

GENERACIÓN DE LA ESTRUCTURA DE I+D DE TURBOMÁQUINAS TÉRMICAS

José L. Serrano¹, Brian Parola², Eduardo Toselli², José Inaudi², Patricia Silvetti², Natalia Mira³

¹*Departamento Estructuras y Plantas Propulsivas, Centro de Investigaciones Aplicadas,
Instituto Universitario Aeronáutico, Argentina*

²*Departamento Mecánica Aeronáutica, Facultad de Ingeniería,
Instituto Universitario Aeronáutico, Argentina*

³*Departamento Sistemas, Facultad de Ciencias de la Administración,
Instituto Universitario Aeronáutico, Argentina*

Avda. Fza. Aérea 6500 – (C.P.: 5010) Córdoba - Argentina.
Email: jserrano@iua.edu.ar

RESUMEN

El objetivo de este trabajo (actualmente es un Proyecto PAE en ejecución) es generar una estructura que permita implementar un programa sostenido de I+D de TMT (Turbomáquinas Térmicas), esto es, disponer de un Grupo de Investigación entrenado específicamente, y desarrollar un parque de proveedores nacionales de componentes y servicios, adecuados a las tecnologías involucradas.

La metodología seguida se basa en la siguiente secuencia:

- a) Determinación de la configuración de la turbo máquina más adecuada para satisfacer una necesidad social actual. Definición del Empuje, de la Temperatura de Turbina y de la Relación de Compresión.
- b) Diseño termodinámico de la máquina.
- c) Diseño de los componentes y selección de las tecnologías a emplear para su fabricación. Confección de Planos.
- d) Construcción de los componentes y ensamblado de la turbo máquina.
- e) Implementación de la estructura de ensayos.
- f) Realización de ensayos. Corroboración del Empuje, T3 y Relación de Compresión.
- g) Optimización de los diseños y adecuación de las tecnologías.

Al día de hoy el Proyecto se encuentra aproximadamente al 75% de su ejecución. Los resultados obtenidos hasta el momento pueden referirse sólo al diseño, el desarrollo tecnológico y la fabricación de componentes. Las conclusiones son todavía parciales.

Palabras clave: I+D de Turbomáquinas Térmicas

INTRODUCCIÓN

Este trabajo se origina por una conjunción de necesidades provenientes de tres ámbitos diferentes, a saber: a) Sector Agrícola (máquinas secadoras de granos, dispositivos calefactores, equipos para prevención de heladas), b) Aeroclubes (alternativa de reemplazo de aviones remolcadores para envuelo de planeadores), y c) Laboratorio de Motores de la Facultad de Ingeniería del Instituto Universitario Aeronáutico (Investigación y Desarrollo de Turbomáquinas Térmicas, Capacitación de Docentes Investigadores).

De estos tres ámbitos surgió casi simultáneamente la inquietud de aplicar una turbomáquina para satisfacer cada necesidad en particular, lo que originó el inicio del trabajo llevado a cabo por los investigadores de esta Facultad, a fin de analizar las factibilidades de aplicación.

Las turbomáquinas térmicas tienen un potencial y un campo de aplicación muy amplio, por lo que resulta muy importante aprovechar esta oportunidad de generar una estructura base para el desarrollo conjunto.

Dado que el objetivo principal de este trabajo es implementar una estructura funcional de I+D, incluyendo capacidades de desarrollo tecnológico y fabricación, en el menor tiempo posible y con fondos muy limitados, no fue definida como consideración primordial la optimización en cuanto a prestaciones y rendimiento de la turbomáquina a fabricar. Este objetivo formará parte de una etapa sucesiva de desarrollo; por esto la decisión de optar por una configuración básica y un método sencillo de cálculo. En este momento resulta mucho más crítico definir, implementar y mantener una estructura generalizada con la cual contener y soportar adecuadamente nuestros Proyectos de Investigación y Desarrollo de TMT.

El diseño de la turbomáquina en cuestión, obedece a criterios que permiten cumplir con los requerimientos de los tres ámbitos mencionados, o sea, un diseño simple y económico para el agro, operativo y confiable para la actividad deportiva aeronáutica, y lo suficientemente representativo para servir de modelo en las prácticas de laboratorio.

Se eligió una configuración de reactor básico, con una etapa de compresor axial-centrífugo, una cámara de combustión anular, y una etapa de turbina axial.

