

UNIVERSIDAD DE INGENIERÍA Y TECNOLOGÍA
CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA



**ANÁLISIS DE CAUSA RAÍZ DE RAJADURAS
PREMATURAS EN LA CÁMARA DE
COMBUSTIÓN DEL MOTOR AI-20D-5 Y
SIMULACIÓN NUMÉRICA DE CONDICIONES DE
FALLA**

TESIS

Para optar el título profesional de Ingeniero Mecánico

AUTOR(ES)

Jorge Luis Valdivia Paredes (ORCID: 0009-0007-9767-363X)

ASESOR(ES)

Carlos Rios Perez (ORCID: 0000-0002-4001-0807)

Lima – Perú

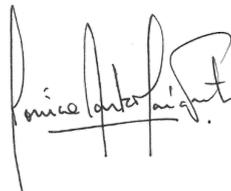
2023

DECLARACIÓN JURADA

Yo, Mónica Cecilia Santa María Fuster identificada con DNI No 18226712 en mi condición de autoridad responsable de validar la autenticidad de los trabajos de investigación y tesis de la UNIVERSIDAD DE INGENIERIA Y TECNOLOGIA, DECLARO BAJO JURAMENTO:

Que la tesis denominada “ANÁLISIS DE CAUSA RAÍZ DE RAJADURAS PREMATURAS EN LA CÁMARA DE COMBUSTIÓN DEL MOTOR AI-20D-5 Y SIMULACIÓN NUMÉRICA DE CONDICIONES DE FALLA” ha sido elaborada por el señor Jorge Luis Valdivia Paredes, con la asesoría de Carlos Ríos Paredes identificado con DNI 40916065, y que se presenta para obtener el título profesional de Ingeniero mecánico, ha sido sometida a los mecanismos de control y sanciones anti plagio previstos en la normativa interna de la universidad, encontrándose un porcentaje de similitud de 0%.

En fe de lo cual firmo la presente.



Dra. Mónica Santa María Fuster
Directora de Investigación

En Barranco, el 14 de setiembre de 2023

Dedicatoria:

*La dedico a todos los estudiantes que quieren ser
profesores*

A mi familia por el apoyo

Agradecimientos:

Agradezco a mi asesor por mostrar el compromiso para ayudarme a desarrollar esta investigación

Agradezco a mis compañeros de trabajos, excelentes profesionales y amigos del taller de motores del SEMAN

TABLA DE CONTENIDO

	Pág.
RESUMEN	24
ABSTRACT	25
INTRODUCCIÓN	14
CAPÍTULO I MARCO TEÓRICO	17
1.1 Características de diseño y operación de cámaras de combustión	17
1.1.1 Cámaras de combustión del motor AI-20D-5	18
1.1.2 Geometría y elementos de la cámara de combustión del AI-20D-5.....	19
1.2 Temperatura dentro de la cámara de combustión.....	21
1.2.1 Consumo de combustible en el motor AI-20D-5	22
1.2.2 Cálculo de temperatura de flama en la cámara de combustión.....	22
1.2.3 Control de temperatura del material de la cámara de combustión	25
1.3 Documentación de operación y mantenimiento del motor AI-20D-5	27
1.4 El mecanismo de falla de creep y fatiga integrados	28
1.5 Análisis de fallas y FMEA	32
1.6 Modelos numéricos para resolver campos de flujo en cámaras de combustión .	33
CAPÍTULO II METODOLOGÍA	38
2.1 Extracción de datos de vuelos en motores con fallas	38
2.2 Análisis numérico de la cámara de combustión	39

2.2.1	Modelo CAD de la cámara de combustión.....	39
2.2.2	Discretización de volúmenes de control.....	40
2.2.3	Consideraciones principales y de operación para los modelos desarrollados.....	41
2.2.4	Dinámica de Fluidos Computacional	45
2.2.5	Análisis térmico y estructural con elementos finitos.....	45
2.3	Método para el análisis cualitativo de la influencia del creep en las fallas prematuras.....	47
CAPÍTULO III RESULTADOS		50
3.1	Causas posibles de falla.....	50
3.2	Análisis numérico.....	52
3.2.1	Modelamiento computacional de fluidos y elementos finitos	53
3.2.2	Modelamiento computacional estructural.....	56
3.3	Modo de falla principal estimado.....	59
CONCLUSIONES.....		62
REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....		65

ÍNDICE DE TABLAS

	Pág.
Tabla 1.1 Propiedades de la Aleación INCONEL 600 [13] y [14].....	19
Tabla 1.2 Tolerancias en porcentajes en cada régimen comparado al tiempo total de servicio [11].....	22
Tabla 1.3 Tareas de mantenimiento a la cámara de combustión del motor AI-20D-5 [11]	28
Tabla 1.4 Esquema de mecanismos y efectos de falla [8, 5, 3].....	29
Tabla 2.1. Coordenadas de vectores para muestreo de temperatura y velocidad.....	41
Tabla 2.2 Parámetros de operación del motor AI-20D-5.....	42
Tabla 2.3 Propiedades de especies para hallar la temperatura de flama adiabática [15]	42
Tabla 2.4 Propiedades de entrada en la cámara de combustión	43
Tabla 2.5 Distribución de flujo másico de aire en la simulación	45
Tabla 3.1 Porcentaje de motores fuera de servicio clasificados por tipo de falla	50
Tabla 3.2 Estadísticas de los ciclos de vuelo de los motores H29825D098 y H29315D003	51
Tabla 3.3 Esfuerzos máximos y temperaturas en el régimen de despegue	60
Tabla 3.4 Escenarios para análisis de daño por creep y fatiga acumulados.....	61
Tabla 4.1 Registro de motores flota g6h8 marzo 2019.....	71
Tabla 4.2 Registro de vuelos	71

ÍNDICE DE FIGURAS

	<i>Pág.</i>
Fig. 1.1 Componentes principales en una cámara de combustión [10]	17
Fig. 1.2 Perfil de cámara de combustión armada [11]	20
Fig. 1.3 Construcción y tolerancias de cámara de combustión del motor AI-20D-5 [3]	21
Fig. 1.4. Tipos de dispositivos de capas de enfriamiento [20]	26
Fig. 1.5. Comportamiento de tasa de creep (a) con esfuerzo constante y (b) deformación constante.....	30
Fig. 2.1. Diagrama de Flujo de metodología.....	38
Fig. 2.2. Modelo CAD de 1 cabezal de la cámara de combustión.....	40
Fig. 2.3. Visualización de vectores para muestreo	41
Fig. 2.4. Zona de contacto de flama según ángulo de rociado del inyector (70°).....	43
Fig. 2.5. Distribución de flujo por áreas desde cabezal	44
Fig. 2.6. Modelo de cámara de combustión	44
Fig. 2.7. Flujos de calor a través de las paredes la de cámara de combustión [34].....	46
Fig. 2.8. Zonas de interés en el material de cámara de combustión	47
Fig. 2.9. División análisis de vida por creep y fatiga irregular en un ciclo de vuelo	48
Fig. 2.10. Horas para ruptura por creep de una placa de Inconel 600 con condición de laminado en caliente y laminado en caliente con recocido [14].....	49
Fig. 2.11. Esfuerzo de fatiga de forjas en 4 condiciones [14].....	49
Fig. 3.1. Porcentajes de tiempo en régimen de despegue en el ciclo de vuelo del motor H28625D098	52
Fig. 3.2. Porcentajes de tiempo en régimen de despegue en el ciclo de vuelo del motor H29315D003	52

Fig. 3.3. Sección transversal temperatura del gas en el campo de flujo de la cámara de combustión	54
Fig. 3.4. Vectores de velocidad en plano transversal del campo de flujo en la cámara de combustión	54
Fig. 3.5. Distribución de temperaturas en la cámara de combustión en régimen nominal	55
Fig. 3.6. Distribución de temperaturas en la cámara de combustión en régimen despegue	55
Fig. 3.7. Distribución de presión en la superficie de la cámara de combustión para régimen de despegue y crucero	56
Fig. 3.8. Distribución de temperaturas en la superficie superior régimen despegue (vista exterior).	56
Fig. 3.9. Distribución de esfuerzos en pared superior en régimen nominal a) y despegue b)	57
Fig. 3.10. Distribución de esfuerzos en pared inferior en régimen nominal a) y despegue b)	58
Fig. 3.11. Fotografía de rajadura en el hoyo de dilución del primer anillo externo de la cámara de combustión del motor AI-20D-5.....	59
Fig. 3.12. Fotografía de soldadura de rajadura en los hoyos de dilución terciarios en el anillo interno de la cámara de combustión del motor AI-20D-5.....	59
Fig. 4.1. Detalle de cabezal	72
Fig. 4.2. Detalle modelo de cámara de combustión sin cabezales.....	73
Fig. 4.3. Cálculo de proporción de aire que ingresa a través de hoyos de refrigeración y dilución.....	74
Fig. 4.4. Error de refinado de malla en vectores de muestreo en eje Z	75
Fig. 4.5. Error de refinado de malla en vectores de muestreo en eje Y	76

ÍNDICE DE ANEXOS

	Pág.
Anexo 1: Registros de motores y operación.....	71
Anexo 2: Esquemas	72
Anexo 3: Cálculo de proporción de aire que ingresa a través de hoyos de refrigeración y dilución	74
Anexo 4: Estudio de independencia de malla	75

ÍNDICE DE ECUACIONES

	Pág.
Ecuación 1.1: Proporción de equivalencia	22
Ecuación 1.2: Conservación de energía de reactantes y productos	23
Ecuación 1.3: Reacción estequiométrica.....	23
Ecuación 1.4: Reacción de mezcla pobre.....	23
Ecuación 1.5: Ecuación de balance de material	24
Ecuación 1.6: balance de material valor x_f	24
Ecuación 1.7: balance de material valor x_0	24
Ecuación 1.8: Ecuación de balance de material con constantes.....	25
Ecuación 1.9: Ecuación de transferencia de calor por convección.....	25
Ecuación 1.10: Ecuación de transferencia de calor por radiación.....	25
Ecuación 1.11: Daño de creep y fatiga por ciclo.....	31
Ecuación 1.12: Regla de suma de daño lineal.....	31
Ecuación 1.13: Daño de creep por ciclo	31
Ecuación 1.14: Daño de fatiga por ciclo	31
Ecuación 1.15: Daño de fatiga total.....	31
Ecuación 1.16: Daño de creep total	31
Ecuación 1.17: Ecuacion de continuidad	36
Ecuación 1.18: Ecuación de momento.....	36
Ecuación 1.19: Ecuación de energía	36
Ecuación 1.20: Ley de Fourier	36
Ecuación 1.21: Ecuacion de energía cinética	36
Ecuación 1.22: Ecuación de tasa de disipación de energía cinética	36
Ecuación 1.23: Viscosidad de Eddy	36

Ecuación 1.24: Ecuación de gas ideal.....	37
---	----

RESUMEN

La aparición temprana de rajaduras en la cámara de combustión de los motores AI-20D-5 en las aeronaves Antonov AN32-B es un problema que no ha sido investigado por completo. Estudios previos proponen que la causa de estas fallas es la fatiga térmica del material, sin embargo, no existe a la fecha un análisis que tome en cuenta mecanismos de falla combinados. Para este proyecto, se investigó la aparición de estas fallas prematuras a partir de la información de operación del motor y un análisis computacional de la interacción (térmica y de esfuerzos) entre los gases de combustión y la estructura de la cámara. Se aplicó un análisis computacional de fluidos para obtener las cargas térmicas y un análisis de elementos finitos para calcular la distribución de esfuerzos y deformaciones en el material de la cámara de combustión en la condición de operación de despegue. Por último, se estimó el factor de daño por suma lineal utilizando la regla de acumulación de Palmgren-Miner y de fracción de tiempo para que el material falle por creep y fatiga. Los resultados del cálculo de temperaturas y esfuerzos tienen relación con las zonas de aparición de rajaduras sumado a que se observa el relevante impacto del modo de falla por creep a condiciones de temperatura de flama reducida. Después de realizar el análisis cualitativo de los resultados de la simulación numérica en el material de la cámara de combustión se puede concluir que el causante principal de la aparición de fallas prematuras es que se opere el motor en régimen de despegue a 10% o más del tiempo total de vuelo. La acumulación de daño por creep discrepa de las teorías planteadas por investigaciones de posgrado anteriores en el mismo motor.

PALABRAS CLAVE:

Cámara de combustión; Creep; Rajadura

ABSTRACT

PREMATURE CRACKS ROOT CAUSE ANALYSIS ON THE COMBUSTOR LINER OF THE MOTOR AI-20D-5 AND NUMERICAL SIMULATION OF FAILURE CONDITIONS

The early appearance of cracks in the combustion chamber of AI-20D-5 engines in Antonov AN32-B aircraft is a problem that has not been fully investigated. Previous studies propose that the cause of these failures is the thermal fatigue of the material, however, to date there is no analysis that considers combined failure mechanisms. For this project, the occurrence of these premature failures was investigated from the engine operating data and a computational analysis of the thermal and stress interaction between the combustion gases and the chamber structure. A computational fluid analysis was applied to obtain the thermal loads and a finite element analysis to calculate the stress and strain distribution in the combustion chamber material in the takeoff operating condition. Finally, the damage factor was estimated by linear sum using the Palmgren-Miner accumulation rule and the fraction of time for the material to fail due to creep and fatigue. The temperatures and stresses calculation results are related to the areas where cracks appear, in addition to the fact that the relevant impact of the failure mode due to creep is observed at reduced flame temperature conditions. After carrying out the qualitative analysis of the results of the numerical simulation in the material of the combustion chamber, it can be concluded that the main cause of the appearance of premature failures is that the engine is operated in takeoff regime at 10% or more of the total flight time. Creep damage stacking is at variance with theories raised by previous postgraduate research on the same engine.

KEYWORDS:

Combustion liner, Creep, Cracking

INTRODUCCIÓN

En la flota de aeronaves AN-32-B de la Fuerza Aérea del Perú (FAP), la aparición de rajaduras prematuras en las cámaras de combustión (cc) de los motores AI-20D-5 es un problema aún con causas desconocidas y más de 20 años de antigüedad. Actualmente la FAP posee 4 aeronaves AN32B que cumplen funciones de cargo y transporte para personal civil. La unidad de potencia de los aviones AN32B es el motor turbina turbo propulsado AI-20D-5 de 3000 kW de potencia. Si durante el mantenimiento de este motor se observa un número de rajaduras importante (según el manual de mantenimiento del motor), este se desmonta de la aeronave y se repara o reemplaza. El desmontaje del motor debido a presencia de rajaduras en la cámara de combustión reduce el tiempo entre eventos de mantenimiento mayor hasta en un 50% y requiere el uso de un centro de mantenimiento especializado.

A pesar de la frecuencia de aparición e impacto de estas rajaduras en la operación de la aeronave, no existe un consenso sobre cuál puede ser la causa principal de este tipo de fallas. La única labor que se realiza en campo (en el Grupo Aéreo N° 8) es el registro de aparición y crecimiento de estas fallas por parte del personal de mantenimiento preventivo. Sólo cuando es necesario un mantenimiento mayor de la cámara de combustión, el Servicio de Mantenimiento de la FAP (SEMAN) procede a repararlas con soldadura, y/o reemplazar la cc por completo. En entrevistas al personal de reparación de motores del SEMAN, fue evidente que a la fecha no se realiza un estudio completo del tipo de rajaduras que aparecen (frágil o dúctil) ni sus causas. El antecedente más cercano a un análisis de falla fue el realizado por Tello [1]. Este autor concluyó que la aparición prematura de rajaduras es debido a la fatiga térmica del material [2, 3]. Sin embargo, investigaciones más recientes indican resaltan la importancia de evaluar el efecto combinado de distintos mecanismos de falla para cámaras de combustión [4].

Debido a su complejidad, los estudios de falla que comprenden mecanismos de falla integrados usan modelos numéricos y computacionales. Para determinar el impacto que tienen la geometría de la cámara y las condiciones de operación en la estructura de una cámara de combustión es necesario determinar los campos de presión, velocidad y temperatura en el flujo dentro de ella [5]. A partir de los campos de presión y temperatura,

Fengjun [5] y Chen [6] señalaron que la combinación de fatiga térmica, deformaciones, y desprendimiento de material (por ablación y/o degradación microestructural) es la probable causa de las rajaduras prematuras alrededor de los orificios de enfriamiento en las cámaras de combustión. Por otro lado, Leiyong [7] y Bache [8] demostraron el impacto de las fluctuaciones de esfuerzos (por la turbulencia e ignición de los gases al interior de la cámara), la fatiga térmica, y los altos gradientes de presión y temperatura no en la aparición y crecimiento de estas rajaduras. Todos estos autores enfatizaron la importancia de representar adecuadamente la geometría de la cámara y usar modelos de falla con mecanismos integrados para este tipo de análisis. En la actualidad, el modelamiento de fenómenos multifásicos como estos puede realizarse usando programas comerciales.

El objetivo general de esta investigación es evaluar de modo cualitativo que los mecanismos de falla de creep y fatiga son de mayor importancia en la aparición de rajaduras prematuras en la cámara de combustión de un motor AI-20D-5 operando a distintas condiciones empleando análisis de modo de falla combinado.

Los objetivos específicos de esta tesis son:

- Determinar la relación entre la ocurrencia de rajaduras prematuras y la duración de los regímenes de vuelo de despegue y crucero en cada vuelo de un grupo específico de motores AI-20D-5 a partir de los registros de vuelo y mantenimiento del SEMAN.
- Estimar los campos de esfuerzo en una cámara de combustión de un motor AI-20D-5 para dos escenarios de operación distintos (regímenes de vuelo crucero y despegue), empleando ANSYS FLUENT.
- Realizar un análisis cualitativo de la influencia del creep en las fallas prematuras de acuerdo con los esfuerzos obtenidos, registros de operación y modelo ASME.

La importancia de este trabajo de investigación es principalmente tecnológica pues es el primer análisis de métodos de falla combinados de la cámara de combustión de un motor de la FAP. Este trabajo de tesis también es el primer precedente de ingeniería focalizada usando herramientas computacionales de cámaras de combustión de aeronaves de la FAP. Se espera que los resultados de este trabajo contribuyan a la labor de los

centros de reparación de la FAP e incentive el uso de modelos adicionales de otros motores existentes en la flota de esta institución (por ejemplo, P95-SHA, TV3-117BM, Lycoming y PT6).

CAPÍTULO I

MARCO TEÓRICO

1.1 Características de diseño y operación de cámaras de combustión

La función principal de la cámara de combustión es garantizar la mezcla de aire y productos de combustión a la turbina de la aeronave. Para ello, se realizan distintos procesos en tres zonas características (Fig. 1.1; **Error! No se encuentra el origen de la referencia.**) zona de recirculación, zona de combustión y la zona de dilución [9]. La función de la zona de recirculación (primary zone) es de evaporar, parcialmente quemar y preparar al combustible para una rápida reacción. En la zona de combustión (intermediate zone) se realiza la reacción del combustible que se mezcló con el aire en la zona primaria. Esta zona se representa como un flujo de calor en el ciclo de turbinas a gas de Joule-Brayton. Idealmente, la combustión en esta zona es completa y la función de la zona de dilución (dilution zone) es principalmente disminuir la temperatura de los productos de combustión al mezclarlos con un flujo de aire frío proveniente del compresor.

