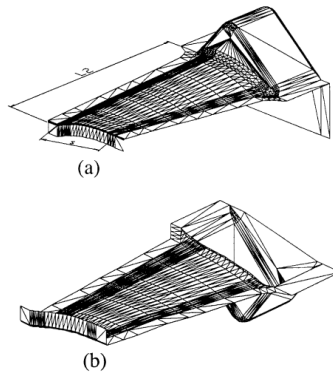


Figura 2. Concepto de manufactura Net Shape [vii].

Los materiales desarrollados en la primer era de los motores de turbina de gas tenían alta resistencia a la fuerza de tensión como principal requerimiento. Dicho requerimiento cambio rápidamente debido a las temperaturas de operación. La expectativa de vida por concentración de esfuerzos y posteriormente las propiedades de fluencia de los materiales se volvieron un parámetro importante. En los subsecuentes años la fatiga por ciclos bajos (LCF- Low Cicle Fatigue) y ciclos altos (HCF- High Cycle Fatigue) fueron parámetros importantes que tuvieron que ser tomados en cuenta para la selección de materiales. Una gran variedad de componentes dentro de la turbina de gas están expuestos a cargas cíclicas de fatiga y fluencia y la selección del material es basado en su capacidad para poder soportar dichas cargas y el medio ambiente al que será expuesto [vi].

Históricamente el material empleado en la fabricación de alabes ha sido un acero inoxidable AISI-403 o AISI-403+Cb, ambos con 12% Cr (ferrítico) debido a su capacidad de formar una película durable pasiva, y su inherente resistencia al Stress Corrosion Cracking, el 403+Cb es un material adecuado para ser empleado en ambientes neutros y alcalinos, en donde la corrosión de aceros al carbón involucraría un costo de mantenimiento continuo. Durante la década de los 1980, surge un nuevo material llamado GTD-450, un acero inoxidable martensítico endurecido por precipitación [iii]. La tabla 1 muestra los materiales empleados en diferentes

componentes de la turbina de gas, los de particular interés, aquellos empleados en alabes de compresor.

Los avances logrados a través de los años en cuanto al desarrollo y mejora en materiales han contribuido en gran medida a crear turbinas con mayor potencia de salida y más eficientes. Las mejoras en el diseño de los motores de las turbinas de gas se han debido al desarrollo de materiales con niveles de desempeño mejorados, entre mayor es la resistencia de los materiales a soportar altas temperaturas de servicio, mayor es la eficiencia del motor de la turbina.

Existe una amplia gama de materiales con un desempeño sobresaliente a todo lo largo de la turbina, aceros especiales, aleaciones de Titanio y las llamadas súper aleaciones, solo por mencionar algunos. Los materiales compuestos han estado en tela de juicio a lo largo de los años, estando ahí como una opción muy discutida y motivo de búsqueda científica, sin embargo no han sido del todo empleados en motores de turbina de gas industriales.

Tabla 1. Aleaciones empleadas en diferentes componentes de la Turbina de Gas [viii].

Component	Cr	Ni	Co	Fe	W	Mo	Ti	Al	Cb	V	C	B	Ta
Turbine Blades													
U500	18.5	BAL	18.5	-	-	4	3	3	-	-	0.07	0.006	-
RENE 77 (U700)	15	BAL	17	-	-	5.3	3.35	4.25	-	-	0.07	0.02	-
IN738	16	BAL	8.3	0.2	2.6	1.75	3.4	3.4	0.9	-	0.10	0.001	1.75
GTD111	14	BAL	9.5	-	3.8	1.5	4.9	3.0	-	-	0.10	0.01	2.8
Turbine Nozzles													
X40	25	10	BAL	1	8	-	-	-	-	-	0.50	0.01	-
X45	25	10	BAL	1	8	-	-	-	-	-	0.25	0.01	-
FSX414	28	10	BAL	1	7	-	-	-	-	-	0.25	0.01	-
N155	21	20	20	BAL	2.5	3	-	-	-	-	0.20	-	-
GTD-222	22.5	BAL	19	-	2.0	2.3	1.2	0.8	-	0.10	0.008	1.00	-
Combustors													
SS309	23	13	-	BAL	-	-	-	-	-	-	0.10	-	-
HAST X	22	BAL	1.5	1.9	0.7	9	-	-	-	-	0.07	0.005	-
N-263	20	BAL	20	0.4	-	6	2.1	0.4	-	-	0.06	-	-
HA-188	22	22	BAL	1.5	14.0	-	-	-	-	-	0.05	0.01	-
Turbine Wheels													
Alloy 718	19	BAL	-	18.5	-	3.0	0.9	0.5	5.1	-	0.03	-	-
Alloy 706	16	BAL	-	37.0	-	-	1.8	-	2.9	-	0.03	-	-
Cr-Mo-V	1	0.5	-	BAL	-	1.25	-	-	-	0.25	0.30	-	-
A286	15	25	-	BAL	-	1.2	2	0.3	-	0.25	0.08	0.006	-
M152	12	2.5	-	BAL	-	1.7	-	-	-	0.3	0.12	-	-
Compressor Blades													
AISI 403	12	-	-	BAL	-	-	-	-	-	-	0.11	-	-
AISI 403 + Cb	12	-	-	BAL	-	-	-	-	0.2	-	0.15	-	-
GTD-450	15.5	6.3	-	BAL	-	0.8	-	-	-	-	0.03	-	-

