

18. Ingeniería mecánica y de la Producción

**Análisis del diseño y construcción de un micro turborreactor para el Laboratorio de Mecánica y Energía de la FIUNA**

Ferreira, Fátima; [fatif21@gmail.com](mailto:fatif21@gmail.com) ; Petersen, Ernesto; [ernestopetersen89@yahoo.com](mailto:ernestopetersen89@yahoo.com)

Universidad Nacional de Asunción

---

**Resumen**

El presente trabajo consistió en analizar el diseño predefinido de un motor de avión a escala del tipo turborreactor y luego construirlo, para el Laboratorio de Mecánica y Energía de la Facultad de Ingeniería de la UNA. Para su realización, estudiamos el funcionamiento de un turborreactor, analizamos el diseño geométrico del micro turborreactor MW54 del fabricante WREN Turbines Ltd. y las variables termodinámicas y mecánicas que se verían afectadas o que podrían afectar el funcionamiento del motor si duplicamos el tamaño de este motor. La velocidad de rotación máxima prevista para el sistema es de 60.000 rpm.

Construimos el motor en su totalidad, comprando los materiales de depósitos locales y siendo los procesos de fabricación llevados a cabo en el laboratorio de Metalmecánica de la Facultad de Ingeniería o en la Metalúrgica "Dávalos Hermanos". Una vez construido, arrancamos con éxito el motor, logrando éste marchar de manera autónoma a partir de las 10.000 rpm.

Concluimos que es posible construir un micro turborreactor con materiales locales y con los procesos de fabricación disponibles en el país.

**Palabras clave:** Micro Turborreactor, Propulsión, Procesos de Fabricación.

## 1. Introducción

El campo de las turbomáquinas térmicas, dentro del rubro de la aeronáutica, es uno de los campos que en nuestro país cuenta con desarrollo y explotación escasos o nulos. Incursionar en este rubro podría ser una ventaja estratégica para cualquier país que tenga esta iniciativa, ya que además de poder autoabastecerse de estas tecnologías, esto abre la posibilidad de competir en un mercado global donde se pueden ofrecer bienes y servicios a clientes en todo el mundo.

Dentro de este contexto, y con las ventajas que ofrece la industria metalmeccánica en Paraguay, la fabricación de componentes de sistemas de propulsión podría ser un área a incursionar en los próximos años y que podría posicionar al país en el contexto global.

Uno de los sistemas de propulsión más conocidos, sobre todo en el ámbito de la aeronáutica, es el de la turbina de gas, en donde se convierte la energía de un combustible en energía cinética lineal del gas de trabajo y, por el principio de acción y reacción, finalmente en un empuje neto que es el responsable de producir la propulsión buscada.

El enfoque del presente proyecto se basa en los aspectos constructivos de un micro turborreactor.

## 2. Objetivos

- Analizar el diseño y el funcionamiento de un micro turborreactor.
- Calcular la velocidad crítica de rotación del conjunto rotor.
- Construir y detallar el proceso de construcción de las piezas principales del micro turborreactor.
- Realizar las pruebas necesarias para comprobar el funcionamiento autónomo del micro turborreactor.

## 3. Materiales y Métodos

Basamos nuestra construcción en el modelo MW54 del fabricante WREN, de procedencia inglesa. El mismo posee un compresor centrífugo de una sola etapa, una cámara de combustión anular, una turbina de flujo axial de una sola etapa y una tobera de salida convergente.

Se escaló el modelo a 11/6 de su tamaño original y se adaptaron las medidas de elementos tales como rodamientos y tornillos a tamaños comercialmente disponibles. Dicha escala

resultó de la elección de un compresor centrífugo disponible y accesible comercialmente cuyas dimensiones sean lo más cercanas posible al doble del de las dimensiones originales. El compresor adquirido tiene un diámetro a la salida de los álabes de 99 mm, mientras que el del diseño original tiene un diámetro a la salida de 54 mm.

### 3.1. Velocidad crítica de rotación

Es esencial asegurarse de que la velocidad de rotación del eje permanezca significativamente por debajo de la velocidad crítica. La frecuencia de rotación crítica varía de acuerdo con el material del eje, la masa y la geometría del rotor y la disposición de los cojinetes.