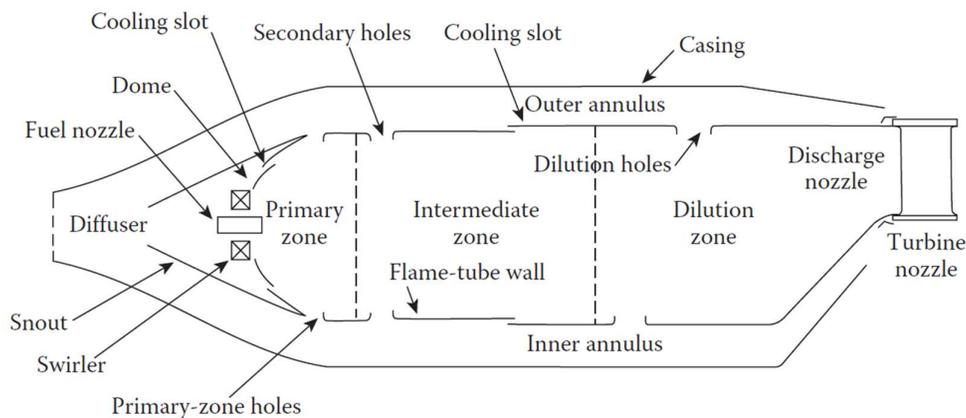


Fig. 1.1 Componentes principales en una cámara de combustión [10]

Las características del flujo de gases más importantes para esta investigación son las magnitudes y distribución de los campos de temperatura y velocidad en la entrada, interior, y salida de la cámara de combustión. La magnitud de estas características varía con la condición de operación del motor. La temperatura de aire a la entrada de la cámara

de combustión depende principalmente de la relación de presiones del compresor que en aeronaves modernas pueden alcanzar hasta 40 veces la presión atmosférica. Al interior de la cámara la temperatura de los gases (productos de combustión) varía con la relación de flujos de aire y combustible, la cual cambia con el modo de operación del motor (despegue o crucero). A la salida de la cámara de combustión, la temperatura de los gases disminuye por la dilución con aire proveniente del compresor.

La uniformidad de los perfiles de temperatura y velocidad a la salida de la cámara de combustión afecta significativamente el rendimiento y seguridad estructural de la cámara de combustión. La homogeneización de estas características se logra (principalmente) con una geometría adecuada de las paredes e inclusión de elementos de control de flama y de enfriamiento de superficies. Los elementos de control de flama son orificios (de distintos tamaños) por los que ingresa aire del compresor. Estos orificios de dilución se ubican circunferencialmente en las paredes de la cámara (Fig. 1.2) y son generalmente en donde aparecen las rajaduras prematuras.

Otros factores que afectan a la eficiencia de trabajo de la cámara de combustión son:

- Adecuada atomización y mezcla del combustible con el aire (principalmente controlado con la geometría de los inyectores).
- Presencia de vibraciones no deseadas/esperadas causadas por la inestabilidad de la combustión y/o turbulencia de flujos al interior de la cámara.
- Corrosión gaseosa de las superficies afectando la resistencia estructural de la misma
- Uso de materiales especiales que permitan alcanzar temperaturas y presiones mayores en la operación del motor [9].

1.1.1 Cámaras de combustión del motor AI-20D-5

El motor Ivchenko Progress AI-20D Serie 5 tiene una potencia nominal de 5100 shp (caballos de fuerza de eje) y pertenece a la aeronave Antonov AN-32B CLINE (aeronave de transporte medio, diseñado y fabricado en Ucrania por JSC Antonov). Los motores AI-20D-5 permiten que la aeronave alcance velocidad máxima de 530 km/h y una velocidad de crucero (velocidad estable en la cual se mantiene un avión en la mayoría

de su trayecto) de 470 km/h. La altura máxima de operación recomendada para esta aeronave es de 2500 kilómetros y su peso (máximo al despegue) es de 27 toneladas [11].

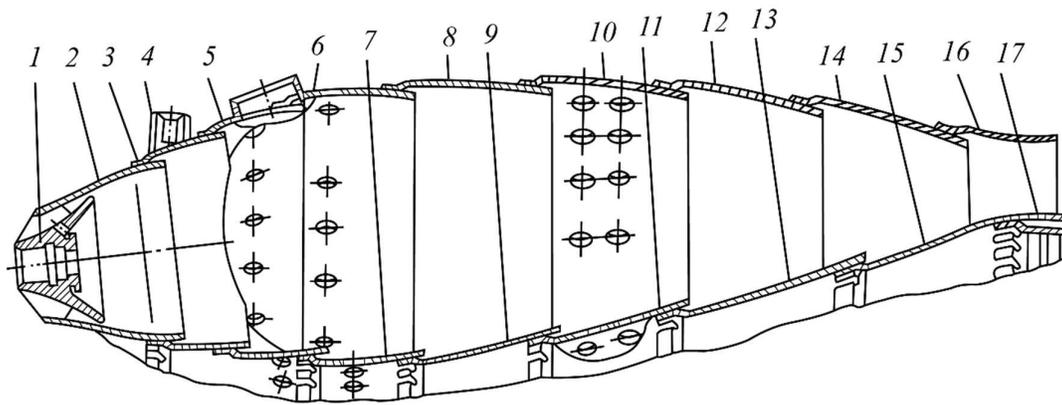
1.1.2 Geometría y elementos de la cámara de combustión del AI-20D-5

La cámara de combustión es del tipo cano anular, es decir que comienza siendo de la forma can(lata) de 10 cabezales y luego estos se unen un solo anillo. Mide 45 cm de largo desde cabezales hasta la salida y 50 cm de diámetro. El material de la cámara de combustión es la aleación de níquel INCONEL 600 [12] y tiene propiedades mecánicas isotrópicas descritas en la Tabla 1.1.

. La construcción de la cámara se realiza con anillos soldados sin ningún recubrimiento térmico especial. Su base es el anillo anular 4, fabricado en forma de corona con 10 ventanas, para los cabezales y un rebordeado para la transmisión de la sección anular a los cabezales (Fig. 1.3). Existen pequeños orificios distribuidos de manera uniforme en cada anillo que permiten un flujo perpendicular de aire del compresor al interior de la (flujo de regulación).

Densidad	8.5 g/cm^3
Módulo de Young (GPa)	190
Coefficiente de Poisson	0.29
Módulo de corte (GPa)	75
Coefficiente de expansión térmica	13 $\mu m/m - K$
Conductividad térmica	14 $W/m - K$
Esfuerzo último de tensión	730 MPa
Esfuerzo de fluencia	360 MPa

Tabla 1.1 Propiedades de la Aleación INCONEL 600 [13] y [14]



- | | |
|----------------------------------|-----------------------|
| 1. Flame Stabilizer | 9. Second Inner Ring |
| 2. Head | 10. Third Outer Ring |
| 3. Head Ring | 11. Third Inner Ring |
| 4. Bushing | 12. Fourth Outer Ring |
| 5. Flame Tube First Section Ring | 13. Fourth Inner Ring |
| 6. First Outer Ring | 14. Fifth Outer Ring |
| 7. First Inner Ring | 15. Fifth Inner Ring |
| 8. Second Outer Ring | 16. Fitting Ring |
| | 17. Fitting Ring |

Fig. 1.2 Perfil de cámara de combustión armada [11]

ELEMENTO	SE PERMITE	NO SE PERMITE
TURBINA	CORROSIÓN	RAJADURAS, PERFORACIONES POR QUEMADURAS
ANILLO DE AJUSTE		DEFORMACIONES PROTUBERANCIAS
5to ANILLO	DEFORMACIÓN L < 300 mm. Si no tapa alabes de I etapa turbina	RAJADURAS CON TENDENCIA A DESPRENDIMIENTO DE MATERIAL; PERFORACIONES POR QUEMADURAS EN LOS ANILLOS
4to ANILLO		
3er ANILLO	DEFORMACIONES: ALTURA < 10 mm LARGO < 300 mm CANTIDAD < 2 unid	
2do ANILLO		
1er ANILLO		
CABEZAL ENVOLTURA INYECTOR - Z	DEFORMACIONES HASTA 5 mm CORROSIÓN DE LA ENVOLTURA Y CABEZAL	EXCENRICIDAD, OBSTRUCCIÓN DE LOS ORIFICIOS
PASAJE	FUSIÓN DEL PASAJE L < 25 ANCHO <= 5 $n_r \leq 2, N\Sigma \leq 10$	DESCOLORACIÓN POR QUEMADURAS MAYOR AL PERMISIBLE
1er ANILLO		RAJADURAS CON TENDENCIA A DESPRENDIMIENTO DE MATERIAL; PERFORACIONES POR QUEMADURAS EN LOS ANILLOS
2do ANILLO		
3er ANILLO	RAJADURAS EN LA BANDA DE CONEXIÓN L <= 5	
4to ANILLO		
5to ANILLO	DEFORMACIÓN QUE NO TAPE ALABES I ETAPA DE TURBINA L <= 150 mm	
		DEFORMACIONES POR TORDA LA CIRCUNFERENCIA $H \leq 10, L \leq 150, H\Sigma \leq 2$
		RAJADURAS L < 60, (L < 20 NO CONSIDERAR), $n_i < 3, n\Sigma \leq 6$ POR TODA LA CÁMARA

Fig. 1.3 Construcción y tolerancias de cámara de combustión del motor AI-20D-5 [3]

1.2 Temperatura dentro de la cámara de combustión

La temperatura dentro de la cámara de combustión cambiará de acuerdo con la relación de aire combustible en la que estará operando el motor. La velocidad depende del flujo másico proveniente del compresor y se puede controlar el flujo con válvulas de sangrado. De acuerdo con las necesidades de aceleración de la aeronave el flujo de combustible varía, en el arranque y aceleración se necesita más flujo debido a que se requiere una rápida elevación de temperatura y potencia, mientras que en el régimen de crucero se reduce el flujo de combustible casi a su mínimo porque el aire a esa altura ofrece poca resistencia. En general, una mezcla pobre en combustible (cantidad menor a la estequiométrica) tendrá una temperatura menor a la de flama adiabática.

1.2.1 Consumo de combustible en el motor AI-20D-5

Existen procedimientos en el manual de mantenimiento del motor para determinar el flujo de combustible tanto a nivel del suelo como en vuelo y el consumo de combustible depende del consumo del combustible. Los regímenes de vuelo de las aeronaves son etapas de vuelo basadas en las necesidades de operación en la aeronave en cada ciclo de vuelo (desde el encendido hasta el apagado de los motores). Estos regímenes de vuelo se relacionan directamente con el consumo de combustible y pueden tener duraciones variadas en cada vuelo. Según el manual de mantenimiento del motor AI-20D-5 [12], el tiempo de despegue respecto al tiempo total de vuelo no debe superar el 2% y por ciclo de vuelo no se debe ser mayor al 10% debido a los altos consumos de combustible y consecuentes elevadas temperaturas de gases de combustión. La Tabla 1.2 muestra los consumos de combustible por cada régimen.

Condición de potencia	Nivel de acelerador acorde al dial del FCU, en grados	Velocidad del eje		Flujo de combustible kg/h, máx.	Tiempo de operación continua, minutos	Tiempo en porcentaje permitido en tiempo de vida	Tiempo en porcentaje permitido por ciclo de vuelo
		RPM	%				
Despegue	100 \pm ₂ ⁴	12300 ⁺⁹⁰	95.5 to 96.2	1205	5 max	2	10
Máximo	90 \pm ²	12300 ⁺⁹⁰	95.5 to 96.2	1140	30 max	10	–
Máximo continuo	79 \pm ²	12300 ⁺⁹⁰	95.5 to 96.2	1040	ilimitado	40	–
Crucero	70 max	12300 ⁺⁹⁰	95.5 to 96.2	–	ilimitado	ilimitado	ilimitado
Marcha lenta	0	10400 ⁺²⁰⁰	80.5 to 82.5	–	30 max	ilimitado	ilimitado

Tabla 1.2 Tolerancias en porcentajes en cada régimen comparado al tiempo total de servicio [11]

1.2.2 Cálculo de temperatura de flama en la cámara de combustión

El parámetro empleado para analizar la proporción de cantidad de oxígeno en condiciones estequiométricas y reales se denomina proporción de equivalencia (Φ):

$$\phi = \frac{\left(\frac{A}{F}\right)_{\text{estequimetrico}}}{\left(\frac{A}{F}\right)} \quad (1.1)$$

A = Masa de Aire

F = Masa de Combustible

Φ = Proporción de equivalencia

Cuando $\Phi < 1$ la mezcla se denomina débil o pobre y los gases de combustión tienen menor temperatura. Por otro lado, cuando $\Phi > 1$, la mezcla se denomina rica y caracteriza por tener combustión incompleta y mayor temperatura.

La temperatura de la flama dentro de la cámara de combustión para el régimen de despegue se asume igual a la temperatura de la flama adiabática a presión constante y para el régimen nominal es la temperatura de flama para mezclas débiles. En el régimen de despegue se asume una reacción instantánea y combustión completa (no disociación). La temperatura de la flama adiabática se estima a partir de la reacción estequiométrica de combustión y el principio de conservación de energía igualando las entalpías absolutas de reactantes y productos en el estado final (ecuación 1.2) [15].

$$H_{\text{react}}(T_i, P) = H_{\text{prod}}(T_{\text{ad}}, P) \quad (1.2)$$

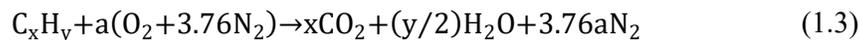
T_{ad} = temperatura de flama adiabática

T_i = temperatura de productos antes de reaccionar

H_{react} = Entalpía de reactantes

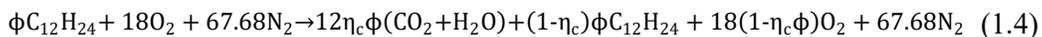
H_{prod} = Entalpia de productos

En la combustión de un hidrocarburo, la reacción estequiométrica es:



Donde $a = x + y/4$

Para hallar la temperatura de flama en el régimen nominal, llamado también crucero, se utilizan las ecuaciones para mezclas débiles. Para una mezcla pobre/débil las ecuaciones son:



De acuerdo con [16], la tasa de reacción, que representa la tasa ideal de reactantes para combustión completa, entre combustible y aire se expresa por la ecuación de balance de material, que es la ecuación 1.5. Esta expresión (ecuación 1.4) asume que: 1) El

material consumido forma una mezcla de CO₂, CO, H₂ y H₂O en equilibrio de agua-gas a la temperatura T, y 2). Las fracciones (1-η_c) del combustible original y (1-η_cφ) del oxígeno original se mantienen y son considerados los únicos reactantes.

$$\eta_c \phi \dot{m}_A = C_{cf} V T^{0.5} \exp\left(-\frac{E}{RT}\right) \rho^n x_f^m x_o^{n-m} \quad (1.5)$$

Donde:

η_c = Moles de aire

ṁ_A = Flujo de masa

C_{cf} = (P/RT)ⁿ

V = Volumen de reacción m³

T = Temperatura de reacción K

ρ = densidad kg/m³

x_f = Fracción de moles en gases de combustión

x_o = Fracción de moles en gases de combustión

E = Energía de activación, gran-cal/gran-mole

R = Constante de gas 1.987 gram-cal/(gran-mole) (K)

En la ecuación de balance de material los valores de x_f y x_o tienen la siguiente forma de acuerdo con la ecuación de balance químico.

$$x_f = \frac{(1-\eta_c)\phi}{85.68 + \phi + 5\eta_c\phi} \quad (1.6)$$

$$x_o = \frac{18(1-\eta_c\phi)}{85.68 + \phi + 5\eta_c\phi} \quad (1.7)$$

Respecto a las constantes m y n de la ecuación 1.8, utilizando resultados experimentales Longwell y Weiss en [17] se dieron cuenta que utilizar un valor para n en la ecuación 1.4 menor a 2 era conveniente. Para m y n se utiliza 0,75 y 1,75 respectivamente.

$$\frac{\dot{m}_A}{VP^{1.75}} \propto \frac{1}{T^{1.25} \exp(E/RT)} \frac{1}{\phi^{0.25}} \frac{(1-\eta_c)^{0.75} (1-\eta_c \phi)}{\eta_c} \quad (1.8)$$

1.2.3 Control de temperatura del material de la cámara de combustión

Los mecanismos de transferencia de calor dentro de una cámara de combustión y que utilizan los sistemas de enfriamiento de material son conducción, convección y radiación. Las formas típicas de convección y radiación que se utilizan son:

$$Q_{\text{conv}} = h(T_{\text{gas}} - T_{\text{pared}}) \quad (1.9)$$

$$Q_{\text{rad}} = \sigma_{\text{SB}} \varepsilon^* (T_{\text{max}}^4 - T_{\text{pared}}^4) \quad (1.10)$$

Donde:

σ_{SB} = coeficiente de Stefan-Boltzmann

ε^* = emisividad de las paredes.

El método más empleado para el enfriamiento de estructuras de la cámara de combustión es el de enfriamiento por capa. El enfriamiento de las paredes de la cámara de combustión es esencial para evitar la falla estructural del material de esta y/o la disminución de vida útil por fatiga térmica [18]. El método de enfriamiento por capa de aire consiste en la creación de una capa de aire frío entre los gases calientes y la estructura del material y puede ser por efusión, por traspiración o por inyectado simple [19]. Los dos primeros métodos son más eficientes, pero empezaron a emplearse después de 1990 por la mejora en los procesos de manufactura [18]. En el método por inyección directa, las ranuras por las que ingresa el aire frío son pequeñas ranuras u orificios maquinados en el material de la cámara de combustión (Fig. 1.4).