La presente investigación recapitula en el fenómeno de corrosión, ya que es un aspecto importante para la selección de materiales utilizado en los alabes del compresor, de igual modo esto determina si el uso de alguna barrera protectora o recubrimiento debiera ser empleado.

Corrosión es la degradación de un material debido al medio ambiente. En la corrosión electroquímica, el ánodo el cual es el metal que corroe, sufre una reacción de oxidación y

gana electrones para el circuito. Para que exista una corrosión electroquímica debe haber un electrolito líquido (agua) para que permita el transporte de electrones. Otro tipo importantes de corrosión es el Pitting (picaduras), que como su nombre lo indica, crea pequeños pozos o cavidades debido a un ataque localizado (figura 3) [x].

SCC o Stress Corrosion Cracking, es la falla de una aleación debido a los efectos combinados de un ambiente corrosivo y un esfuerzo estático a tensión por debajo del Yield Strength (resistencia a la fluencia) de la aleación. Sí se presenta combinación exacta de esfuerzos y medio ambiente, casi cualquier metal es propenso a un SCC. El Stress o esfuerzo causa una ruptura en la película de óxido y se crea una grieta, lo cual expone al metal fresco que corroe y forma otra pequeña y delgada película de óxido. El óxido se fisura nuevamente, provocando más corrosión y así la fractura va creciendo hasta que se torna de una longitud considerable y entonces la falla ocurre [ix].



Figura 3. Fotografía de un Alabe que muestra picaduras por corrosión [i].

La tecnología de recubrimientos se ha vuelto una parte integral de la manufactura de los componentes de turbinas de gas operando a altas temperaturas, debido a que se combinan impresionantes propiedades mecánicas y una excelente resistencia a la oxidación/ Corrosión. Usualmente, los recubrimientos son compatibles con cualquier sustrato de las súper aleaciones comercialmente conocidas [x]; Los componentes de un motor fabricados de súper aleaciones son a menudo recubiertos para prevenir degradación con el medio ambiente y recientemente para proveer barreras térmicas lo cual permita operar a temperaturas mayores [x]. Los recubrimientos para medio ambiente (EBC- Environmental Barrier Coatings) son usados para prevenir el ataque del medio ambiente (oxidación, corrosión) hacia el sustrato, el mayor tiempo posible con el máximo grado de seguridad. Debe notarse que dichos recubrimientos no son inertes a los agentes de la atmosfera, pero reaccionan para proveer una protección formando una fuerte y densa capa de óxido adherente (Cr_2O_3 y Al_2O_3) a través de la interacción del cromo o aluminio con el oxígeno de la atmosfera [xi].

PROCEDIMIENTO.