A continuación se muestra una vista en corte del modelo adoptado:

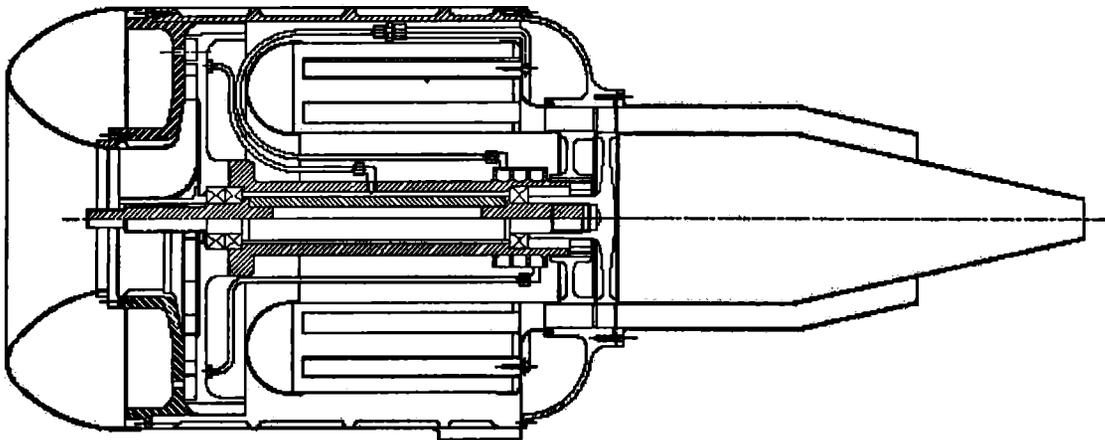


Figura 1. Configuración general de la Turbomáquina

Otras de las cuestiones muy importantes a la hora de definir la configuración, fueron los aspectos relacionados con el mantenimiento y la puesta en marcha. La cantidad de componentes móviles sujetos a desgaste es la mínima indispensable, y el sistema de arranque está diseñado para operar sin necesidad de un equipo adicional; esto es, utiliza los gases de escape de un motor alternativo disponible en cualquier vehículo de transporte (auto, camioneta, tractor, etc.).

METODOLOGÍA

- a) **Determinación de la configuración más adecuada para la turbo máquina. Definición del Empuje, de la Temperatura de Turbina y de la Relación de Compresión.** Ya fueron explicadas en el punto anterior las consideraciones para el diseño relativas a las diferentes aplicaciones. Ahora serán tratadas las limitaciones técnicas y tecnológicas.

Comenzando con *el empuje* obtenible, diremos que un valor de entre 500N y 600N resulta óptimo para permitir el despegue de un planeador. Esta magnitud fue consensuada con los futuros posibles usuarios, y se concluyó en que ésta resultaría la mejor elección.

Respecto de la *temperatura de turbina (T_{tu})*, es un parámetro que se encuentra íntimamente relacionado con el material a utilizar y la tecnología empleada en la fabricación del rotor de turbina. Es uno de los históricos condicionamientos tecnológicos por los que durante tanto tiempo los ciclos Brayton fueron *No Practicables*. Nuestro límite tecnológico nos permite fijar esta temperatura en un valor no superior a 650 °C.

En cuanto a la *relación de compresión (π_c)*, y coherentemente con la decisión de optar por la configuración más sencilla, la elección se inclinó hacia la alternativa de utilizar una sola etapa de compresión de tipo diagonal (axial-centrífuga). Esto trae aparejado casi automáticamente el límite máximo del valor de compresión obtenible, ya que difícilmente pueda superarse la relación 4:1.

De esta manera quedan definidos los parámetros típicos de diseño de la turbomáquina, obteniéndose por cálculo, como consecuencia directa, los valores del caudal de aire necesario a la entrada del compresor, el consumo de combustible y la temperatura y velocidad de los gases a la salida de la tobera. Estos valores son totalmente ajustables y compatibles con las necesidades declaradas por los futuros probables usuarios del sector agropecuario, tanto para el secado de maderas y cereales, como para el control de los efectos de las heladas.

Además de las aplicaciones específicas, también resulta lo suficientemente amplio el espectro de fenómenos resultante del funcionamiento de esta turbomáquina, por lo que satisface las expectativas de I+D de un laboratorio de máquinas térmicas, materiales, sistemas de control, etc.

De esta forma, con el mismo proyecto y cuidando de ajustar correctamente los parámetros de diseño, se apunta a satisfacer múltiples requerimientos y necesidades al mismo tiempo.

- b) **Diseño termodinámico de la máquina.** El método aplicado para el cálculo de la turbomáquina como conjunto, es el de un modelo físico/matemático sencillo en el que se representa cada componente (o proceso del ciclo Brayton) por sus respectivas relaciones de compresión, ya sean volumétricas, termométricas o barométricas. Toda la turbomáquina térmica puede ser modelizada como un anillo de corriente, que se estudia desde su ingreso a la zona de toma de aire, pasando por estaciones intermedias de compresor, cámara de combustión y turbina, hasta su salida por la tobera. Todos los valores expresados en esta etapa del cálculo son valores promedio, y se supone que cada bloque funcional de la turbomáquina cumple con los parámetros definidos en el diseño. Nótese la diferencia respecto del fenómeno real que ocurre sobre cada componente ya que, por ejemplo, para diferentes posiciones puntuales, radiales o axiales, sobre los rotores tendremos valores correspondientes a un gradiente propio de velocidades y presiones. Esto no afecta al modelo empleado para el cálculo inicial, porque los distintos componentes serán diseñados para producir un flujo real que logre los mismos efectos de los valores supuestos como constantes al comienzo del diseño. Cabe aclarar que, cuanto más exigentes sean los valores máximos asociados a los rendimientos de los parámetros definidos inicialmente, más difícil será de lograr el diseño y la fabricación de los componentes, y más compleja y costosa deberá ser la tecnología a emplear. Es por esta razón que, al tratarse de un desafío tecnológico nuevo para el grupo de trabajo, los valores de $\pi_c = 4$ y $T_{tu} = 650$ °C han sido seleccionados con criterio conservativo. A continuación se muestra la ecuación que representa la turbomáquina, estableciendo sus relaciones de presión, los parámetros termodinámicos asociados, y los valores elegidos por