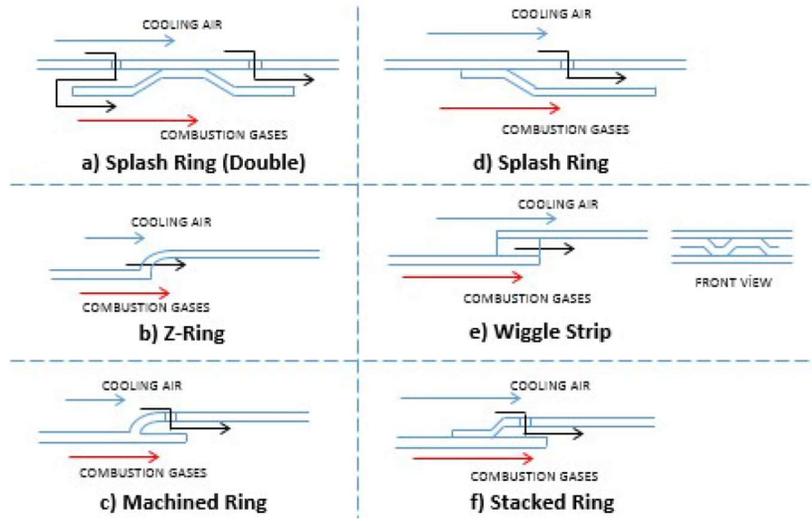


Fig. 1.4. Tipos de dispositivos de capas de enfriamiento [20]

1.3 Documentación de operación y mantenimiento del motor AI-20D-5

La documentación disponible de los motores en el SEMAN son los: registros de motores, registros de vuelo, manuales de operación y manuales de mantenimiento. En el documento “Registro de motores” se presenta la condición de cada motor AI-20D-5 de la Fuerza Aérea del Perú. Este documento redactado en marzo de 2019 en el Grupo Aéreo número 8 indica 1) estado de operación de los 20 motores AI-20D-5, 2) razón de inoperatividad (incluyendo tiempo de servicio hasta cese de operaciones), y 3) tiempo remanente de los motores operativos para entrar a una inspección mayor (2000 a 3000 horas). Los indicadores y criterios para sacar un motor de operación se muestran en la Fig. 1.3 de los cuales se clasificará el tipo de falla: presentar rajaduras fuera de límite, fallas en álabes de turbina, vibración fuera de límite y Tiempo Entre Overhaul (TBO) vencido. En los registros de operación (registros de vuelo) se detalla el tiempo de operación en cada régimen de vuelo. Los regímenes de vuelo en registro de operación son: en tierra, despegue, máximo crucero y crucero(nominal). Es en el régimen de despegue donde los parámetros de operación son los más exigentes, generalmente caracterizados por su alto consumo de combustible. El detalle de los documentos está en el Anexo 1.

La aparición de rajaduras prematuras en la Cámara de combustión de los motores AI-20D-5 dificulta la ejecución del plan de mantenimiento programado por el SEMAN (Tabla 1.3).

Técnicas de mantenimiento	Frecuencia	Encargado	Tareas
Preventivo	50 horas	Grupo N°8 FAP	Lavar filtros de aceite
	300 horas		Inspección videoscópica a la cámara de combustión y primera etapa de turbina.
	900 horas		Inspeccionar las bujías Inspeccionar la variación de indicadores de vibración Inspección videoscópica a la cámara de combustión
	1800 horas		Inspeccionar y lavar los filtros de aceite Inspección videoscópica a la cámara de combustión

HSI	2000 horas	SEMAN PERU	Reparación de zona caliente (cámara de combustión, turbina y tobera reactiva) y caja reductora.
Correctivo	-	Grupo N°8 FAP	-
Overhaul	3000 horas	Fabricante	Tareas tipo Service Bulletin

Tabla 1.3 Tareas de mantenimiento a la cámara de combustión del motor AI-20D-5 [11]

1.4 El mecanismo de falla de creep y fatiga integrados

La interacción entre los mecanismos y fenómenos que tienen lugar a altas temperaturas en la cámara de combustión complica el análisis de las fallas. Cuando se produce una interacción de fallas, este proceso acelera la formación de rajaduras erosión y corrosión a temperaturas superiores al 30% de la temperatura de fusión [21]. Mientras que, a temperatura ambiente, la resistencia de un material está limitada por su límite elástico, en altas temperaturas dicha resistencia depende de su factor de fluencia en el tiempo, el cual se define como la deformación causada por los esfuerzos a lo largo del tiempo [22]. Esto se debe a que el límite elástico se relaja de manera progresiva. La Tabla 1.4 proporciona una organización de los mecanismos de falla y sus respectivas consecuencias en las cámaras de combustión can-anulares.

Una vez que las consecuencias de cada mecanismo de falla han sido determinadas, es posible identificar sus efectos en la operación. Estos efectos incluyen: 1) la retirada de servicio de un motor, 2) los daños en la turbina y 3) la reducción de la eficiencia acompañada de un mayor consumo de combustible. Un ejemplo de la interacción entre mecanismos de falla se evidencia en cómo la fatiga térmica, que da lugar a rajaduras, puede verse amplificada por fenómenos como el creep.

Mecanismo de falla	Descripción	Consecuencias
Combustión desigual	Las flamas y la temperatura no se distribuyen de manera equitativa en ciertas zonas de la cámara de combustión	Quemaduras Deformaciones Perforaciones Formación de sarro, hollín y carbón
Flujo de gas con impurezas	Cuando no se filtra bien el aire de entrada o algún elemento externo de la etapa de compresión se filtra al sistema	Desgaste abrasivo

Flujo de gas sin impurezas	Desgaste erosivo y corrosión en caliente	Perforaciones Comienzo de rajaduras
Altas emisiones	Significa altas temperaturas en la zona primaria de la cámara de combustión y combustión incompleta	Deformaciones Quemaduras Rajaduras
Fuerzas vibratorias	Oscilaciones de presión o vibración en el motor	Rajaduras Propagación de rajadura
Ciclos térmicos	La duración de ciclos térmicos y la variación de parámetros de operación	Rajaduras por fatiga térmica

Tabla 1.4 Esquema de mecanismos y efectos de falla [8, 5, 3]

El creep de materiales es un mecanismo de falla típico en los materiales aeronáuticos y está asociado con plasticidad dependiente del tiempo a una carga constante y a temperaturas elevadas, a veces mayores a $0.5 T_m$, donde T_m es la temperatura absoluta de fundido. La plasticidad a estas condiciones es descrita en la Fig. 1.5 para condiciones de esfuerzo constante (a) y razón de deformación (b). Primero, la curva se divide en tres regiones, la Etapa I, o creep primario es la zona en la que la razón de creep (razón de deformación plástica), $\dot{\epsilon} = d\epsilon/dt$ se incrementa con deformación plástica o el tiempo. En (a) la razón de creep primario decrece con el aumento de deformación, análogamente en (b) bajo condiciones constantes de razón deformación, el metal se endurece, resultando en flujos de esfuerzo mayores. ¹ A menudo, en metales puros, la razón de deformación decrece o el esfuerzo incrementa a un valor en el que es constante en un rango de deformación. Este fenómeno es denominado Etapa II, secundaria, o creep en estado estable (SS). Eventualmente, cavitación y/o rajaduras incrementan la razón de deformación aparente o decrece el flujo de esfuerzo, este régimen es la Etapa III o creep terciario que termina en fractura [23].

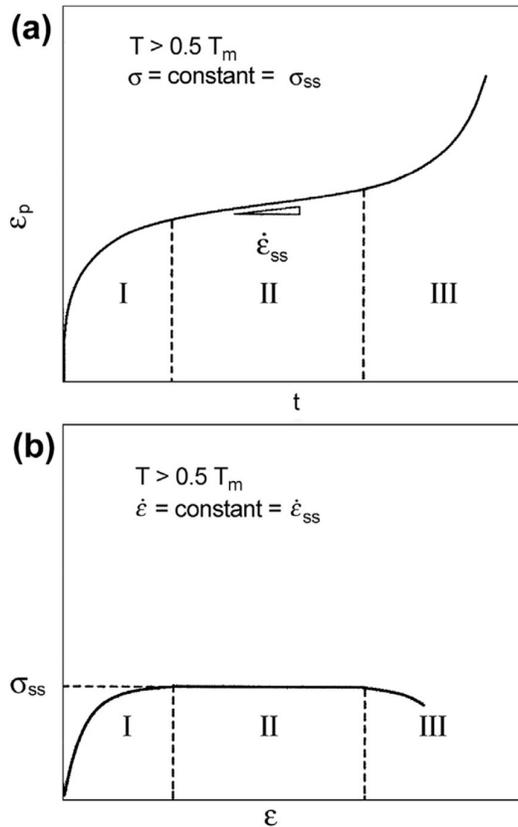


Fig. 1.5. Comportamiento de tasa de creep (a) con esfuerzo constante y (b) deformación constante [22]

Existen varios modelos que describen como el creep potencia el efecto de la fatiga en la falla, uno de los más utilizados y conservativos en el diseño de máquinas es el modelo propuesto por ASME. Según el código ASME la ecuación para el análisis de interacción creep-fatiga es el modelo de suma linear y bilineal, en el cual el daño causado por creep y fatiga en un ciclo creep-fatiga se asume que obedece las relaciones de daño de creep puro y fatiga pura. El daño de creep acumulado está dada por la regla de acumulación de daño conocida como regla de fracción de tiempo y el daño por fatiga acumulado es dado por la regla acumulativa de daño Palmgren-Miner [24] y se analizan de manera desacoplada. Existen ciertas condiciones de vuelo que tienen más impacto en la cámara de combustión en un ciclo individual de vuelo, el ciclo nominal y de despegue. La temperatura de flujo interno en régimen nominal es menor que en la de despegue por lo que el análisis de vida de fatiga y creep tiene dos estados de esfuerzos diferentes. Los esfuerzos en la cámara de combustión dependen en gran parte de la dilatación térmica causada por los altos gradientes de temperatura en el metal, pero no se debe excusar a

cargas mecánicas causadas por la acción combinada de los procesos de combustión y la dinámica del fluido en el flujo de aire caliente y los flujos de enfriamiento.

Asumiendo que los daños de creep y fatiga son linealmente aditivos en naturaleza, el daño creep-fatiga por ciclo es acumulado:

$$d = d_f + d_c \quad (1.11)$$

La falla por creep fatiga ocurre cuando

$$D_f + D_c = 1 \quad (1.12)$$

La ecuación (1.12) es conocida como regla de suma de daño lineal [25].

$$d_c = \int_0^{t_c} \frac{\dot{\epsilon}_c(t, T) dt}{\epsilon_R(\dot{\epsilon}_c, T)} \quad \text{ó} \quad d_c = \int_0^{t_c} \frac{dt}{t_R(\sigma, T)} \quad (1.13)$$

$$d_f = \frac{1}{N} = \left(\frac{\epsilon_{p,ref}}{C_0} \right)^{1/\beta_0} \quad (1.14)$$

$$D_f = \sum_i n_i d_{f(i)} = \sum_i \frac{n_i}{N_i} \quad (1.15)$$

$$D_c = \sum_i \frac{t_i}{t_{R(i)}} \quad (1.16)$$

Donde:

- t_i Duración del creep bajo el esfuerzo aplicado σ_i t T_i
- t_c Tiempo del ciclo
- $t_R = f(\sigma, T)$ Tiempo de vida de creep antes de la ruptura
- d_c Daño de creep por ciclo
- d_f Daño de fatiga por ciclo
- D_c Daño acumulado de creep
- D_f Daño acumulado de fatiga

n_i	Número de ciclos
$\varepsilon_{p,ref}$	Amplitud de deformación cíclica, “ref” significa condición de fatiga pura
ε_R	$=f(\sigma,T)$ Capacidad de deformación por creep antes de ruptura
$\dot{\varepsilon}_c$	Tasa de cambio de deformación por creep
C_0	Capacidad de fatiga para un ciclo de la vida de fatiga
β_0	Exponente de fatiga
N	Ciclos de vida de fatiga

Existen otros modelos de predicción que han sido propuestos aparte de la regla de daño de suma lineal [26]: el método de histéresis de energía [27], el método de partición de rango de deformación [28], el método basado en mecánica de fractura [1], el método basado en mecanismo [29] y el método modificado por frecuencia [30]. A pesar de que estos modelos son más precisos que el de la suma lineal de ASME, no se utilizan estos métodos en esta investigación porque requieren factores extraídos de ensayos experimentales realizados en el material de estudio.

1.5 Análisis de fallas y FMEA

El análisis de falla es un proceso que identifica las causas físicas de los problemas en componentes y sistemas. Durante el desarrollo de este tipo de análisis se debe asegurar la confiabilidad, seguridad, rendimiento, rentabilidad del proceso o producto, satisfacción de cliente, y disminución/control del impacto al medio ambiente [22] [31]. En la actualidad existen diversas metodologías para realizar un análisis de falla. El método FMEA (Failure Mode and Effect Analysis) fue desarrollado a inicios de 1950 y aún se emplea en áreas nuevas como la robótica, biosistemas, y programas computacionales (software) [32]. Este método consiste en examinar todos los posibles modos de falla de un producto o proceso y determinar su impacto. Luego, se procede a definir un conjunto de pasos/estrategias que permitan eliminar la presencia de a cada falla o mitigar sus efectos a través de planes de contingencia. Al evaluar todos los modos de falla, el FMEA

puede lograr una asignación y uso más eficiente de los recursos disponibles para mitigar los requerimientos de falla en todas las fases del desarrollo/producción

El planeamiento y ejecución de un FMEA son bastante importantes para el éxito del análisis. Durante la etapa de planeamiento del FMEA se requiere tener un conocimiento detallado del producto/sistema a evaluar. Esta información incluye requerimientos, modos de operación y funciones, niveles de desempeño, y aspectos regulatorios (entre otros). La fuente de esta información debe ser claramente identificada y puede ser interna o externa (literatura disponible). Durante la ejecución, los pasos específicos a seguir pueden variar acorde a la aplicación; sin embargo, por lo general se incluyen:

1. Identificar los modos de falla de cada componente
2. Determinar el efecto de cada modo de falla, ya sea local o en todo el sistema analizado
3. Clasificar la falla por sus efectos en la operación y desempeño del sistema
4. Determinar la probabilidad de ocurrencia de la falla
5. Identificar como se puede detectar el modo de falla (importante para fallas con tolerancias)
6. Identificar cualquier disposición que compense los efectos de la falla o cambios en el diseño para mitigarlos.

El registro de todo el proceso debe ser muy cuidadoso. Los detalles del análisis FMEA deben ser organizados en hojas de trabajo y describir detalladamente al producto/componente/sistema, los modos de falla y como se detectaron, así como sus consecuencias. Relacionar estos modos de falla entre ellos y a otros documentos de diseño mediante diagramas de flujo y bloques es una práctica muy recomendada:

1.6 Modelos numéricos para resolver campos de flujo en cámaras de combustión

Los modelos numéricos son herramientas que buscan aproximar la solución de ecuaciones diferenciales que describen un fenómeno físico luego de ser simplificadas y en base a condiciones particulares. Existen diversas consideraciones físicas y numéricas

que deben especificarse para la realización de simulaciones de cámaras de combustión. Los principios que generalmente se modelan son los de conservación de masa, conservación, energía, especies y turbulencia. Para simulaciones como las de este trabajo se considera que el flujo de combustión es representado como un flujo de aire caliente turbulento de gas ideal de estado estable, flujo turbulento y compresible. Estas consideraciones aumentan el error al momento de calcular numéricamente el resultado. Para resolver los modelos CFD modernos se puede utilizar un solucionador de las ecuaciones de Navier-Stokes como Ansys Fluent. Programas como este son utilizados para calcular los campos de flujo compresible dentro de la cámara de combustión y luego evaluar su interacción con sus paredes.

En las simulaciones de CFD, la representación precisa de la realidad física depende de la cuidadosa consideración de dos aspectos críticos: las condiciones de frontera y las condiciones iniciales. Las condiciones de frontera definen las interacciones entre el dominio computacional y su entorno, delineando el comportamiento del flujo de fluidos, la transferencia de calor y otros fenómenos físicos en los bordes del dominio [33]. Estas condiciones a menudo se basan en datos experimentales, conocimientos físicos o especificaciones de ingeniería y su selección puede influir profundamente en la precisión de la simulación. De manera similar, las condiciones iniciales establecen el punto de partida para la simulación, proporcionando valores para variables como la velocidad, la presión y la temperatura en todo el dominio desde el principio. La determinación precisa de ambos tipos de condiciones es crucial, ya que los errores o las inconsistencias pueden conducir a resultados erróneos y reducir la precisión de los resultados de la simulación. Si las condiciones de frontera se especifican incorrectamente pueden distorsionar los patrones de flujo o incluso conducir a comportamientos no físicos. Asimismo, las condiciones iniciales inexactas pueden causar errores que se propagan a lo largo de la simulación [34].

La elección de los métodos numéricos empleados para resolver las ecuaciones de gobierno es una fase fundamental en CFD. Los distintos métodos como diferencias finitas, volumen y elementos finitos, ofrecen claras ventajas y desventajas. Los métodos de diferencias finitas, por ejemplo, se destacan por su simplicidad y facilidad de implementación, pero pueden tener problemas con geometrías complejas. Los métodos de volumen finito, por otro lado, son reconocidos por sus propiedades de conservación,

haciéndolos adecuados para analizar flujos con condiciones de frontera complejas. Sin embargo, pueden requerir recursos computacionales sustanciales. Los métodos de elementos finitos exhiben versatilidad en el manejo de geometrías irregulares y cuadrículas adaptativas, pero pueden implicar costos computacionales más altos [34]. La determinación de la precisión de una solución a menudo depende de los criterios de convergencia, que dictan cuándo el solucionador iterativo ha alcanzado una solución aceptable. Lograr el equilibrio entre la eficiencia computacional y la precisión es crucial, ya que los criterios demasiado estrictos pueden conducir a tiempos de cálculo prolongados, mientras que los criterios flexibles pueden producir resultados imprecisos. Los softwares comerciales de CFD a menudo incorporan una combinación de estos métodos, aprovechando sus respectivas fortalezas para brindar soluciones confiables en una amplia gama de escenarios. La selección de métodos en estos programas generalmente surge de una consideración juiciosa de factores como la complejidad del problema, los recursos computacionales y el nivel deseado de precisión. Si el objetivo es proporcionar a los usuarios herramientas que satisfagan las complejas demandas del CFD se usara Volúmenes Finitos, si se debe resolver esfuerzos y deformación se usara Elementos Finitos.

La turbulencia es inherente a la mayoría de los flujos de fluidos del mundo real, influye significativamente en la transferencia de calor, la mezcla de fluidos y el comportamiento general del flujo. Dentro del CFD varios modelos de turbulencia, como los modelos *Reynolds-Averaged Navier-Stokes* (RANS), *Large Eddy Simulation* (LES) y *Direct Numerical Simulation* (DNS), ofrecen distintas estrategias para capturar efectos turbulentos [18]. Los modelos RANS, incluidos los modelos $k-\epsilon$ y $k-\omega$ ampliamente utilizados, brindan predicciones computacionalmente eficientes para flujos de estado estable, pero pueden tener dificultades para capturar el comportamiento inestable. LES, por otro lado, sobresale en la resolución de estructuras de turbulencia a gran escala y fenómenos transitorios, lo que lo hace adecuado para simulaciones de flujo dependientes del tiempo. Sin embargo, LES demanda considerables recursos computacionales. El DNS, si bien ofrece una precisión sin igual al simular directamente todas las escalas de turbulencia, sigue siendo computacionalmente inviable para la mayoría de las aplicaciones prácticas debido a sus demandas computacionales extremas [7, 34, 15]. La

selección de un modelo de turbulencia adecuado depende de factores como la precisión deseada, los recursos computacionales disponibles y la complejidad inherente del flujo.

La formulación matemática de las ecuaciones de gobierno de flujo típicos para una cámara de combustión y el modelo de turbulencia que se utiliza es el k-épsilon. Este modelo de turbulencia tiene tasas de convergencia rápidas, bajos requerimientos de memoria y alta precisión comparado con otros modelos de turbulencia. Esto se debe a que el k-épsilon estándar simula el fluido estimando la viscosidad turbulenta basada en una escala turbulenta lineal.