Hasta hace poco, toda la producción de los alabes del compresor tanto estáticos como rotativos eran hechos de un acero inoxidable de grado 403 o 403 Cb, conteniendo un 12% de Cromo [iii]. La corrosión en los alabes del compresor puede ocurrir debido a humedad en el

medio ambiente, aunad a altos contenidos en sales y ácidos, los cuales se depositan principalmente en la parte del flowpath y Leading Edge. Cuando la turbina no está en operación, aun así, el compresor es propenso a la humedad, sí la temperatura del metal están por debajo del punto de condensación. La composición química de la humedad determina la severidad del daño ocasionado por este fenómeno. Para prevenir dicha corrosión, GE ha desarrollado y patentado una mezcla de aluminio llamada GECC-1 que emplea como recubrimiento en los alabes del compresor, dicha mezcla, contiene una capa superficial de tipo cerámica que mejora substancialmente su resistencia a la corrosión y erosión [iii]. En la década de 1980, GE introdujo un nuevo material, el GTD-450, un acero inoxidable martensítico endurecido por precipitación para sus avanzadas y mejoradas maquinas [iii]. El GTD-450 no sacrificaba resistencia al SCC y ofrecía una mayor resistencia a la tensión, a la fatiga por altos ciclos (HCF), y a la fatiga por corrosión comparada con el grado 403. Debido a su contenido de Cromo y Molibdeno ofrece adicionalmente una resistencia superior en ambientes salinos. En la tabla 2, se muestran la composición de los materiales que se mencionan [vi].

Tabla 2. Materiales utilizados en alabes del compresor y su composición química.

Grade	Chemical composition	Remarks
AISI 403	Fe12Cr0.11C	Martensitic stainless steel
AISI 403+Nb	Fe12Cr0.2Cb0.15C	Martensitic stainless steel with Nb addition
GTD-450	Fe15.5Cr6.3Ni0.8Mo0.03C	Precipitation hardening stainless steel

Históricamente, se puede observar las aleaciones base CrMoNiV son las que están siendo utilizadas actualmente por la industria de generación de electricidad, la tabla 3, muestra una comparativa entre los diferentes materiales empleados para los alabes del compresor por dos compañías líderes en el negocio de turbinas de gas, la base del material es muy similar [i], [vi].

Tabla 3. Materiales avanzados para varios componentes de las turbinas de gas.

Components	GE	SIEMENS
Buckets	Rene N5 SC Rene N6 SC DS GTD444 GTD111, DS, SC IN738, U500	IN738LC, IN713 DS, SC, IN792 Nim 90, 80A PWA 1483 SC
Nozzles	FSX414 DS, SC X 45/40, N155 GTD111, TD222, Rene N5 SC	IN939 DS, SC PWA 1483 SC
Combustors	HS188, Nim263 HASTELLOXY-X	15Mo3 with Tiles IN617 Liner
Turbine rotor	IN718, IN706 M152, A286 CrMoV	X12CrNiMo 1 2
Compressor rotor	CrMoNiV CrMoV	25NiCrMoV 11 5 26NiCrMoV 14 5
Compressor blades	X10Cr13 CUSTOM 450	X4CrNiMo 16 51X20Cr13 X20CrMo13

Se espera que en los próximos 20 años, exista un incremento de temperatura en la entrada de la turbina de alrededor de 480°K, para satisfacer la demanda de energía y niveles de eficiencia requeridos. Siendo así, el compresor deberá soportar mayores temperaturas, en tal situación, el uso de aleaciones de Titanio, aleaciones base Níquel y materiales compuestos serán empleados [xii]. Como contraste, se considera que existirá un incremento significativo en los costos de manufactura debido a la complejidad en los diseños de dichos componentes y los ingenieros de diseño se enfrentaran ante escenarios en los que se tengan diferentes gradientes

térmicos entre materiales avanzados y aquellos de componentes fabricados de aceros de aleaciones ferríticas [xiii].

Titanio.

Desde 1950 la temperatura en las últimas etapas del compresor ha aumentado alrededor de 570°K, las aleaciones de Titanio han mejorado su capacidad de resistencia a la temperatura hasta por encima de los 900°K (figura 4). Esto permitiría construir el compresor completamente en Titanio. Aleaciones de Ti-6Al-4V son utilizadas en componentes estáticos y rotativos en turbinas de avión. Casting es usado para manufacturar los componentes estáticos más complejos mientras que en los componentes rotativos se recurre al proceso de forja. Dicha aleación es usada en las etapas del compresor con menos temperatura de operación, esto es a una temperatura máxima de 590°K, mientras que para las partes más calientes el Ti-1100 (Ti-6Al-2.8Sn-4Zr-0.4Mo-0.4Si) es utilizado, una aleación competitiva al IMI834 ha sido evaluada por la compañía Allison Gas Turbine Engines para algunos de sus modelos 406/GMA3007/GMA2100, principalmente para castings [xiv]. Esta última aleación presume de un uso en temperaturas de 870°K. En Estados Unidos, el Ti6-2-4-2 (Ti-6Al-2Sn-4Zr-2Mo) es la aleación preferida para aplicaciones de altas temperaturas. Una variante de esta aleación, el Ti-6-2-4-2S es otra opción comercialmente disponible, la "S" indica una adición de 0.1-0.25% de Silicio para mejorar la resistencia a la fluencia. El Ti-6-2-4-2S es usado tanto en componentes tales como alabes, discos y rotores, a temperaturas por encima de los 800°K. Es utilizado en el compresor de alta a temperaturas superiores a las de la aleación del Titanio Ti-6-4, esto es, por encima de los 460°K para aplicaciones estructurales [xiv].