Para hallar la velocidad crítica de rotación, partimos de las siguientes ecuaciones que analizan el efecto que tiene cada una de las masas (compresor, eje y turbina) sobre la flexión en el eje [5]:

$$\omega_{Crítica} = \sqrt{\frac{3 \cdot E \cdot I}{m \cdot (l + c) \cdot c^2}} \quad (1)$$

en donde E es el módulo de elasticidad del material, I es la inercia del eje, m es la masa del componente analizado, l es distancia entre rodamientos y c es la distancia del centro de gravedad del componente al rodamiento más cercano.

Reemplazando los valores mencionados con ayuda del cálculo de masas del modelo tridimensional elaborado con programas de computador, la velocidad crítica de la turbina asciende a 116.651,7 rpm mientras que para el compresor asciende a 153.111,1 rpm. Para hallar la velocidad crítica del eje, consideramos al peso del mismo como una masa que se encuentra en el centro de gravedad del mismo. Reemplazamos los valores y obtenemos que la velocidad crítica del eje asciende a 110.876,4 rpm.

Para hallar la velocidad crítica del sistema, recurrimos a la siguiente fórmula:

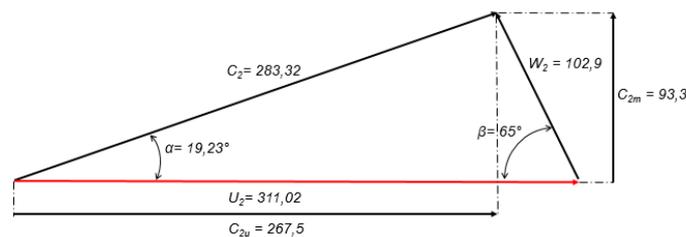
$$\omega_{conjunto} = \sqrt{\frac{1}{\frac{1}{\omega_{eje}^2} + \frac{1}{\omega_{compresor}^2} + \frac{1}{\omega_{turbina}^2}}} \quad (2)$$

Reemplazando los valores, la velocidad de resonancia del conjunto asciende a 71.158,9 rpm.

El método más seguro para evitar la oscilación de resonancia es garantizar que la frecuencia de resonancia del rotor sea al menos un 20% más alta que su velocidad de rotación máxima [4]. Tomando en cuenta esto, la velocidad máxima de rotación permisible de nuestro sistema queda en 59.300 rpm.

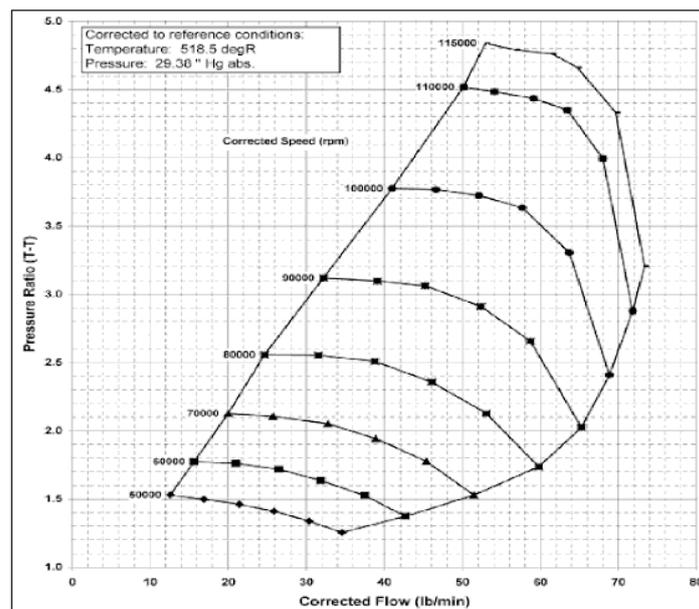
### 3.2. Compresor

Hallamos la velocidad periférica a la salida del compresor a partir de la velocidad máxima de rotación calculada previamente. Haciendo uso del teorema del coseno y teniendo en cuenta el ángulo de salida del compresor, hallamos las velocidades restantes.



**Figura 1.** Triángulo de velocidades a la salida del compresor. Valores expresados en m/s.

Las características de operación del compresor se ven reflejadas en un gráfico denominado mapa del compresor. El impulsor adquirido es similar al modelo del fabricante Cummins “Holset” HX55.



**Figura 2.** Mapa del compresor del fabricante Cummins, modelo HX55.

Para una velocidad de rotación nominal de 60.000 rpm, se estima que la relación de presiones estaría entre 1,4 y 1,8, mientras que el flujo másico estaría entre 0,11 y 0,325 kg/s.