- Ecuación de continuidad

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (1.17)$$

- Ecuación de momento

$$\frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_i} = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + \rho g_i + F_i \quad (1.18)$$

- Ecuación de energía

$$\rho \left(u_i \frac{\partial e}{\partial x_i} \right) = -\frac{\partial q_k}{\partial x_k} - P \frac{\partial u_k}{\partial x_k} + \varphi \quad (1.19)$$

Donde φ es la disipación viscosa de calor y el flujo de calor está dado por la ley de Fourier.

$$q_k = -k \frac{\partial T}{\partial x_k} \quad (1.20)$$

- Modelo de turbulencia (k- ϵ)

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \epsilon - Y_M \quad (1.21)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \epsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} (G_k) - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} \quad (1.22)$$

$$\mu_t = \rho C_\mu k^2 / \epsilon \quad (1.23)$$

$$P=\rho RT \quad (1.24)$$

Donde:

ρ : densidad

R: constante de gas ideal

T: temperatura K

G: constante

μ : viscosidad de eddy

u: vector de velocidad

k: energía cinética de turbulencia

ϵ : tasa de disipación de energía cinética de turbulencia

CAPÍTULO II

METODOLOGÍA

El diagrama de flujo en la Fig. 2.1 describe la metodología seguida en este trabajo de investigación para evaluar a los mecanismos de falla de creep y fatiga integrados en las rajaduras prematuras en la cámara de combustión de un motor AI-20D-5. Como primer paso se realizó el análisis de información de operación y mantenimiento de los motores para obtener los tiempos y número de ciclos de vuelo de los motores que han fallado. El segundo paso consiste en la simulación computacional de campo de flujo de la cámara de combustión bajo las condiciones de operación analizadas en los que se obtiene la distribución de esfuerzo y deformación del material. Finalmente, al interpolar los datos obtenidos es posible realizar análisis por fatiga y creep al material con los parámetros de carga obtenidos en la simulación de campo de flujo para relacionarlo con la aparición de rajaduras prematuras en las zonas típicas de aparición.

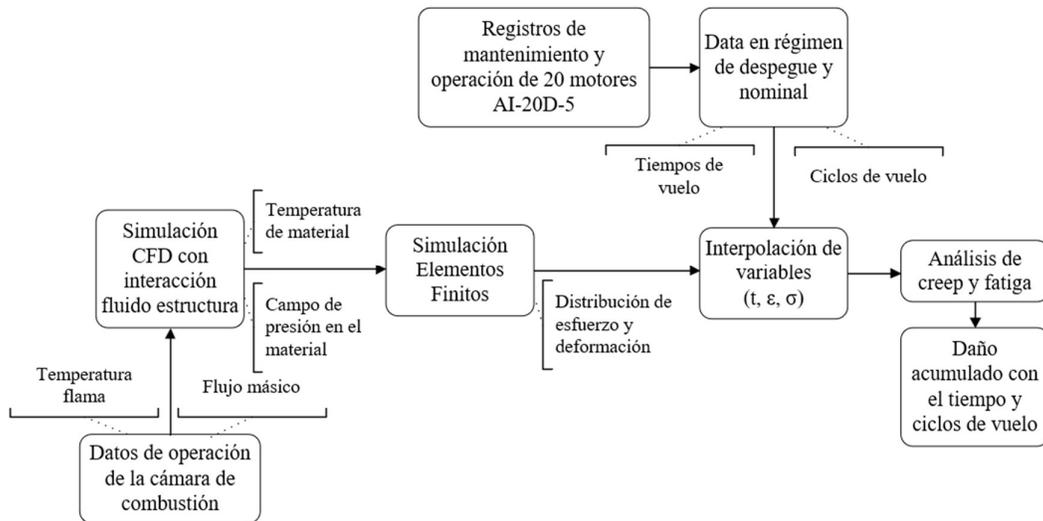


Fig. 2.1. Diagrama de Flujo de metodología

2.1 Extracción de datos de vuelos en motores con fallas

En esta tesis se analizó un grupo de cuatro motores AI-20D serie 5 de los 20 que posee la FAP. Los criterios de selección de estos motores fueron: 1) haber fallado por

rajaduras prematuras, 2) encontrarse en labores de mantenimiento por el SEMAN durante la realización de esta tesis (2019) para poder observar de primera mano las rajaduras presentes y 3) contar con los registros de vuelo y registros de condición de flota (reporte de falla) hasta el mes de marzo del 2019.

Los datos de los registros fueron digitalizados y analizados empleando el programa Excel de Microsoft. En base a la información disponible para cada motor se determinaron: 1) el porcentaje de tiempo en el que el motor operó en régimen de despegue para cada vuelo, 2) el número de horas y vuelos entre fallas y el tipo de estas. Estas dos variables se evaluaron cronológicamente de modo gráfico y estadístico para identificar la frecuencia con la que los motores operaban fuera de límite recomendado por el manual del fabricante (10% de tiempo respecto al tiempo total de ciclo de vuelo en el régimen de despegue). La frecuencia se estima a partir del número de ciclos de vuelo, tiempo promedio de duración de cada ciclo y ocurrencia.

2.2 Análisis numérico de la cámara de combustión

Este análisis se realizó empleando los programas Autodesk Inventor ANSYS FLUENT y ANSYS STRUCTURAL.

2.2.1 Modelo CAD de la cámara de combustión

Los modelos computacionales creados para este proyecto se aproximaron en base a fotografías, esquemas a escala disponibles en los manuales de mantenimiento, y mediciones realizadas en el taller del SENAM. La Fig. 2.2 muestra el CAD de la cámara de combustión completa. Los planos del diseño 3D de la cámara de combustión se encuentran en los anexos de este documento. Debido a la simetría angular de la cámara de combustión, se modeló sólo una parte de esta para este proyecto (1/10 de la cámara, ver Fig. 2.2). Otra aproximación realizada fue representar la chaqueta exterior del motor como un volumen de aire finito como se muestra en la Fig. 2.6.

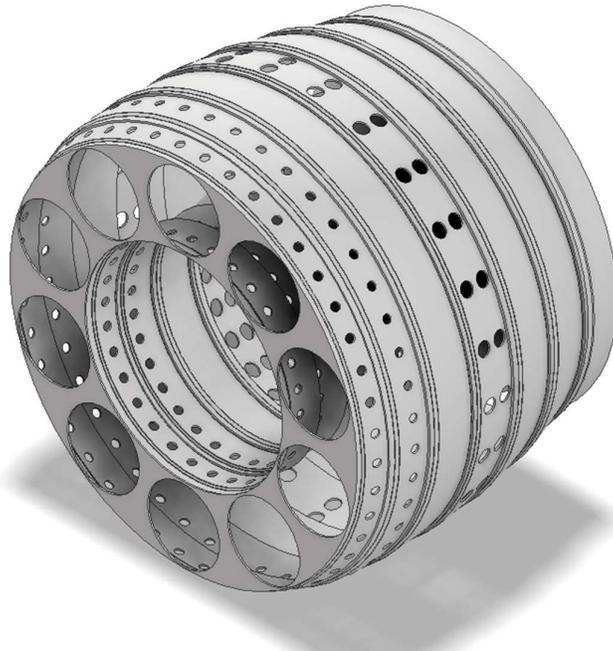


Fig. 2.2. Modelo CAD de 1 cabezal de la cámara de combustión

2.2.2 Discretización de volúmenes de control

Los volúmenes de control se discretizaron en elementos tetraédricos para el fluido y hexaédrico para el material de la cámara de combustión realizados con la función *Face Meshing* y *Size* del programa ANSYS MESHING. Para asegurar que los resultados obtenidos en cada simulación o caso analizado son independientes del tamaño de elemento seleccionado en cada caso analizado se consideraron dos criterios: 1) calidad ortogonal de la malla de ANSYS MESHING y 2) Un análisis de independencia de malla de la propiedad de interés (temperatura o velocidad). La calidad ortogonal de la malla debe estar en promedio entre 0.7 y 0.95. Para el segundo criterio se realizaron ensayos de comparación de resultados con disminuyendo sucesivamente el tamaño de los elementos por un factor de 2 hasta alcanzar una diferencia de resultados menor o igual a 5% entre dos simulaciones consecutivas con diferente tamaño de elementos en mínimo un 80% del total de elementos. Para la evaluación de independencia de malla se analizaron los campos de velocidad y temperatura a lo largo de los 6 vectores que se observan en la Fig. 2.3. En la Tabla 2.1 se observan las coordenadas de los vectores en la forma que el programa *Fluent Postprocessing* interpreta.

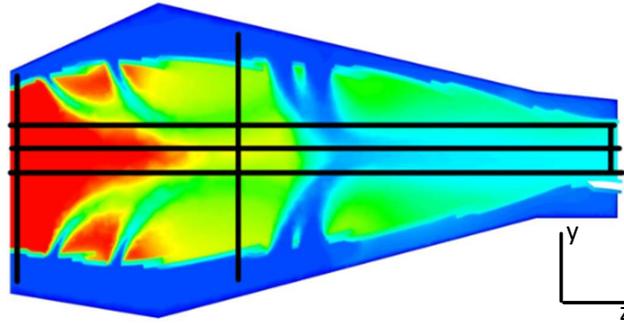


Fig. 2.3. Visualización de vectores para muestreo

X	Y	Z
Eje de muestreo central		
0	0.055	0
0	0.055	-0.37
Eje de muestreo central superior		
0	0.075	0
0	0.075	-0.37
Eje de muestreo central inferior		
0	0.045	0
0	0.045	-0.37
Eje de muestreo vertical entrada		
0	-0.025	-0.01
0	0.11	-0.01
Eje de muestreo vertical medio		
0	-0.025	-0.15
0	0.13	-0.15
Eje de muestreo vertical Salida		
0	0.045	-0.36
0	0.078	-0.36

Tabla 2.1. Coordenadas de vectores para muestreo de temperatura y velocidad

2.2.3 Consideraciones principales y de operación para los modelos desarrollados

Los modelos analizados en este trabajo evalúan condiciones de operación estacionarias asumiendo que en los regímenes de vuelo de vuelo de crucero y despegue solo cambia el flujo masico de combustible. Esta consideración implica que entre estos regímenes no hay variación de: 1) los parámetros de funcionamiento del compresor e inyectores de combustible, 2) La fracción de masa de aire que proviene del compresor y reacciona con el combustible (esta fracción es determinada por la geometría del cabezal o zona de reacción), y 3) La temperatura del aire en el exterior de la cámara de combustión. La Tabla 2.2; **Error! No se encuentra el origen de la referencia.** muestra

la relación de compresión, velocidad de giro, y flujo de masa correspondiente para el compresor del motor AI-20D-5. Esta misma tabla muestra la presión y ángulo de rociado del combustible. Todos estos parámetros fueron determinados en base a los manuales de mantenimiento del motor de esta aeronave y pruebas en los talleres del SEMAN [11].

Inyectores	
Flujo volumétrico	1.54 – 1.60 L/min
Presión	$23 \pm 0.1 \text{ kg/cm}^2$
Angulo de rociado	$70^\circ \pm 3^\circ$
Compresor	
Relación de compresión	9.45
Flujo másico de salida	20.7kg/h a 12300 rpm
Turbina	
Temperatura de entrada	900°C a nivel del mar

Tabla 2.2 Parámetros de operación del motor AI-20D-5

Dado que el combustible que usan los motores aeronáuticos tipo turbina es el TurboJet A-1 ($\text{C}_{12}\text{H}_{24}$) se utilizaron las propiedades termodinámicas de la Tabla 2.3 para calcular las temperaturas de entrada.

Especies	Entalpía de formación @ 298K $h_{f,i}^0$ (kJ/kmol)	Calor específico @ 1200K $\bar{c}_{p,i}$ (kJ/kmol-K)
$\text{C}_{12}\text{H}_{24}$	-165352	-
CO_2	-393546	56.21
H_2O	-241845	43.87
N_2	0	33.71
O_2	0	-

Tabla 2.3 Propiedades de especies para hallar la temperatura de flama adiabática [15]

Las simulaciones realizadas en este trabajo de tesis no incluyeron la zona de reacción (o cabezal). La región modelada inicia (siguiendo la dirección del flujo de gases) en la intersección del ángulo de inyección de combustible con las paredes internas de la cámara de combustión (Ver Fig. 2.4). Se asume que a partir de este punto el flujo es totalmente turbulento y desarrollado con una temperatura uniforme e igual a la temperatura de flama. Esta temperatura se determinó de acuerdo con la relación aire/combustible del régimen de vuelo que se está analizando (ver sección 0) asumiendo que el aire ingresa a 580 K.

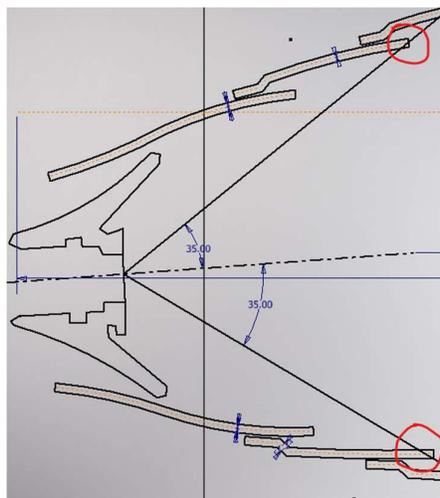


Fig. 2.4. Zona de contacto de flama según ángulo de rociado del inyector (70°)

La relación aire/combustible para cada régimen de vuelo analizado se estimó a partir del flujo de masa de combustible y la fracción del aire del compresor que reacciona con este. El flujo de masa de combustible (Turbojet A1) se determinó empleando los porcentajes correspondientes a cada régimen de vuelo (Ver Tabla 1.2) y considerando 1205 kg/h de flujo máximo en 10 inyectores durante el régimen de despegue (de acuerdo con manual de mantenimiento del motor [12]). Por otro lado, la fracción del flujo de aire que ingresa a la cámara y reacciona con el combustible se estimó en 20% a partir de las consideraciones de diseño de la cámara de combustión de este tipo [9]. Es decir, el 80% de la masa de aire pasa por el volumen que representa el exterior de la cámara de combustión e ingresa a la misma a través de los orificios de enfriamiento y dilución. La Tabla 2.4 y la Tabla 2.5 muestran las propiedades del aire a la entrada de la cámara de combustión en los regímenes de despegue y crucero.

Presión	962588 Pa
Temperatura de entrada a la cámara de combustión	580 K
Temperatura de flama	2300 K(despegue) – 1800 K(crucero)
Flujo másico de aire	20.7kg/s

Tabla 2.4 Propiedades de entrada en la cámara de combustión

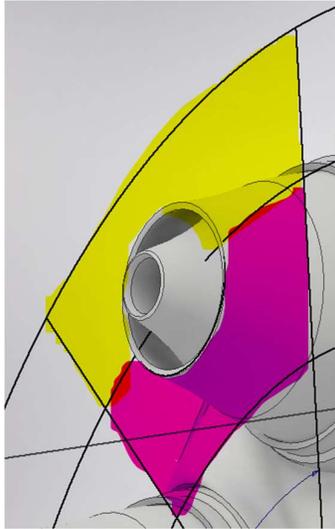


Fig. 2.5. Distribución de flujo por áreas desde cabezal

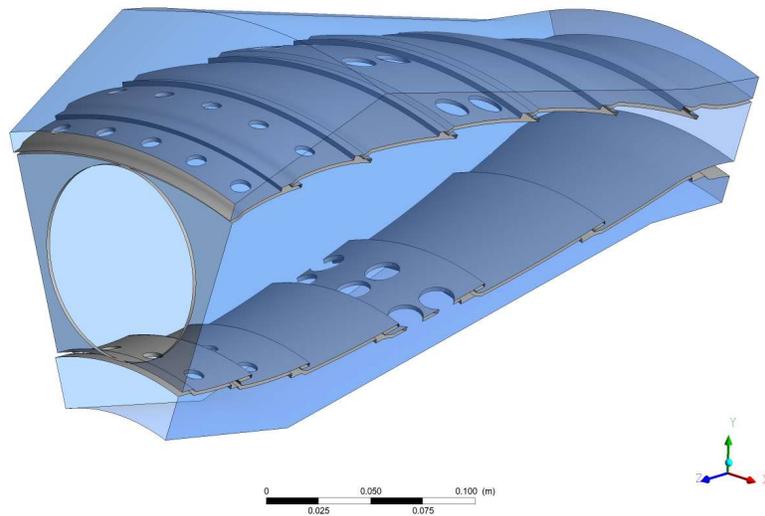


Fig. 2.6. Modelo de cámara de combustión

Entradas de aire	Área de entrada modelo (mm ²)	Área desde cabezal (mm ²)	Área desde cabezal (m ²)	Área de entrada modelo (m ²)	T(K)	Porcentaje distribución de flujo	Velocidad porcentual de referencia	Flujo total por cabezal (kg/s)	densidad (kg/m ³)	velocidad (m/s)
------------------	---	---------------------------------------	--------------------------------------	--	------	----------------------------------	------------------------------------	--------------------------------	-------------------------------	-----------------

Superficie externa superior	1490	16400	0.0164	0.00149	580	37.99%	13400	0.786	5.71	92.5
Superficie interna inferior	1890	18100	0.0181	0.00189	580	42.01%	13400	0.870	5.71	80.6
Flujo interno	7850	5140	0.00514	0.00785	2300 / 1800	20.00%	93400	0.414	1.38	38.2

Tabla 2.5 Distribución de flujo másico de aire en la simulación

2.2.4 Dinámica de Fluidos Computacional

En la primera parte se realizó el análisis numérico CFD (dinámica computacional de fluidos) del campo de flujo de la cámara de combustión en estado estable. Las condiciones de flujos ingresando a la cámara de combustión, volumen externo superior, y volumen externo inferior se detallaron en la sección anterior. El modelo posee una única salida de presión constante y se dirige hacia la primera etapa de la turbina. El modelo de turbulencia utilizado fue el de k-epsilon con tratamiento especial en paredes. En el Anexo 3 se detalla el cálculo de la cantidad de masa de aire que ingresa hacia el interior de la cámara de combustión a través de los hoyos de dilución y hoyos de enfriamiento.

2.2.5 Análisis térmico y estructural con elementos finitos

Los mecanismos de transferencia de calor considerados son convección forzada y radiación para el flujo interno (Ver Fig. 2.7) y externo a la cámara. La metodología de análisis térmico, que usa los resultados de CFD, está basado en un trabajo realizado anteriormente [4] y que tiene relación a esta tesis:

- Ingresando los coeficientes de transferencia de calor calculados en el CFD a partir de la temperatura adyacente a la pared y la fórmula 8.
- Ingresando la condición de frontera por radiación en cada región de la pared interna de la cámara de combustión usando la temperatura máxima en el CFD (T_{max}) del fluido. La condición de frontera de radiación se define por la fórmula 9, donde σ_{SB} es el coeficiente de Stefan-Boltzmann y ε^* es la

emisividad de las paredes. Para una superficie metálica el valor de ε^* es 0.75 aproximadamente.