Sin embargo, la tendencia en los Estados Unidos ha sido trabajar a temperaturas inferiores, alrededor de 790 °K, utilizando aleaciones base Níquel aunque incurra en una penalidad en el peso del compresor. Esto es casi el doble del peso comparado con el Titanio.

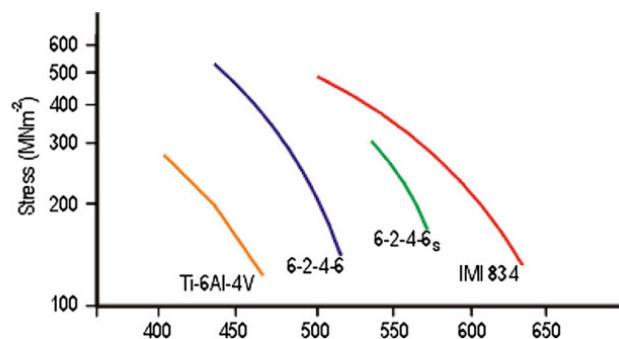


Figura 4. Evolución de la resistencia a la temperatura del Titanio.

Hoy en día el empleo de blisks (figura 5), o discos con alabes integrados, es un resultado natural de la evolución en el diseño de los componentes del compresor, en donde ya no se tiene un componente que sujete los alabes al disco, esto da como resultado una reducción significativa en peso y ahorros en costos [i]. Para unidades pequeñas el método de manufactura más económico consiste en maquinar ambos discos y alabes de una misma forja.

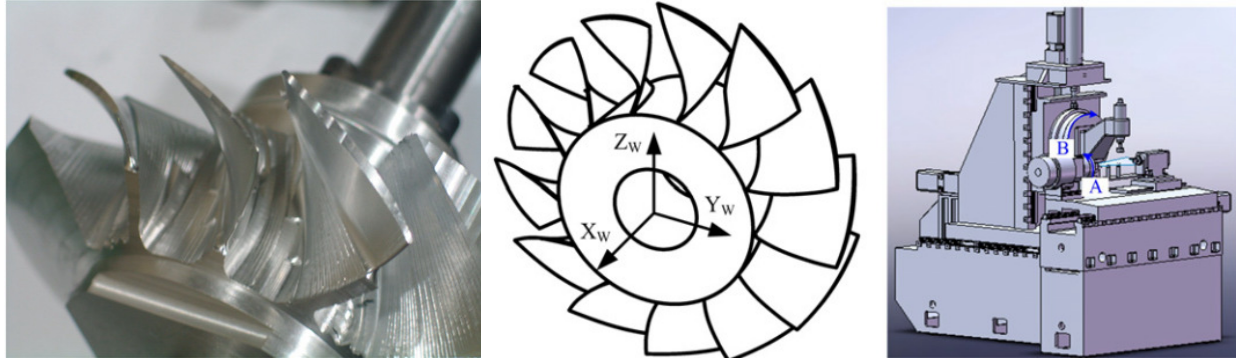


Figura 5. Blisk empleados en turbinas de avión [xv].

Materiales Compuestos de Matriz Metálica.

Otra opción de material, son los materiales compuestos de matriz metálica (MMC), los cuales podrían ser utilizados tanto en alabes como en discos del compresor. El uso de un material de refuerzo, como las fibras de carbono, les brinda un 50% más de fuerza y dos veces más rigidez comparada con las mejores aleaciones de Titanio para altas temperaturas, combinado con una disminución en la densidad. El empleo de materiales compuestos en este caso beneficiaría el diseño del alabe como tal, ya que se fabricaría un componente más rígido debido a que puede ser reforzado en la dirección que este necesite, con el objeto de lograr un control en los modos de vibración y evitaría el movimiento del alabe [i].