### 3.3. Combustión

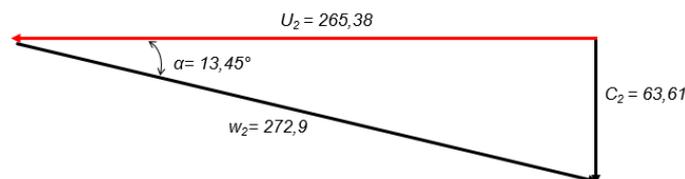
El requisito principal es que la cantidad máxima de energía se libere durante la combustión. Así también, cuanto más baja sea la temperatura de ignición, más fácil será mantener una llama estable en la cámara de combustión. Por todos los motivos citados anteriormente, el queroseno Jet A1 fue seleccionado como combustible de trabajo para este proyecto.

La cámara de combustión es del tipo tubular, y consta de dos zonas: primaria y secundaria. La mayor parte del proceso de combustión se produce en la zona primaria, y el suministro de aire debe ajustarse para garantizar que esté presente una mezcla aproximadamente estequiométrica en ese punto. En la zona secundaria, los gases de combustión calientes se mezclan con el suministro de aire suplementario para obtener una temperatura que la etapa de la turbina pueda soportar.

### 3.4. Turbina

Durante la etapa de expansión se extrae del gas caliente de combustión el trabajo requerido para impulsar al compresor. La turbina reduce la presión y la convierte en energía cinética, exactamente lo opuesto a lo que sucede en el compresor.

En una etapa axial, la velocidad periférica  $u$  es la misma en la entrada y salida de los álabes de la turbina. Si consideramos el triángulo de velocidades de la etapa de la turbina, la velocidad que importa para generar el empuje es aquella que sale en la dirección axial.



**Figura 3.** Triángulo de velocidades a la salida del rodete de la turbina.

Para hallar el empuje esperado, multiplicamos el flujo másico estimado a partir del mapa del compresor y la componente periférica de la velocidad absoluta. Así, obtenemos un valor de 13,99 N a la velocidad de rotación nominal o de trabajo.

### 3.5. Procesos de Fabricación

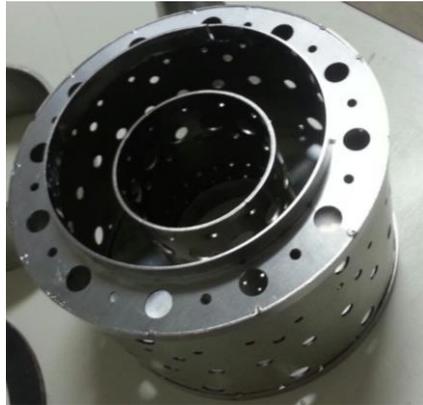
El motor consta de aproximadamente 44 piezas. Detallamos los procesos de construcción de las piezas principales.

El difusor fue fabricado de aluminio en su totalidad en los talleres de la FIUNA. La forma básica fue hecha en el torno convencional, luego se hicieron las cuñas difusoras y las perforaciones en el Centro de Mecanizado CNC, y finalmente los álabes enderezadores en el Centro de Mecanizado CNC con la ayuda del plato divisor.



**Figura 4.** Parte frontal del difusor.

La cámara de combustión consta de varias partes y fue hecha completamente de acero inoxidable. La envoltura interna fue hecha perforando un tubo de 1/2", mientras que la envoltura externa y las tapas frontal y trasera fueron hechas cortando, perforando, cilindrando y soldando una chapa de 1 mm de espesor.



**Figura 5.** Cámara de combustión terminada, sin los componentes menores.

El rodete de la turbina fue fabricado de acero SAE 8620 en su totalidad en la FIUNA, mientras que el modelo original exigía que el material sea INCONEL, inexistente en el país. El perfil bruto fue hecho en el torno convencional, mientras que los álabes fueron hechos en el Centro de Mecanizado CNC con ayuda del plato divisor. La turbina fue sometida a un tratamiento térmico de templado y revenido buscando principalmente ayudar a prevenir la corrosión antes que aumentar la dureza de la misma, sin embargo, debido a que la superficie reaccionó con el oxígeno dentro del horno y formó una capa que se desprendió, fue necesario aumentar la perforación central e insertar un buje fabricado para recuperar la medida.