- Ingresando una temperatura del gas adyacente a la superficie igual a la de la entrada de aire proveniente del compresor y un coeficiente de transferencia de calor obtenida de la correlación de Dittus-Boelter, a la pared externa de la cámara de combustión (condición de frontera convectiva).
- Ingresar una condición de frontera de radiación usando la temperatura del material como T_{max} . Se asumió que la temperatura de la chaqueta (superficie que encapsula al aire que fluye en el exterior de la cámara de combustión) es de 100K menos que el flujo de aire frío debido a su enfriamiento por el sistema de aire.

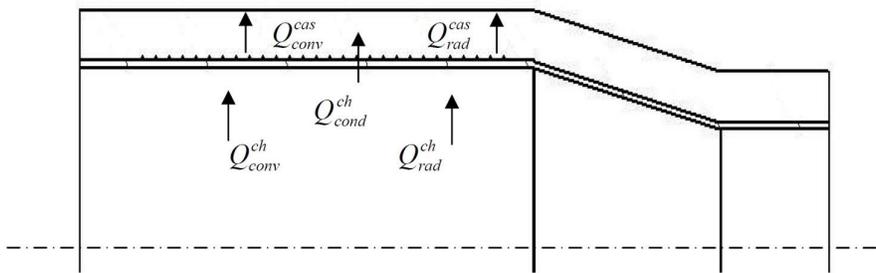


Fig. 2.7. Flujos de calor a través de las paredes la de cámara de combustión [34]

Con las cargas obtenidas de temperatura y de presión que provienen de los resultados obtenidos en el modelo CFD se realizó un análisis estructural para calcular la distribución esfuerzos y deformaciones de la estructura. Los tipos de soporte en el análisis estructural fueron soportes de dos grados de libertad que restringe el movimiento axial de las superficies imaginaria transversal al flujo que ingresa al modelo y las superficies transversales a la salida de la cámara de combustión que están en contacto con la primera etapa de la turbina y soportes con desplazamiento 0 en un área de la lengüeta inferior a la salida de la cámara de combustión y en el borde superior a la entrada de la cámara de combustión. El tipo de soporte a la entrada de cámara de combustión simula las restricciones de movimiento en el primer borde del primer anillo (en donde se unen los soportes de la cámara de combustión y la chaqueta exterior). Las restricciones de la lengüeta inferior en la salida de gases representan el soporte físico que conecta la cámara de combustión con la estructura de la turbina, mientras que las restricciones de dos grados

de libertad de las superficies permiten un desplazamiento radial que replica la expansión de la estructura de salida de la cámara de combustión.

2.3 Método para el análisis cualitativo de la influencia del creep en las fallas prematuras

El análisis de falla se realizó en catorce zonas de interés marcadas en la Fig. 2.8. Estas zonas fueron escogidas porque en ellas se hallaron los esfuerzos máximos de Von Mises más altos en las simulaciones. Esto coincide con el hecho de que es alrededor de los orificios de enfriamiento y dilución donde frecuentemente aparecen rajaduras prematuras.

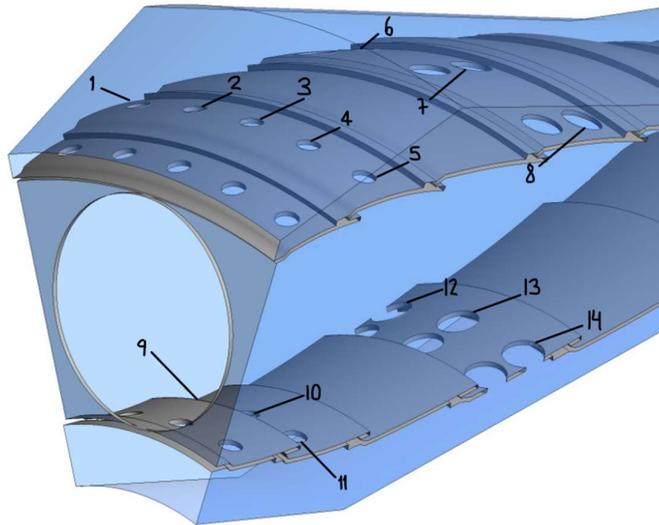


Fig. 2.8. Zonas de interés en el material de cámara de combustión

Para evaluar estas catorce zonas de interés se combinó el método acumulación de daño por fatiga con carga irregular de Miner [4] y la ecuación de análisis de interacción creep fatiga del código ASME [29] como se indicó en la sección 1.4 de este documento. La evaluación de creep y fatiga en cada ciclo de vuelo asumió que cada vuelo (que aparece en los registros de mantenimiento) solo tuvo dos regímenes: despegue y crucero como se muestra en la Fig. 2.9 (cualquier régimen distinto al despegue se asume como crucero). Esta simplificación se realizó por las limitaciones computacionales del proyecto. La carga de fatiga se estimó igual el esfuerzo máximo durante cada vuelo (correspondiente al

esfuerzo hallado en la simulación del régimen de despegue). Los resultados obtenidos se analizaron en base a curvas experimentales del material que describen el comportamiento de esfuerzo vs horas (Fig. 2.10) y esfuerzo vs ciclos (Fig. 2.11). Para el análisis de creep, se determinaron las magnitudes del esfuerzo y temperatura de las simulaciones de ambos regímenes. Luego se ubica el esfuerzo obtenido en el gráfico de la Fig. 2.10 se interseca con la curva lineal de temperatura (inclinada) y se proyecta al eje x, este valor en horas representa las horas de vida máxima por creep del material. Si el valor obtenido es mayor a las horas registradas de operación del motor a tales condiciones (esfuerzo y temperatura) es posible obtener la fracción de daño acumulado, dividiendo el valor de horas reales de operación sobre el valor máximo obtenido en el gráfico. Esto se hace para cada una de las condiciones de operación (régimen de despegue y crucero). Los valores de esfuerzos y temperaturas se combinaron información de los registros de mantenimiento (duración de cada vuelo y porcentaje en régimen de despegue).

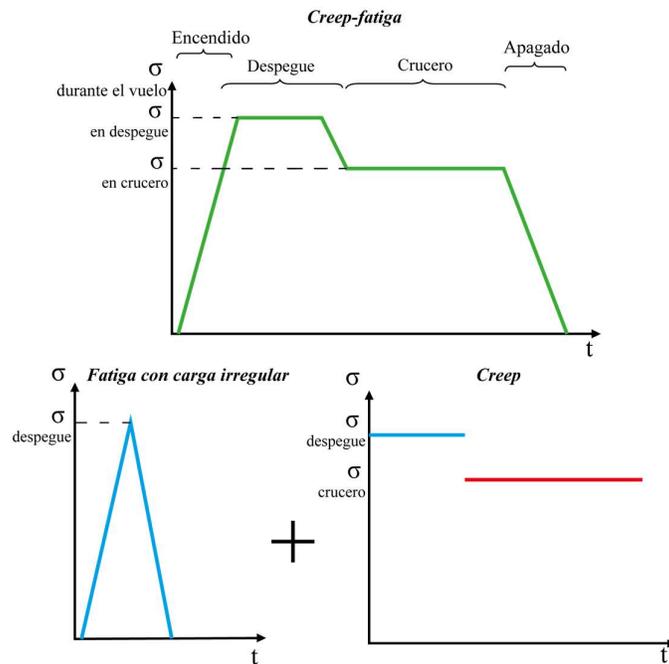


Fig. 2.9. División análisis de vida por creep y fatiga irregular en un ciclo de vuelo

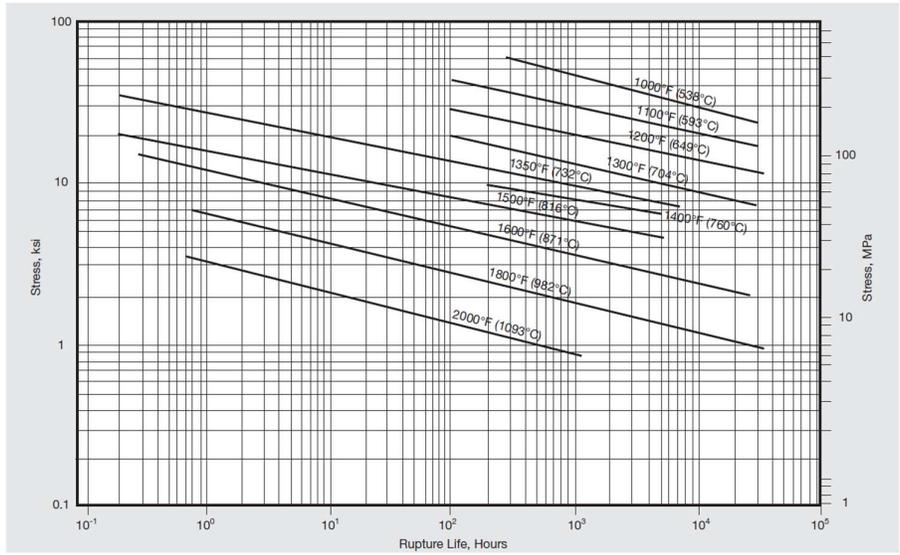


Fig. 2.10. Horas para ruptura por creep de una placa de Inconel 600 con condición de laminado en caliente y laminado en caliente con recocido [14]

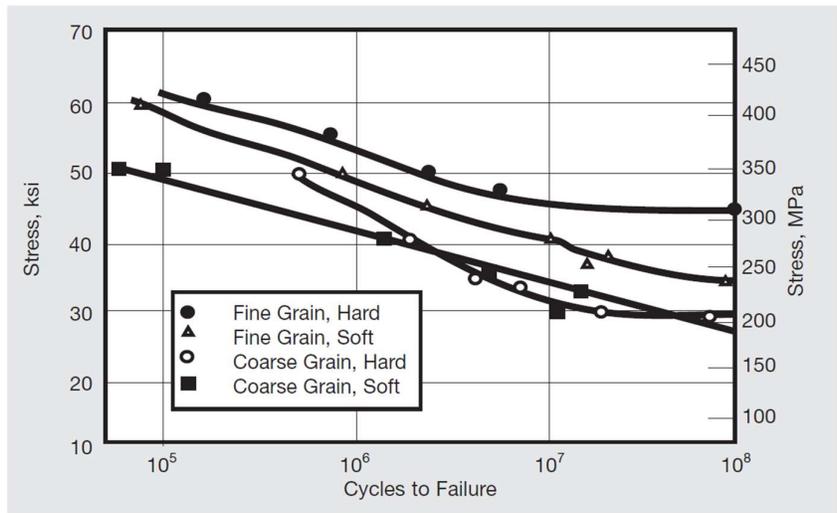


Fig. 2.11. Esfuerzo de fatiga de forjas en 4 condiciones [14]

CAPÍTULO III

RESULTADOS

Los resultados de la investigación se agrupan en las 3 etapas descritas en la sección anterior. Comenzando con el análisis de documentación de operación, modelado numérico de campos de flujo y estructural para finalizar con el análisis cualitativo y la aplicación de modelos numéricos de creep y fatiga al modelo de la cámara de combustión.

3.1 Causas posibles de falla

Del documento “Registro de motores” se obtuvieron las estadísticas de condición de los 20 motores AID-20D-5 de la FAP. El 50% de motores se encuentran fuera de servicio por rajaduras prematuras, a 55% de ellos se les ha reducido el tiempo de vida de 3000 horas a 2500 o 2000 horas antes de inspección mayor, además 40% fallan antes del tiempo de vida estipulado. En la Tabla 3.1 se clasificó y cuantificó por tipo de falla a los motores en estado de inoperatividad. Según el porcentaje de tipos de falla se observó que el 50% de motores han fallado por rajaduras en cámara de combustión. Es evidente entonces que algún modo de falla o modos de falla compuestos en la cámara de combustión causan que la mayor cantidad de motores se declaren fuera de servicio.

Rajadura fuera de limite en cámara de combustión	50%
Contaminación en sistema de aceite	10.5%
Fallas en material de alabes de turbina y compresor	17.6%
Vibración excesiva	5.8%
Otros	16.1%

Tabla 3.1 Porcentaje de motores fuera de servicio clasificados por tipo de falla

Luego se analizaron los tiempos de operación en el régimen de despegue en los registros de vuelo de los motores H29825D098 y H29315D003. Los ciclos muestran eventos de operación irregular como se observa en la Fig. 3.1 y Fig. 3.2, donde la línea

roja muestra el límite del porcentaje en tiempo de despegue respecto al tiempo total de vuelo. Las estadísticas de estos eventos se describen en la Tabla 3.2.

	H29825D098	H29315D003
Número de ciclos >10%	97	81
Numero de ciclos totales	464	653
Porcentaje de eventos >10%	20.91%	12.40%
Suma de tiempos de despegue de eventos irregulares [>10%]	47:31:00	48:10:00
Tiempo total en régimen de despegue	81:10:00	81:07:00
Porcentaje de tiempo [>10%]	58.54%	59.38%
Promedio de tiempo [>10%]	00:29:24	00:35:41

Tabla 3.2 Estadísticas de los ciclos de vuelo de los motores H29825D098 y H29315D003

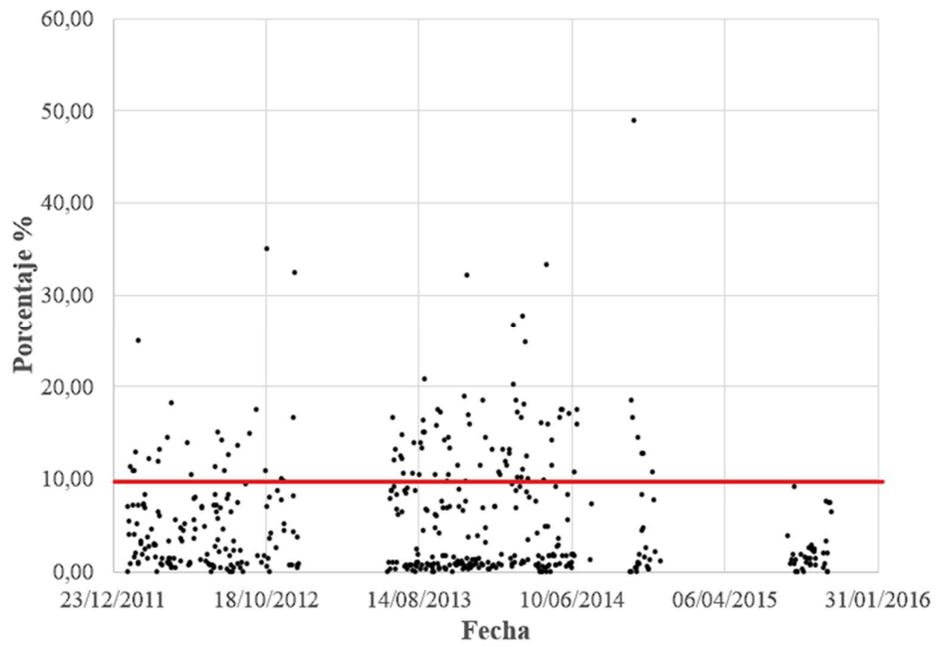


Fig. 3.1. Porcentajes de tiempo en régimen de despegue en el ciclo de vuelo del motor H28625D098

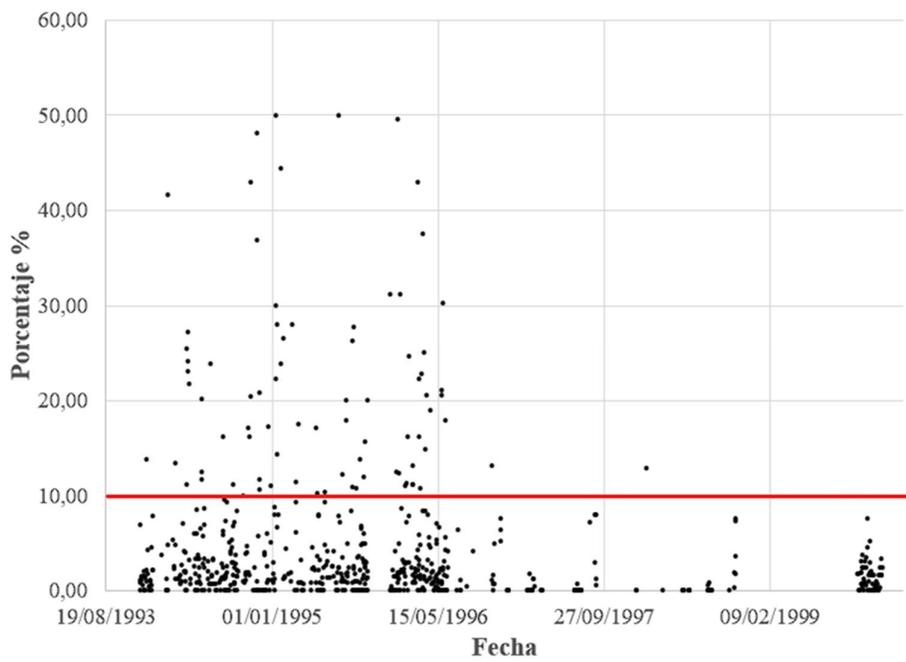


Fig. 3.2. Porcentajes de tiempo en régimen de despegue en el ciclo de vuelo del motor H29315D003

3.2 Análisis numérico

Para el estudio de independencia de malla se realizaron estudios de independencia de malla para el campo de flujo y el cuerpo sólido de la cámara en el CFD y en el FEA. En el Anexo 4.4 se muestra el detalle de los gráficos de error en velocidad y temperatura entre los valores de muestreo de los ejes verticales. Se observó que alrededor 80% de puntos muestreados en todos los vectores tienen menos del 5% de variación entre los valores de velocidad y temperatura entre las simulaciones de elementos de 5mm y 3mm. Por lo tanto, se utilizó una simulación con elementos de 3mm de tamaño y 25 millones de elementos tetraédricos para el campo de flujo y el material, mientras que para el FEA se utilizaron elementos hexaédricos. Se debe tomar en cuenta que con 3mm de tamaño de elemento las simulaciones toman 50 horas en solucionarse.

3.2.1 Modelamiento computacional de fluidos y elementos finitos

Las Fig. 3.3 y Fig. 3.4 muestran los campos de temperatura y velocidad, respectivamente en el régimen de despegue. Se observa una diferencia importante en los gases antes y después de los orificios de dilución (anillo 4 de la cámara). Este resultado coincide con la mayor frecuencia de rajaduras en la zona de reacción y dilución de acuerdo con los registros de mantenimiento del Grupo N°8 [3]. El perfil de temperaturas muestra también el efecto de los orificios de enfriamiento al mantener la temperatura de los gases cercanos a la superficie por debajo de 1000 K. Los campos de velocidad muestran un patrón de flujo relativamente ordenado (sin cambios bruscos en dirección o magnitud) previniendo gradientes de presión importantes. También se observa que el flujo es subsónico al interior de toda la cámara (la velocidad máxima es de 180 m/s) debido al incremento de temperatura y velocidad de sonido.