Intermetallics.

El uso de los llamados Intermetallics es otra opción viable que se tiene en mente para fabricar pequeños componentes tales como los alabes estáticos y rotativos del compresor; Compuestos base Níquel/ Aluminio y Titanio/Aluminio han sido investigados con particular énfasis. Existen excelentes revisiones en cuestión del desarrollo de Intermetallics basados en Titanio para aplicaciones de Aero-motores [xiv], [xvi], [xvii], [xviii]. En los cuales se indica, que estos ofrecen ventajas sobre el Titanio en cuestión de que son más fuertes, rígidos, poseen una mejor resistencia la temperatura y al fuego (ya que el titanio es altamente inflamable y plantea potenciales riesgos de seguridad). Así mismo, estos representan una alternativa como matriz a una aleación de titanio en una matriz compuesta de tipo metálica, aunque todavía está por ser considerado el tipo de fibras que tendría que ser usado para reducir cualquier desperfecto en la expansión térmica del compuesto [vi], [xviii].

Recubrimientos.

Es de particular importancia recubrir y proteger los alabes del compresor, ya que su estado integro es relacionado directamente en la eficiencia del compresor, además de que previene la liberación de algún alabe, que en este caso pudiera verse como el peor de los escenarios.

Los tipos de recubrimientos empleados principalmente son, barrier coatings y sacrificial coatings [xix]. Ambos como su nombre lo indica, protegen al material para prevenir su contacto con agentes corrosivos, con la diferencia de que los sacrificial coatings brindan una protección también al material base. Los recubrimientos empleados actualmente datan del uso de Níquel/

Cromo/Cadmio, Alúmina de Sílice y aluminio/materiales cerámicos por mencionar los más sobresalientes.

Ambos recubrimientos son del tipo, Overlay Coating, como se mencionaba anteriormente, la difusión del recubrimiento dentro del sustrato no es requerida para obtener la composición y estructura deseados. Aunque algunos elementos de difusión en la interfase entre el recubrimiento y el sustrato son necesarios para la adherencia del recubrimiento, no entran en reacción con el sustrato para su formación. Los recubrimientos para súper aleaciones base Níquel son generalmente del tipo MCrAlY, donde M puede ser cobalto, Níquel, acero, o alguna combinación de esos tres elementos. Los recubrimientos del tipo MCrAlY pueden contener 15-25% de Cromo, 10-15% de Aluminio, y 0.2-0.5% de Ytrio [x]. El aluminio ofrece la resistencia a la oxidación primordial formando óxido de aluminio Al_2O_3 , mientras que el Cromo es efectivo combatiendo la Corrosión generada por temperaturas excesivas e incrementa la actividad química del aluminio. La pequeña cantidad de Ytrio ayuda a mejorar la adherencia del producto resultado de la oxidación.

CONCLUSIONES/ RECOMENDACIONES.

La revisión crítica de carácter bibliográfico a la fecha muestra que el uso de Titanio es la opción más próxima y realística al ser empleada ya en algunas unidades Aero derivadas y por su uso en turbinas de aviación. Es de similar importancia el uso de compuestos metálicos llamados Intermetallics base Titanio/Aluminio o Níquel/Aluminio, ofrecen propiedades superiores por encima de las aleaciones de Titanio comercialmente conocidas.

El uso de compuestos de matriz metálica son una opción latente que será utilizada cuando el costo de fabricación de los mismos note a la baja, ya que los materiales compuestos siempre han sido considerados de alto costo, pero no necesariamente lo serán de por vida.

El empleo de cualquiera de las opciones presentadas por el presente autor representa una opción tecnológica que conllevará a la reducción de peso en el compresor en general. Se contemplan beneficios tales como, una reducción de esfuerzos en el disco lo cual permitiría velocidades de rotación más altas, al reducir la magnitud de la carga en los soportes del rotor, se esperaría un incremento en la vida de estos. No solo la eficiencia podría verse beneficiada, sino que al emplear materiales más resistentes y con propiedades superiores, el reemplazo y tiempos de inspección deberían prolongarse, evitando con esto el paro de la turbina y los costos que esto implica.