**Figura 6.** Rotor de la turbina terminado.

El eje fue fabricado tres veces. El tercer eje fue fabricado totalmente en el Centro de Mecanizado CNC de la FIUNA a partir de una barra de acero SAE 4340. Las roscas en ambos extremos son M8 izquierdas debido a que el sentido del torque tanto en el compresor como en la turbina tendería a desenroscar una rosca derecha.

El diseño original del sistema de suministro de combustible consistía en una línea de alimentación principal y un anillo distribuidor de cobre que cuenta con 12 agujas hipodérmicas inyectoras de acero inoxidable de 0,5 mm de diámetro externo. Sin embargo, debido a la fragilidad de este sistema y a su difícil fabricación, finalmente se optó por cambiar las agujas hipodérmicas por tubos capilares de cobre de 0,8 mm de diámetro interno.

El motor necesita de otros elementos auxiliares esenciales para que sea puesto en marcha: El sistema de ignición, conformado por la bujía de chispa, una bobina de encendido, un dispositivo CDI de 4 terminales y una fuente de 12 V; suministro de GLP; un sistema de inyección y dosificación de combustible, conformado por una bomba con un controlador de voltaje, a partir del cual se regulará el suministro de combustible; un tanque en el cual se mezcló 94% de queroseno con 6% de aceite para motores de 2 tiempos fuera de borda del tipo TCW3 y aire comprimido para iniciar el giro del sistema rotor.

Otros elementos necesarios para tener el registro de ciertas variables de funcionamiento son un tacómetro para medir la velocidad de rotación del motor, un manómetro para registrar la presión a la salida del compresor, una balanza romana para medir el empuje y un termo higrómetro para medir la temperatura de los gases de combustión a la salida del motor.



**Figura 7.** Piezas terminadas y motor ensamblado sobre su soporte.

## Resultados y Discusión

Una vez construidas y ensambladas todas las piezas y conectados los sistemas auxiliares de arranque, se procedió a arrancar el motor.

Las pruebas fueron realizadas a temperatura ambiente de 24°C y a presión atmosférica en una de las salas del Laboratorio de Mecánica y Energía de la FIUNA que cuenta con un extractor de aire y campana colectora.

En primer lugar, se inyectó el GLP y mediante la chispa de bujía, encendida manualmente con el interruptor magnético, se produjo la ignición del gas. Posteriormente se procedió a impulsar el compresor usando una corriente de aire proveniente de la línea de aire comprimido del laboratorio y luego se inyectó el combustible gradualmente.

En las tres pruebas realizadas se observó que la combustión continuó más allá de la etapa de la turbina. Esta parte de la combustión no es aprovechada por el motor debido a que ocurre después de la turbina y la tobera de escape, por lo tanto, no aporta al accionamiento del compresor ni a la generación de empuje. Esto además causó que la temperatura de los gases de escape sobrepase momentáneamente los 1.000 °C.



**Figura 8.** Motor funcionando de manera autónoma.

La restricción puesta sobre la alimentación de la línea de lubricación resultó ser excesiva, aportando a los rodamientos una cantidad insuficiente de lubricación, por lo que es

necesario usar una aguja hipodérmica de mayor tamaño para aumentar el flujo de lubricación.

La holgura axial medida entre la turbina y el estator fue de 2,5 mm, mientras que en el diseño original es de 1 mm. Esta holgura excesiva podría permitir que las llamas, no confinadas a la cámara de combustión, alcancen al rodamiento de la turbina. Este podría ser el motivo por el que se desarmó la jaula del mencionado rodamiento y el extremo posterior del eje adquirió un color azulado.

Durante la soldadura de las envolturas interna y externa de la cámara de combustión se taparon accidentalmente algunos agujeros de la parte frontal de las mismas. Estos agujeros influyen en la formación de la mezcla en la zona primaria de la combustión, donde la misma debe ser aproximadamente estequiométrica, y un posible efecto de que los mismos sean tapados es que la mezcla sea pobre y la combustión sea incompleta en esta zona. Esto también podría ser la causa de que la combustión continúe en la zona secundaria de combustión, la etapa de la turbina, la tobera de escape y el exterior del motor.

Así también, restamos importancia a la formación de los avellanados de los agujeros de los envoltorios de la cámara de combustión. Estos avellanados dirigen el flujo de aire de tal forma a confinar la combustión al interior de la cámara.