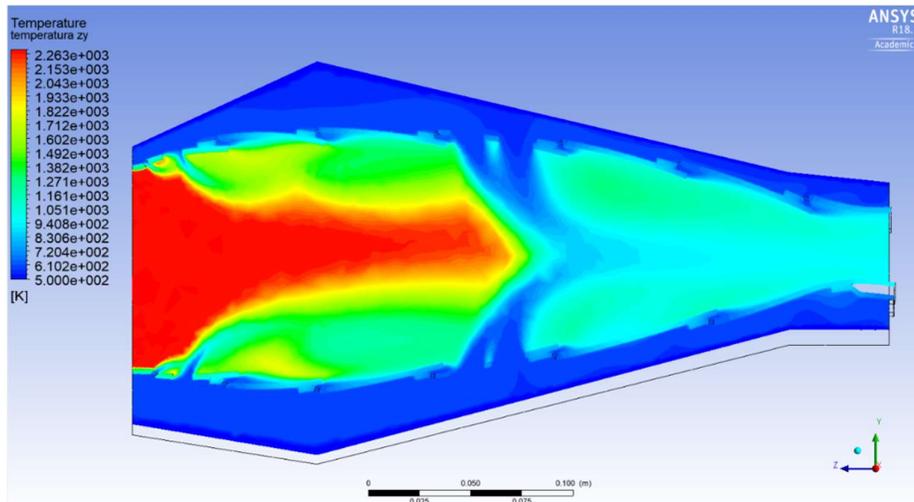


Fig. 3.3. Sección transversal temperatura del gas en el campo de flujo de la cámara de combustión

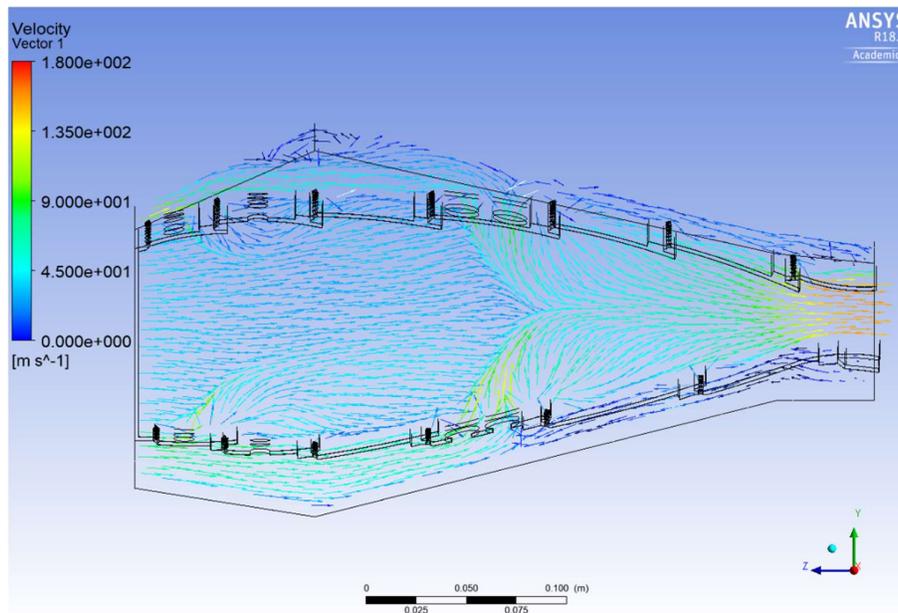


Fig. 3.4. Vectores de velocidad en plano transversal del campo de flujo en la cámara de combustión

En las Fig. 3.5 y Fig. 3.8 se observan los valores de distribución de temperatura y presión en las paredes internas y externas de la cámara de combustión para el régimen de despegue y en la Fig. 3.6 para el régimen nominal, de igual manera en la Fig. 3.7 se muestra el campo de presiones en el material, este es el mismo para los dos regímenes. En la temperatura de gases observamos que la temperatura del flujo interno afecta poco a la temperatura del flujo externo de aire frío, esto se debe a que la velocidad del flujo evita que se transmita energía a la masa de aire que constantemente está cambiando. Se observa también que la temperatura del gas interno cambia por cada etapa de entrada de gases

fríos, de 2300 K (etapa de reacción), 1800 K (etapa de estabilización de flama) y 1200K (etapa de dilución).

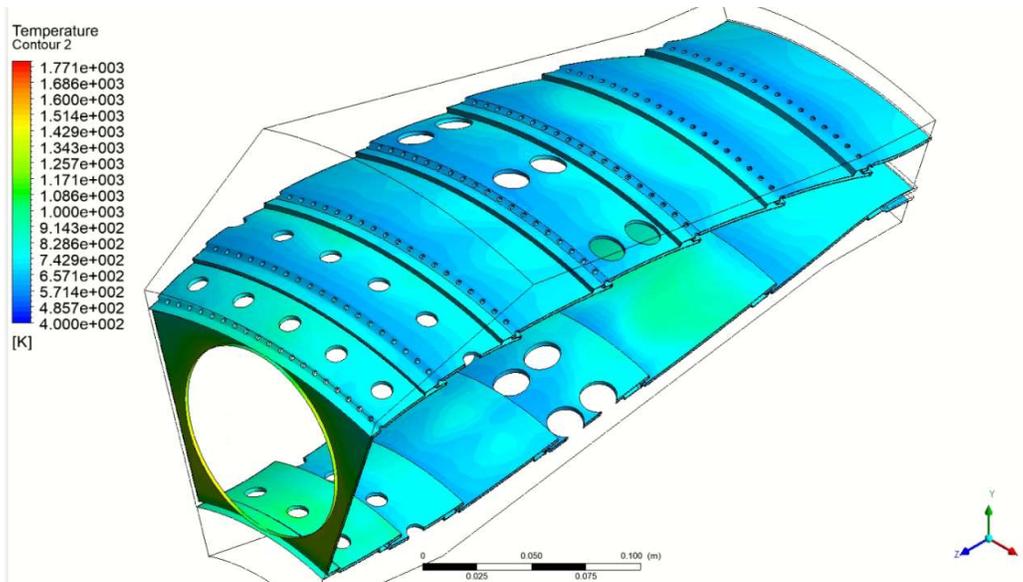


Fig. 3.5. Distribución de temperaturas en la cámara de combustión en régimen nominal

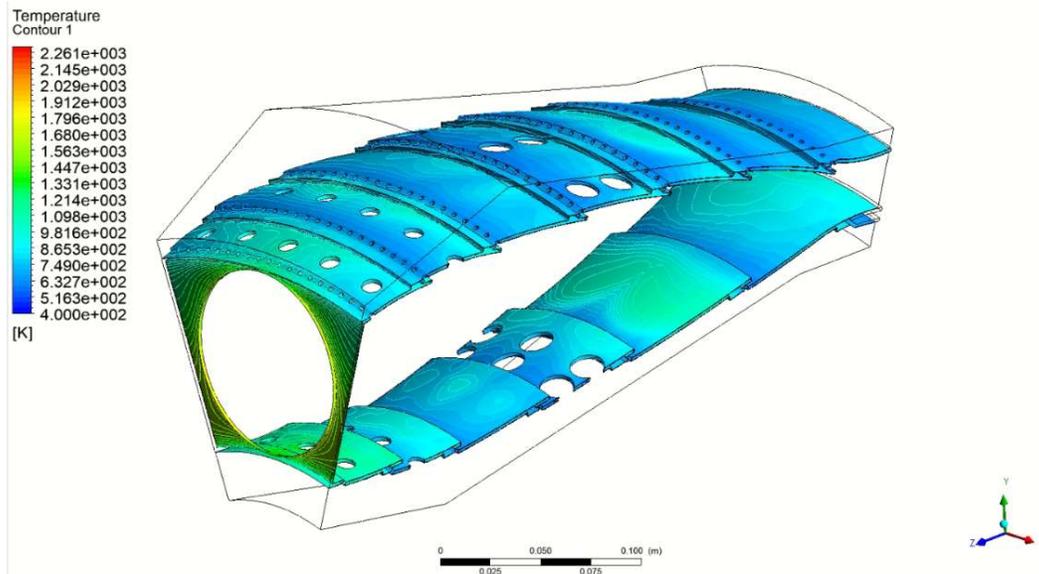


Fig. 3.6. Distribución de temperaturas en la cámara de combustión en régimen despegue

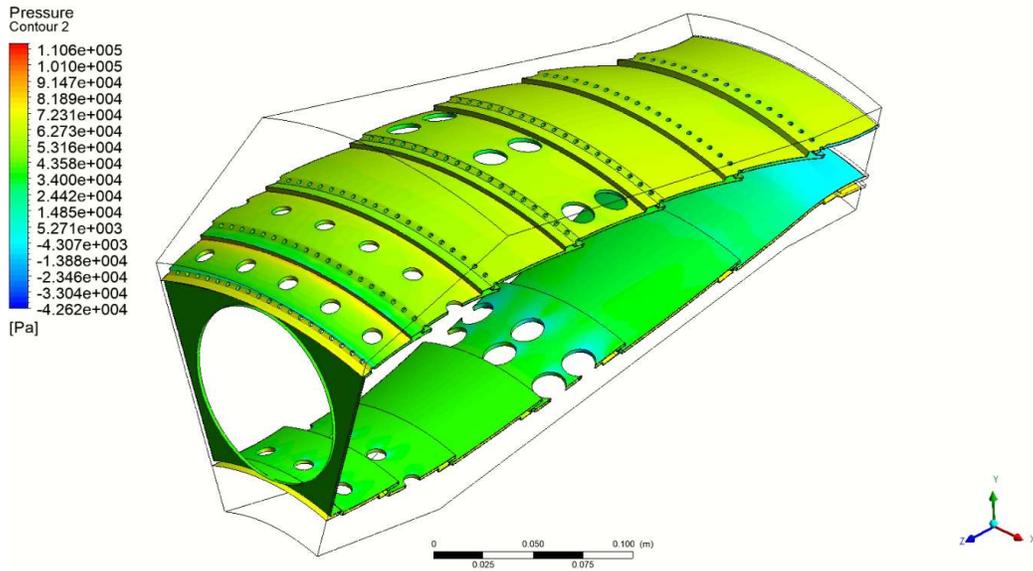


Fig. 3.7. Distribución de presión en la superficie de la cámara de combustión para régimen de despegue y crucero

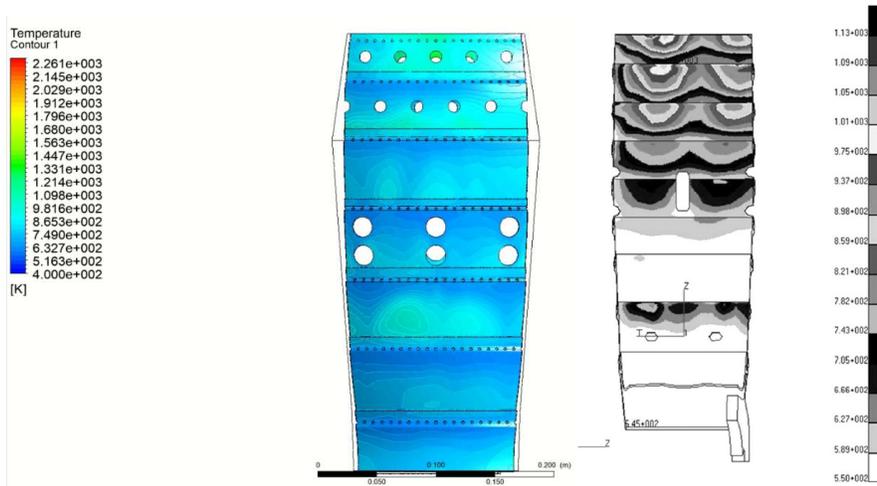


Fig. 3.8. Distribución de temperaturas en la superficie superior régimen despegue (vista exterior).
 Nota: A la derecha comparación con los resultados de [4] lo que demuestra un comportamiento similar de valores y distribución de temperaturas

3.2.2 Modelamiento computacional estructural

En la Fig. 3.9 y Fig. 3.10 se muestra la distribución de esfuerzos máximos de Von Misses. Por una parte, la Fig. 3.9 muestra la distribución de esfuerzos en la pared superior de la cámara de combustión para los dos regímenes, para los dos casos los esfuerzos están concentrados en la zona de hoyos de enfriamiento del primer y segundo anillo. Sin embargo, solo se toma en cuenta los esfuerzos en el segundo anillo porque los hoyos del primer anillo están cerca de un soporte fijo que genera esfuerzos fuera de rango, estos

picos de esfuerzos son generados por el soporte fijo y no representan fenómenos físicos reales. La Fig. 3.10 muestra la distribución de esfuerzos en la pared inferior de la cámara de combustión para los dos regímenes. La zona en la que los esfuerzos son máximos es: en los hoyos de refrigeración del tercer anillo y en el cuarto anillo donde se ubican los hoyos de dilución más grandes. Para ambas caras el esfuerzo máximo estimado es de 980 MPa en régimen de despegue y 540 MPa en régimen nominal.

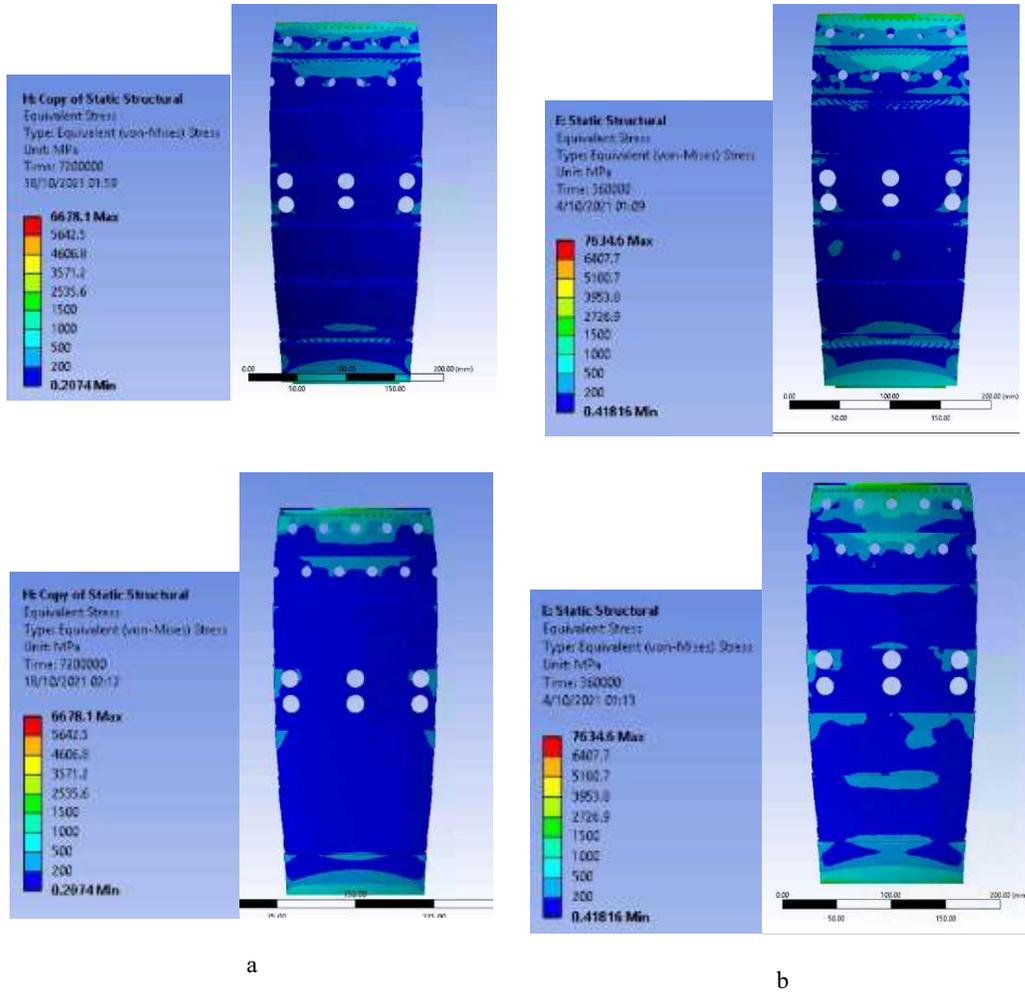


Fig. 3.9. Distribución de esfuerzos en pared superior en régimen nominal a) y despegue b)

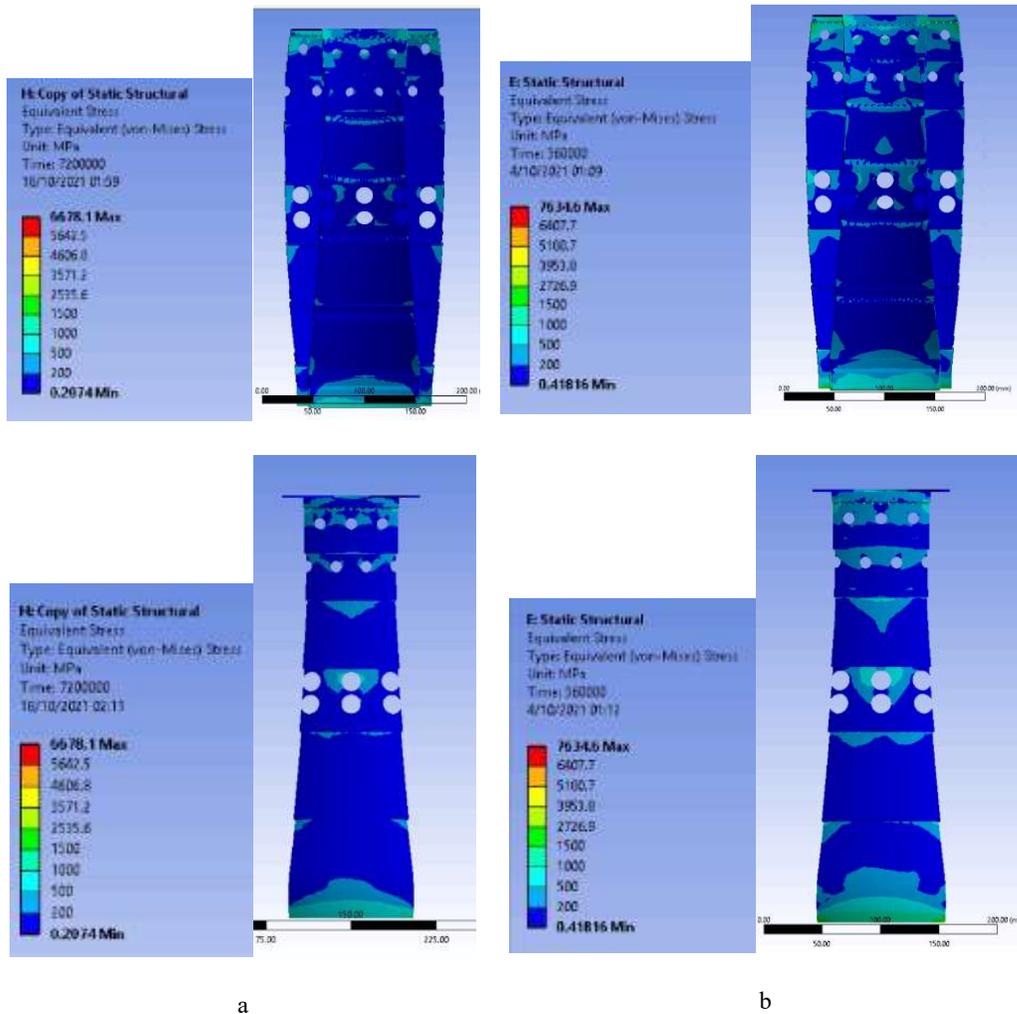


Fig. 3.10. Distribución de esfuerzos en pared inferior en régimen nominal a) y despegue b)

En las figuras Fig. 3.11 y Fig. 3.12 muestran fotografías de los orificios de enfriamiento del motor H29315D003 con rajaduras prematuras y reparaciones de estas. La ubicación de las rajaduras en estas fotografías coincide con las zonas de mayores esfuerzos obtenidos en las simulaciones (Fig. 3.9 y Fig. 3.10).