Si bien el uso de los materiales aquí mencionados no pudiera verse como una opción que se pudiera implementar de inmediato, lo que si puede hacerse es identificar etapas clave para el compresor como es el caso del Rotor de la etapa cero (R0), el cual es el componente que está más expuesto a la ingesta de cualquier tipo de FOD y corrosión presente en el medio ambiente y fabricarlo de un compuesto metálico de los llamados Intermetallics por las características propias del material anteriormente descritas en el presente artículo.

REFERENCIAS BIBLIOGRAFICAS.

-
- ⁱ Singh, Kulvir. "Advanced Materials for Land Based gas Turbines". *Trans Indian Inst Met.* 2014, pp. 605-620.
- ⁱⁱ Wall, Martin; Lee Richard; Frost Simon. "Offshore gas turbines integrity and inspection guidance notes". *Health & safety executive.* 2006, p.60.
- ⁱⁱⁱ Schilke, P.W. "Advanced Gas Turbine Materials and Coatings". 39th GE Turbine state of the Art Technology Seminar. August 19, 2004.
- ^{iv} Jahangiri, MR; Fallah, A A; Ghiasipour, A. "Cement kiln dust induced corrosion fatigue damage of gas turbine compressor blades- A failure analysis", *Materials and Design*, Elsevier: 2014.
- ^v Lewis, W J; Brew, J S; Bryanston P; Nawasra. "Engineering Structures". *School of Engineering. University of Warwick, UK.* June, 2011.
- ^{vi} Nageswara Rao Muktinutalapati. "Materials for Gas turbines – An Overview", *advances in gas turbine technology. Intech.* 2011.
- ^{vii} Mei, Zhan; Yuli, Liu; He, Yang. "Influence of shape and position of the preform in the precision forging of a compressor blade", *Journal of Materials Processing Technology*; June 2002.
- ^{viii} Boyce, Meherwan P. "Gas Turbine Engineering Handbook", Second Edition, Gulf Professional Publishing, Houston, Texas
- ^{ix} Campbell, F.C. "Coating technology". *Manufacturing technology for aerospace structural materials*; B.H. 2006, pp. 264-271.
- ^x Smith, W.F , "Nickel and Cobalt Alloys". *Structure and properties of Engineering Alloys.* 2nd edition. McGraw-Hill, Inc., 1993, pp. 478-536.
- ^{xi} Askeland, D.R. "Corrosion and Wear". *The Science and Engineering of Materials.* 2nd edition. PWS-KENT Publishing Co., 1989, pp. 777-804.
- ^{xii} Kumar Bohidar, Shailendra; Dewangan, Ravi. "Advanced Materials and used for different components of Gas Turbine". *International Journal of Scientific Research and Management*, Oct 2013.
- ^{xiii} Oakey J E; Pinder L W; Vanstome R; Henderson M; and Osgerby S. "Review of Status of Advanced Materials for Power Generation". Report No. Coal R224, DTI/Pub URN 02/1509 (2003).
- ^{xiv} Gogia, A.K. "High Temperature Titanium Alloys". *Defense Science Journal*, Vol.55, No.2. April 2005, pp149-173, ISSN 0011748X
- ^{xv} Meng Fan-Jun, Chen Zhi-Tong, Xu Ru-Feng, Li Xun, "Optimal barrel selection for the CNC machining of blisk"; *Computer-Aided Design*, Republic of China, 2014.
- ^{xvi} Kumphert, J.; Peters, M. & Keysser, W.A. "The Potential of Advanced Materials on Structural design of Future Aircraft engines", *Proceedings of RTO AVT Symposium on Design, Principles and Methods for Aircraft gas Turbine engines*, ISBN 92-837- 0005-8, Toulouse, France, May 11-15, 1998.
- ^{xvii} Lasalmanie, A. (2006). *Intermetallics: Why is it so Difficult to Introduce them in Gas Turbine Engines?*, In: *Intermetallic*, Vol.14, No.10-11. October 2006, pp1123-1129, ISSN 0966-9795
- ^{xviii} Leyans, C & Peters, M. *Titanium and Titanium Alloys: Fundamentals and Applications*, Wiley-VCH Verlag GmbH & Co, ISBN 9783527305346, Weinheim, FRG, 2003.
- ^{xix} Linden D. "Proceedings of 30th Turbo machinery Symposium". *Texas A&M University, USA* 2001, pp. 115.
- ^{xx} R. Rajendran, "Gas turbine coatings –An overview". *Engineering Failure Analysis. Gas Turbine Research Establishment. Elsevier*, 2012 pp. 356-366