Otra razón por la cual consideramos que la combustión fue incompleta es que el diámetro de los tubos por donde sale el combustible no era lo suficientemente pequeño como para que éste salga pulverizado. Al no ser pulverizado, es muy probable que el combustible no haya sido completamente vaporizado, provocando de esta forma una combustión ineficiente. Así también, las burbujas de aire existentes en la manguera que transportaba combustible pudieron haber ocasionado las inestabilidades observadas en la llama.

Por otra parte, el tacómetro presentaba variaciones muy grandes de un instante a otro, por lo que no podemos asegurar que las mediciones sean confiables. Así también, el empuje sólo pudo ser medido durante los primeros 60 segundos de encendido, siendo luego la pantalla del aparato afectada por la temperatura de los gases de combustión, oscureciéndose e impidiendo que el empuje pueda ser medido. El empuje máximo leído durante este tiempo fue de 45 gramos. En caso de que el aparato de medición no hubiese fallado, las medidas registradas hubiesen sido de todas formas bajas por la dependencia del valor del empuje de la velocidad de rotación, al haberse alcanzado sólo un 43% este último valor.

## Conclusiones

Analizamos el diseño y construimos un micro turborreactor para el Laboratorio de Mecánica y Energía de la facultad, dando inicio de esta forma a una línea de pre-investigación sobre motores de propulsión a reacción. Estudiamos los procesos físicos que tienen lugar en el motor y los distintos procesos de fabricación disponibles en nuestro país para construir con un nivel satisfactorio de precisión el 75% de las piezas del mismo.

Así también, describimos el análisis de las principales variables termodinámicas que afectan el funcionamiento del motor como la influencia de la geometría de los diversos componentes (compresor, eje, turbina, cámara de combustión, entre otros), utilizando fórmulas analíticas específicas.

A partir las formulaciones específicas de la Dinámica de Máquinas y Vibraciones, calculamos la velocidad crítica de rotación del sistema, cuyo resultado es de 72.000 rpm. Siguiendo las recomendaciones de la bibliografía especializada, establecimos un margen de seguridad del 20% al limitar la velocidad máxima de trabajo a 60.000 rpm.

La elección de los materiales y de los procesos de fabricación fue hecha de acuerdo a las recomendaciones de la literatura especializada y a varias consultas realizadas con los tutores especialistas. Construimos el motor en un período de 9 meses, mediante procesos de fabricación de torneado, fresado, corte, perforado, cilindrado, soldadura, entre otros. Fabricamos en su totalidad el 75% de las 45 piezas del motor. El 76% de esta fabricación fue hecha en el Laboratorio de Metalmecánica de la FIUNA y 24% en la Metalúrgica Dávalos Hermanos.

Una vez puesto en marcha, se alcanzó una velocidad de rotación máxima de 26.000 rpm, aproximadamente 43% del valor esperado.

Mediante el arranque y el funcionamiento autónomo del motor logramos los objetivos específicos del proyecto. Concluimos que es posible construir un micro turborreactor con materiales locales y con los procesos de fabricación disponibles en el país.

Se sugieren realizar más pruebas en donde se modifique el sistema de lubricación, se re-diseñe y fabrique una turbina con un mayor ángulo de salida, se automaticen los sistemas de inyección de combustible principal y se diseñe un sistema de registro automático de mediciones y control.

## Bibliografía

- [1] Parish R., Wright J., & Murphy M. (2000). MW54 Instruction Manual and Plan Set. United Kingdom: Wren Turbines Ltd.
- [2] Hünecke K. (2003). Jet Engines - Fundamentals of theory, design and operation. England.
- [3] Kamps T. (2005). Model Jet Engines. United Kingdom: The Modeller's World Series.
- [4] Schreckling K. (2003) Gas Turbine Engines for Model Aircraft. United Kingdom: The Modeller's World Series.
- [5] Bohl W. (1983) Ventilatoren: Berechnung, Konstruktion, Versuch, Betrieb. Germany: Vogel Buchverlag Würzburg.
- [6] Mataix C. (1991). Turbomáquinas Térmicas. United States: Dossat.
- [7] Tolmo C. (2013). "Selección y Diseño de Compresores Centrífugos". Trabajo Final de Grado. Facultad de Ingeniería. Universidad Carlos III de Madrid, España.
- [8] Miller J. (2006). Turbo: Real World High-Performance Turbocharger Systems. CarTech Inc.
- [9] Varios. (2017). Turbo Jet. julio de 2017, de Wikipedia Sitio web: <https://en.wikipedia.org/wiki/Jetengine.html>