Fig. 3.11. Fotografía de rajadura en el hoyo de dilución del primer anillo externo de la cámara de combustión del motor AI-20D-5



Fig. 3.12. Fotografía de soldadura de rajadura en los hoyos de dilución terciarios en el anillo interno de la cámara de combustión del motor AI-20D-5

3.3 Modo de falla principal estimado

La Tabla 3.3 muestra que el esfuerzo de Von Misses promedio es 790 MPa para los hoyos del segundo anillo y 490 MPa en los hoyos del cuarto anillo. Estos valores superan al esfuerzo máximo de fluencia de 360 MPa según [14]. El análisis de fatiga en estas zonas por lo tanto no cumple con la condición de tener un esfuerzo menor al esfuerzo de fluencia. Sin embargo, en práctica no se observa falla por fluencia en el material, lo que sugiere que los esfuerzos en el material no son correspondientes a los esfuerzos que experimenta la cámara de combustión. Esto puede deberse a factores como la definición de unión entre anillos en el modelo que aumenta la rigidez estructural. Este hallazgo sugiere que los esfuerzos deben ser mucho menores a las que se han calculado con la simulación estructural.

	Ubicación	Esfuerzo (MPa)	Temperatura (°C)
Cara superior	Cara lateral hoyo 1	816.98	817.95
	Cara lateral hoyo 2	980.55	829.55
	Cara lateral hoyo 3	952.07	697.37
	Cara lateral hoyo 4	852.89	822.65
	Cara lateral hoyo 5	806.55	799.65
	Cara lateral hoyo 6	453.26	648.73
	Cara lateral hoyo 7	487.33	701.45
	Cara lateral hoyo 8	678.91	605.98
Cara inferior	Cara lateral hoyo 9	694.11	810.45
	Cara lateral hoyo 10	596.41	824.45
	Cara lateral hoyo 11	671.18	771.95
	Cara lateral hoyo 12	520.41	646.36
	Cara lateral hoyo 13	571.62	578.45
	Cara lateral hoyo 14	234.75	653.07

Tabla 3.3 Esfuerzos máximos y temperaturas en el régimen de despegue

Se plantea como solución proyectar el efecto de la temperatura en dos casos, uno con esfuerzos medianos y otro con esfuerzos pequeños relativos a los esfuerzos máximos. Este análisis es meramente demostrativo y la intención es analizar el impacto del modo de falla compuesto a menores esfuerzos, casos en los que el material no falle instantáneamente según teoría. En este el análisis de vida cualitativo por creep y fatiga se escoge al motor H28625D003 por tener mayor número de ciclos (653), tiempo de operación en régimen de despegue de 81 horas y tiempo de operación en régimen nominal de 2060 horas. Se analizan tres puntos críticos diferentes que representan el máximo, medio y mínimo punto de esfuerzo. Se observó en la Tabla 3.4 que el efecto del creep con esfuerzos máximos reducidos analizados aumenta, en el primer escenario de esfuerzo máximo el efecto de fatiga domina la aparición de falla, en el segundo escenario el creep es responsable del 37% de daño y en el tercer escenario es responsable del 99% del daño.

Primer escenario		
	Despegue	Crucero
T_material en el punto máximo de esfuerzo K	700	650
Esfuerzo máximo en zona MPa	380	285
Daño por fatiga	Falla instantánea	
Daño por creep	1000-1500 horas (valor extrapolado de curvas de creep)	
Daño total acumulado	100%	
Segundo caso		
	Despegue	Crucero
T_material en el punto máximo de esfuerzo K	700	650
Esfuerzo máximo en zona MPa	380	285
Daño por fatiga	653/12000	
Daño por creep	81/7000	2000/100000
Daño total Acumulado	0.086=8.6%	
Tercer Escenario		
	Despegue	Crucero
T_material en el punto máximo de esfuerzo K	630	600
Esfuerzo máximo en zona MPa	253	190
Daño por fatiga	653/5000000	
Daño por creep	81/100000	
Daño Total acumulado	0.0082=0.82%	

Tabla 3.4 Escenarios para análisis de daño por creep y fatiga acumulados

En el primer caso de simulación con los resultados obtenidos, las horas de vida del material antes de la falla por creep tiene relación con los resultados experimentales, sin embargo, en fatiga fallaría instantáneamente. Mientras se reducen la temperatura del material y los esfuerzos principales en el material el impacto del modo de falla por creep y fatiga integrados comienza a tomar relevancia en el material de la cámara de combustión. Se observa que para el segundo caso la contribución del daño por fatiga es de 63.4% y de creep es del 36.6% mientras que para el último caso la contribución de daño por fatiga disminuye al 1.2% y la contribución de daño por creep es de 98.8%.

CONCLUSIONES

1. Debido a que los eventos irregulares que superan el 10% en tiempo de despegue respecto al tiempo total demuestran ser uno de los factores más resaltantes a lo largo de la vida operación de los motores analizados. Por lo tanto, la corrección en los tiempos de operación de cada régimen de los motores es uno de los primeros factores que pueden ser decisivos para reducir el tiempo de aparición de rajaduras en la cámara de combustión.
2. Los resultados cualitativos del análisis de vida por creep y fatiga demuestran que el creep puede ser el limitante principal de vida para los componentes bajo la carga del ciclo de vuelo, llegando a tener un 98.8% de peso en la fórmula de daño acumulado del Código ASME. Debido a que los resultados muestran valores de esfuerzos fuera del límite de fluencia no podemos utilizar estos valores. Sin embargo, para intentar evaluar la importancia relativa del creep y fatiga integrados los esfuerzos y temperaturas en las zonas se han escalado de manera que capturen el efecto de la interacción de las fallas.
3. La distribución de esfuerzos y temperaturas obtenidas en esta investigación son coherentes con la elección de zonas de interés en las cuales aparecen típicamente rajaduras. A partir de estos resultados se puede enfocar las soluciones que reduzcan la aparición de rajaduras en las zonas afectadas o realizar un modelo predictivo de aparición de fallas de acuerdo con los tiempos de operación en régimen de despegue. Si bien los esfuerzos superan el límite de fluencia del material la proporción de esfuerzos en el material es la esperada comparados con los resultados de distribución de esfuerzos en investigaciones similares.
4. Los resultados claramente señalan que los orificios de dilución presentes en los primeros anillos emergen como los puntos de mayor vulnerabilidad. Esta vulnerabilidad se atribuye a la convergencia de factores críticos, como la concentración de esfuerzos y las elevadas temperaturas que prevalecen en estas zonas.

Las medidas planteadas por anteriores investigaciones en Perú en la cámara de combustión para reducir el número de rajaduras en cámaras de combustión del motor AI-20D-5, como métodos de reparación de soldadura y aplicación de una barrera térmica cerámica, no han considerado el cálculo de los gradientes de temperaturas y nuevos puntos de concentración de esfuerzos en el material cámara de combustión.

5. Se recomienda reducir fuentes de error realizando un estudio que detalle la selección de condiciones de frontera que involucren la definición de soportes físicos e interfaces entre sólidos que soportan el cuerpo de la cámara de combustión y utilizando modelos físicos como: simulación de la combustión en la sección de la cámara de combustión anular; especial detalle en los modos de transferencia de calor por convección y radiación luminosa y no luminosa; combustión turbulenta; detalle de simulación de esfuerzos y deformaciones en los hoyos de refrigeración distribuidos en los anillos para el análisis de vida por creep y fatiga. Estos modelos a pesar de su costo computacional pueden ayudar a obtener resultados de simulación más precisa.
6. Se recomienda que se realice un estudio de propagación de rajaduras como siguiente paso para determinar el tiempo de vida del material de la cámara de combustión basado en los límites de operación del fabricante, ya que la longitud de rajaduras también determina si el motor puede seguir operando o no. Este es un estudio más especializado que requiere experimentación para validar el análisis y una caracterización precisa del material de la cámara de combustión que permitiría proponer acciones correctivas para reducir la propagación de rajaduras y reparación de estas.
7. Teniendo como fundamento la realización de esta tesis para el motor AI-20D-5, se puede ampliar el campo de acción de esta hacia motores J-85 y P-95Sha, los cuales son actualmente utilizados por la Fuerza Aérea del Perú. En el segundo semestre del año 2019 una importante proporción de la flota de motores J-85 presentó desprendimiento de material en sus cámaras de combustión y también existe el problema de rajaduras prematuras en las cámaras de combustión de los motores P-

95Sha. Es posible ajustar el método de análisis de falla con modelamiento numérico a la complejidad de los fenómenos que causan las fallas en los sistemas y subsistemas de los motores utilizados por la Fuerza Aérea.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] R. Ainsworth, M. Ruggles y Y. Takanashi, «Flaw Assesment procedure for high temperature reactor components,» *J Pressure Vessel Technol*, vol. 114, n° 2, pp. 116-170, 1992.
- [2] C. Angulo, «Investigación de las causas que conllevan a la creación de rajaduras y/o fisuras en las cámaras de combustión de los motores AI-20D serie 5 de los aviones turbohelice ANTONOV de la M.G.P. y el desarrollo del proceso de su soldadura por microplasma,» Lima-Peru, 2000.
- [3] J. A. Tello, *Investigación de los procesos que originan las rajaduras en las cámaras de combustión del motor AI-20D Serie 5*, Lima: Comite de Post-grado, UNI, 1998.
- [4] T. Tinga, J. Van Kampen, B. de Jager y J. B. W. Kok, «Gas Turbine Combustor Liner Life Aessment Using Combined Fluid/Structural Approach,» *ASME. J. Eng. Gas Turbines Power*, vol. 129, n° 1, pp. 69-79, 2007.
- [5] Q. L. G. F. Fengjun Lv *, «Failure analysis of an aero-engine combustor liner,» *Engineering Failure Analysis*, vol. 17, pp. 1094-1101, 2010.
- [6] Q. F. Y.D. Chen, «Formation of hole-edge cracks in a combustor liner of an aero,» *Engineering Failure Analysis*, vol. 55, pp. 148-156, 2015.
- [7] P. A. C. Leiyong Jiang, «Air distribution over a combustor liner,» de *Turbine Technical Conference and Exposition*, Düsseldorf, Germany, 2014.
- [8] R. J. T. C. B. R. M.R. Bache, «Crack growth in the creep-fatigue regime under constrained loading of thin,» *International Journal of Fatigue*, vol. 42, pp. 82 -87, 2011.
- [9] M. P. Boyce, *Gas Turbine Engineering Handbook*, Texas: Elsevier, 2002.
- [10] A. H. Lefebvre and D. R. Ballal, *Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions*, CRC Press, 2010.
- [11] Escuadron de mantenimiento Grupo Aereo N°8, AI-20D, Series 5, Engine Maintenance Manual, Lima: Sección de Publicaciones Técnicas, 1992.

- [12] Motorsich, Manual de reparación general Motor AI-20D-5, Lima: Grupo Aéreo N°8.
- [13] David, Joseph R, Nickel, Cobalt, and Their Alloys, ASM International, 2000.
- [14] *Publication Number SMC-027*, <https://doi.org/www.specialmetals.com>, 2008.
- [15] S. R. Turns, An introduction to combustion: concepts and applications, McGraw-Hill, 2000.
- [16] J. P. Longwell, E. E. Frost y M. A. Weiss, «Flame stability in bluff body recirculation zones,» *Industrial & Engineering Chemistry*, vol. 45, n° 8, pp. 1629-1633, 1953.
- [17] J. P. Longwell y M. A. Weiss, «High temperature reaction rates in hydrocarbon combustion,» *Industrial & Engineering Chemistry*, vol. 47, n° 8, pp. 1634-1643, 1955.
- [18] L. Andrei, A. Andreini, C. Bianchini, G. Caciolli, B. Faccini, L. Mazzei, A. Picchi y F. Turrini, «Effusion cooling plates for combustor liners: experimental and numerical investigations on the effect of density ratio,» *Energy Procedia*, vol. 45, pp. 1402-1411, 2014.
- [19] J.-C. Han, S. Dutta y S. Ekkad, Gas Turbine Heat Transfer and Cooling Technology, CRC Press, 2012.
- [20] G. Varol, S. G. Surkan y T. Onur, «One Dimensional Network Model for a Reverse Flow Combustor,» de *In 51st AIAA/SAE/ASME Joint Propulsion Conference*, Orlando, FL, 2015.
- [21] D. J. Wulpi, Understanding how components fail, Ohio: ASM International, 2013.
- [22] Handbook, ASM, Failure Analysis and Prevention, ASM International, 2002.
- [23] M. E. Kassner, Fundamentals of creep in metals and alloys, Butterworth-Heinemann, 2015.
- [24] M. A. Miner, «Cumulative Fatigue Damage,» *Journal of applied mechanics*, vol. 12, n° 3, pp. A159-A164, 1945.
- [25] T. Shuji, «Lifetime of structures subjected to varying load and temperature,» de *Creep in structures*, Berlin, Springer, 1962, pp. 96-124.

- [26] R. K. Penny y D. L. Marriot, Design for creep 2nd edition, Chapman and Hall, 1995.
- [27] W. J. Ostergren, «Correlation of hold time effects in elevated temperature fatigue,» de *Proc. ASME-MPC symposium on creep/fatigue interaction, MPC-3*, New York, 1976.
- [28] S. Manson, G. Halford y M. Hirschberry, «Creep-fatigue analysis by strain rang partitioning,» de *ASME-MPC symposium on creep/fatigue interaction, MPC-3*, New York, 1976.
- [29] S. Majumder y P. Maiya, «A damage equation for creep-fatigue interaction,» de *Proc. ASME-MPC symposium on creep/fatigue interaction, MPC-3*, New York, 1976.
- [30] M. J. Coffin, «The concept of frwequency separation in life prediction for tiem dependent failure,» de *Proc. ASME-MPC symposium on creep/fatigue interaction, MPC 3*, New York, 1976.
- [31] Dyadem Press, Guidelines for Failure Mode and Effect Analysis (FMEA), for Automotive, Aerospace and General Manufacturing Industries, Ontario: CRC Press, 2003.
- [32] A. Bouti y D. A. Kadi, «A State of the Art Review of FMEA/FMECA,» *International Journal of Reliability, Quality and Safety Engineering*, vol. 1, n° 4, pp. 515-543, 1994.
- [33] P. M. Gerhart, A. L. Gerhart y J. I. Hochstein, Munson, Young and Okiishi's Fundamentals of Fluid Mechanics, John Wiley & Sons, Inc., 2016.
- [34] S. Matarazzo y H. Laget, «Modeling of the heat transfer in a gas turbine liner combustor,» Chia Laguna, Cagliari, Sardinia, Italy, 2011, pp. 11-15.
- [35] P. Shari Stamford Krause, Aircraft Safety Accident Investigations, Analyses, and Applications (Second Edition), New York: McGraw-Hill, 2003.
- [36] MTC, «Comisión de Investigación de Accidentes de Aviación / CIAA,» MTC, 16 mayo 2019. [En línea]. Available: <https://portal.mtc.gob.pe/comision/ciaa/informes.html>. [Último acceso: 16 mayo 2019].

- [37] ACRO, «Bureau of Aircraft Accidents Archives,» B3A, 16 mayo 2019. [En línea]. Available: <https://www.baaa-acro.com/crashes-statistics>. [Último acceso: 16 mayo 2019].
- [38] S. Rivallant, C. Bouvet y N. Hongkarnjanakul, «Failure analysis of CFRP laminates subjected to compression after,» *Composites: Part A*, vol. 55, pp. 83-93, 2013.
- [39] W. D. Callister and D. G. Rethwisch, *Materials science and engineering, an introduction*, New York: John Wiley & Sons, 2014.
- [40] B. C. Wei, «A unified approach to failure mode, effects and criticality analysis (FMECA),» de *Annual Reliability and Maintainability Symposium*, Washington DC, 1991.
- [41] U. M. Standard, «MIL-STD-1629A,» *Procedures for Performing a Failure Mode, Effect and Criticality Analysis*, Department of Defense, USA, 1980.
- [42] T. Poinot y D. Veynante, *Combustion and Theoretical and Numerical*, Philadelphia: RT Edwards Inc., 2005.
- [43] P. H. Wilkinson, *Aircraft Engines of the World*, Washington DC: Paul H. Wilkinson, 1970.
- [44] D. Liu, D. J. Pons y E. H. Wong, «Creep-integrated fatigue equation for metals,» *International Journal of Fatigue*, vol. 98, pp. 167-195, 2017.
- [45] P. Paris y F. Erdogan , «A critical analysis of crack propagation law,» *Journal of basic engineering*, vol. 85, pp. 528-533, 1963.
- [46] S. A. Herrin, «SYSTEM INTERFACE FMEA BY MATRIX-METHOD,» de *PROCEEDINGS ANNUAL RELIABILITY AND MAINTAINABILITY SYMPOSIUM*, No. NSYM. 345 E 47TH ST, NEW YORK, NY 10017-2394: IEEE-INST ELECTRICAL ELECTRONICS ENGINEERS INC, 1982.
- [47] E. H. Wong, «Derivation of novel creep-integrated fatigue equations,» *International Journal of Fatigue*, vol. 128, p. 105184, 2019.
- [48] E. H. Wong y Y. W. Mai, «A unified equation for creep-fatigue,» *International Journal of Fatigue*, vol. 68, pp. 186-194, 2014.
- [49] D. Liu y D. J. Pons, «A Unified Creep-Fatigue Equation with Application to Engineering Design,» *IntechOpen: Rijeka, Croatia*, 2018.

[50] S. a. o. Metals, «Inconel alloy 718,» *Publication Number SMC-045. Special Metals Corporation, 2007.*

ANEXOS

ANEXO 1: registro de motores y registro de ciclos de vuelo

Registro de motores flota g6h8 marzo 2019													
orden	tipos de motor	N de serie	SITUACIÓN		Tiempo de operación				Tiempo para operar				Observaciones
			instalado/ubicado	ultimo dia	total anterior	en el mes	total general	TURM	inspeccion mayor		prox inspeccion de base		
									límite	horas disponibles	límite	horas disponibles	

Tabla 4.1 Registro de motores flota g6h8 marzo 2019

fecha	cantidad de arranques	tiempo de funcionamiento del motor en tierra			tiempo de funcionamiento del motor en el vuelo			cantidad de ciclos de vuelo	tiempo total del funcionamiento del motor en los regimenes			tiempo total de funcionamiento del motor en todos los regimenes (tomando en cuenta el 20% de funcionamiento en tierra)		total de ciclos de vuelo	
		tiempo total	en los regimenes		tiempo total	en los regimenes			de despegue	maximo	nominal	despues de la ultima reparacion general a partir del inicio de servicio	despues de la ultima reparacion general	a partir del inicio de servicio	
			de despegue	maximo		nominal									

Tabla 4.2 Registro de vuelos

ANEXO 2: Esquemas

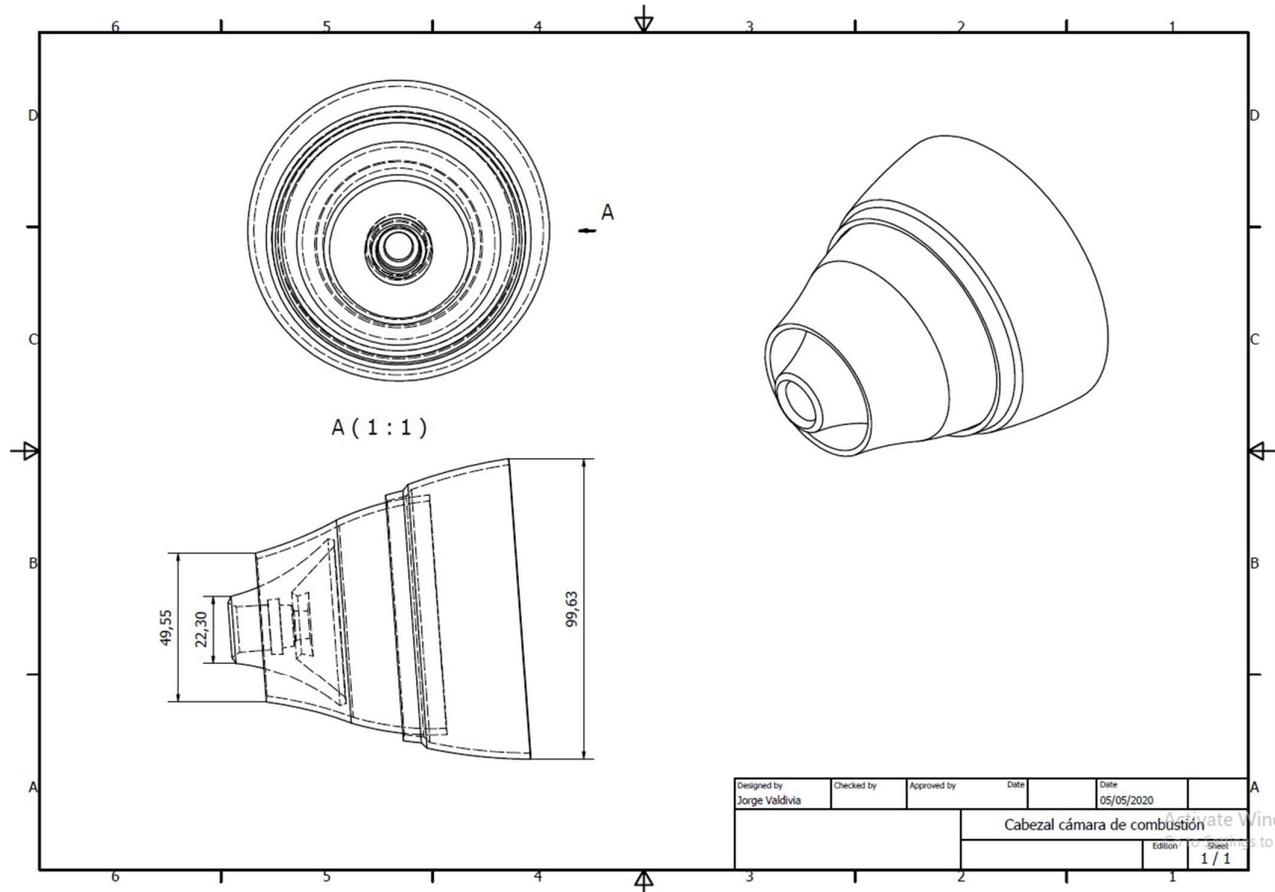


Fig. 4.1. Detalle de cabezal

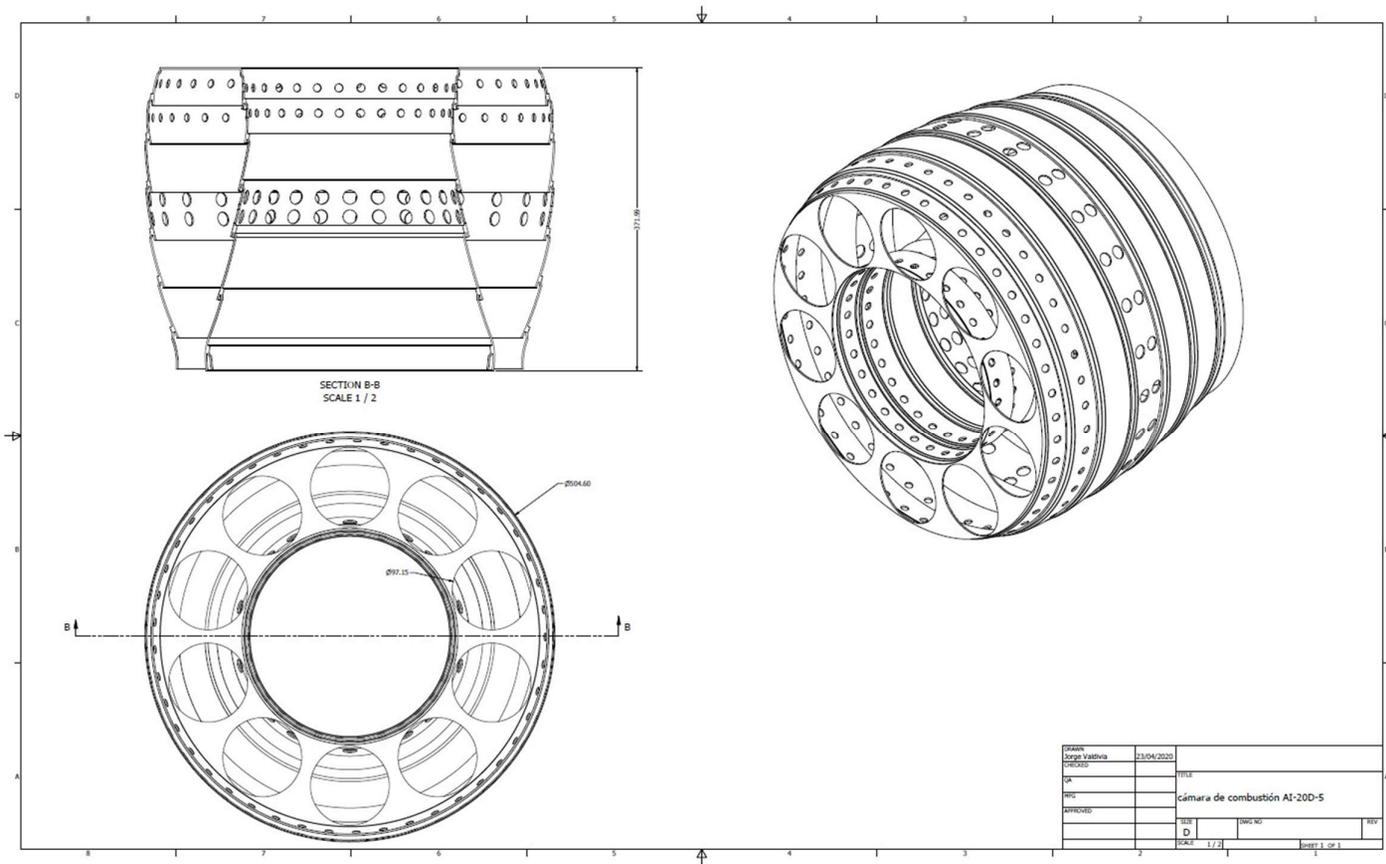


Fig. 4.2. Detalle modelo de cámara de combustión sin cabezales

ANEXO 3: Cálculo de proporción de aire que ingresa a través de hoyos de refrigeración y dilución

	superior							interior						
	Etapa1	Etapa 2	Etapa 3	Etapa 4	Etapa 5	Etapa 6	Etapa 7	Etapa1	Etapa 2	Etapa 3	Etapa 4	Etapa 5	Etapa 6	Etapa 7
Diametro del anillo en dilución	238.613	248.916	0	247.69	0	0	0	131.19	126.287	0	136.373	0	0	0
Diametro de los hoyos de refrigeración	3.57	3.57	3.57	3.57	3.57	3.57	3.57	3.57	3.57	3.57	3.57	3.57	3.57	3.57
diametros de hoyos de dilución	10	10	0	17	0	0	0	10	10	0	17	0	0	0
ancho del anillo	10	10	0	34	0	0	0	10	10	0	34	0	0	0
numero de hoyos de refrigeración	83	87	88	88	86	83	77	47	45	44	46	50	56	0
numero de hoyos de dilución	50	50	0	50	0	0	0	30	30	0	48	0	0	0
proporción de area en hoyos de refrigeración	0.31	0.31	0.31	0.31	0.31	0.31	0.31	0.31	0.31	0.31	0.31	0.31	0.31	0.31
proporción de area en hoyos de dilución	0.5238608	0.5021774	0	0.4289636	0	0	0	0.5716899	0.5938854	0	0.7479486	0	0	0
diametro del anillo en refrigeración	234.958	246.284	250.626	249.249	244.892	234.698	217.947	132.761	127.994	124.887	131.603	141.052	158	0
ancho del anillo de refrigeración	3.57	3.57	3.57	3.57	3.57	3.57	3.57	3.57	3.57	3.57	3.57	3.57	3.57	3.57
suma de areas de refrigeración	827.86248	867.76906	883.06787	878.21608	862.86442	826.94638	767.92509	467.77658	450.9803	440.03295	463.69643	496.9895	556.70491	0
suma de areas de dilución	3926.9908	3926.9908	0	11349.003	0	0	0	2356.1945	2356.1945	0	10895.043	0	0	0
Suma de areas	4754.8533	4794.7599	883.06787	12227.22	862.86442	826.94638	767.92509	2823.9711	2807.1748	440.03295	11358.74	496.9895	556.70491	0
proporción de areas de dilución con area total	4.43%													
proporción de suma de areas sobre area total	5.55%													
Area total	785005.4													
porcentaje de aire ingresando por hoyos de refrigeración	0.11%	0.11%	0.11%	0.11%	0.11%	0.11%	0.10%	0.06%	0.06%	0.06%	0.06%	0.06%	0.07%	0.00%
porcentaje de aire ingresando por hoyos de dilución	0.50%	0.50%	0.00%	1.45%	0.00%	0.00%	0.00%	0.30%	0.30%	0.00%	1.39%	0.00%	0.00%	0.00%

Fig. 4.3. Cálculo de proporción de aire que ingresa a través de hoyos de refrigeración y dilución

ANEXO 4: Estudio de independencia de malla

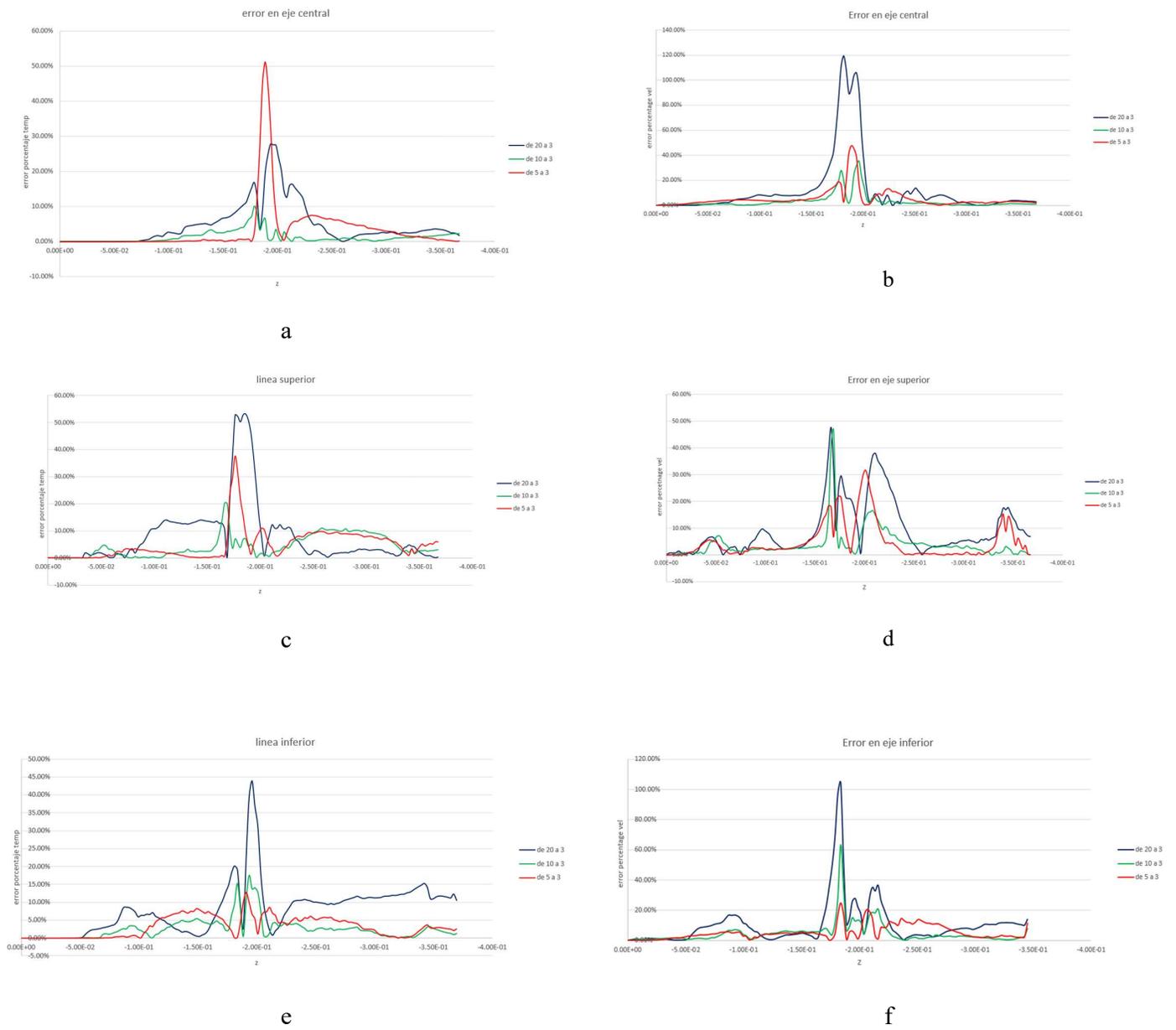
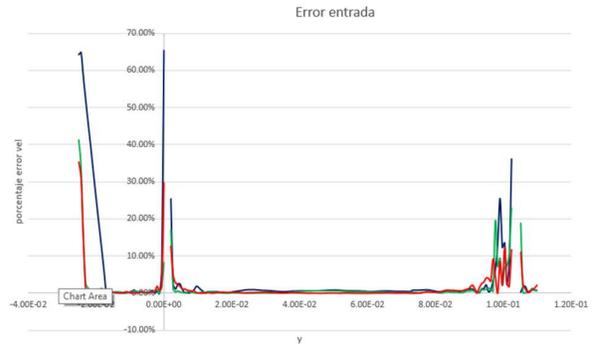


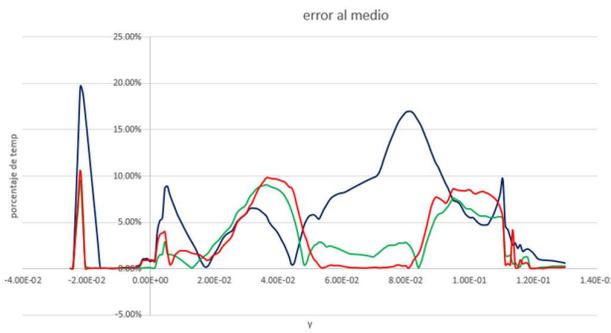
Fig. 4.4. Error de refinado de malla en vectores de muestreo en eje Z



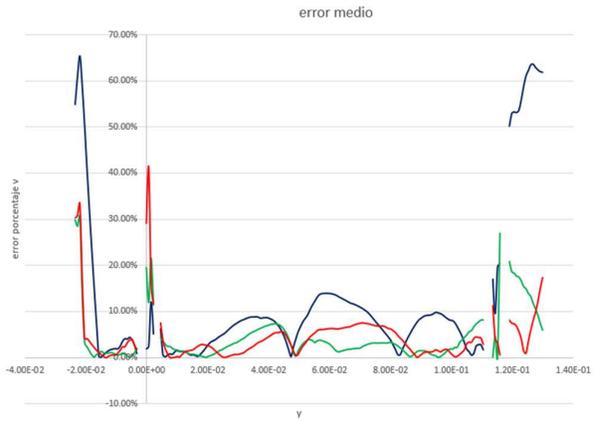
a



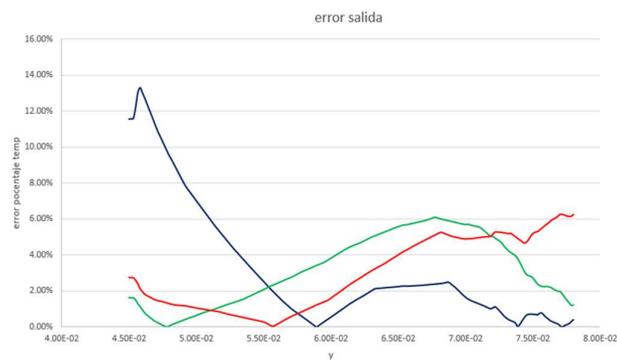
b



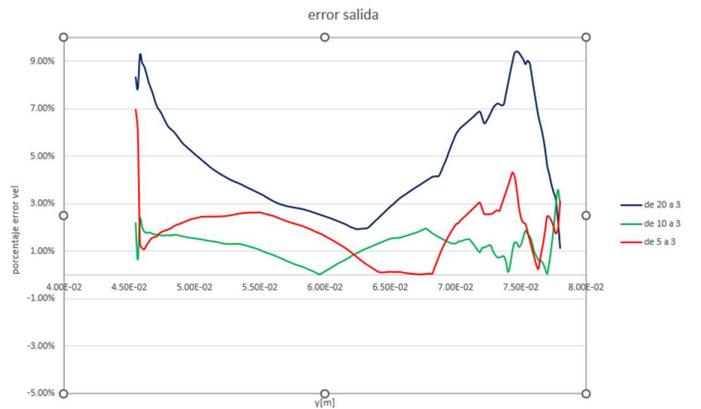
c



d



e



f

Fig. 4.5. Error de refinado de malla en vectores de muestreo en eje Y