conveniencia de diseño. Nótese que el caudal másico $m\dot{o}$ y el consumo específico S , resultan como consecuencia de todo lo anteriormente definido.

$$M\dot{o} \frac{U_2}{U_0} = \left\{ \frac{2}{\gamma_s - 1} \dot{T}_{\lambda AB} \left[1 - \left(\frac{P_2}{P_0} \right)^{-\frac{(\gamma_{AB} - 1)}{\gamma_{AB}}} \right] \right\}^{\frac{1}{2}}$$

$$\frac{Fa}{m\dot{o}} = a\dot{o} \left\{ (1 + f + f_{AB}) \left(M\dot{o} \frac{U_2}{U_0} \right) - M\dot{o} + \frac{(1 + f + f_{AB}) \left(\frac{T_2}{T_0} \right)}{\gamma_s \left(M\dot{o} \frac{U_2}{U_0} \right)} \left(1 - \left(\frac{P_2}{P_0} \right) \right) \right\}$$

$$S = \frac{(f + f_{AB})}{\frac{Fa}{m\dot{o}}} (10^6)$$

Tabla 1. Datos utilizados para el cálculo de la Turbomáquina

Variable	Valor	Unidades	Detalle
Fa:	550	N	Empuje
n:	40000	rpm	Velocidad angular
To:	293	°K	Temperatura de entrada
Po:	1	Kg/cm2	Presión de entrada
Tt4	925	K	Temperatura admisible a la entrada de turbina
pc:	4		Relación de compresión
gc:	1.4		Coef. en compresor
gt:	1.35		Coef. en turbina
Cpc:	996.5	J/kgK	Calor específico a presión constante en el compresor
Cpt:	1098.2	J/kgK	Calor específico a presión constante en la turbina
hm	0.95		Rendimiento mecánico
hc:	0.76		Rendimiento periférico Compresor
ht:	0.81		Rendimiento periférico de la turbina
k:	1.4		Coefficiente Isoentrópico
h	45357000	J/Kg	Entalpía de combustible
pd	1		Relación Presión Difusor
pb	0.95		Relación Presión Cámara de combustión
pn	0.99		Relación Presión Tobera
hb	0.97		Rendimiento Cámara de combustión
P9/Po	1		Relación de presiones

- c) **Diseño de los componentes y selección de las tecnologías a emplear para su fabricación.** La decisión de utilizar una estructura simple, esto es configurar el motor con una única etapa axial-centrífuga de compresor, una cámara de combustión anular, y sólo una etapa de turbina axial, fue preliminar al inicio de los cálculos. Esto permitió estimar con suficiente precisión el tipo de comportamiento y los rendimientos de los diferentes componentes. No obstante, resulta imposible calcular cualquiera de los componentes si previamente no se dispone de la

totalidad de los valores mostrados en la Tabla 1; por lo que la secuencia más lógica de razonamiento parece ser la siguiente: *Primer Paso*) Analizar las posibilidades tecnológicas disponibles y definir qué tipo de componentes será posible fabricar. *Segundo paso*) Al quedar definidos los componentes, estudiar sus características funcionales y evaluar si el tipo de turbomáquina que resultará utilizando estos componentes, cumplirá con las expectativas y requisitos iniciales. *Tercer Paso*) Congelar el diseño conceptual de la turbomáquina y alimentar el modelo físico/matemático con las características y rendimientos propios de los componentes/tecnologías seleccionados. *Cuarto Paso*) Obtener mediante cálculo la totalidad de los valores de los parámetros necesarios para el diseño específico de cada componente, lo que se hace en forma conjunta para todos ellos, ya que resultaría imposible diseñar los componentes por separado y tratar de ensamblarlos funcionalmente después. Aquí puede apreciarse el gran condicionamiento de utilizar “componentes en desuso” para adaptarlos a un diseño predeterminado. *Quinto Paso*) Por último, al finalizar el diseño de los componentes y como validación de las estimaciones preliminares, deberemos calcular y obtener las características (curvas de comportamiento, rendimiento, inercia, etc) de dichos componentes y compararlas con nuestras previsiones iniciales expuestas en la Tabla 1. De no coincidir, deberemos reiniciar el trabajo a partir del *Paso*) que se considere conveniente.

A continuación, como ejemplo, en la Figura 2 se muestra el modelo para el estudio de vibraciones. Este modelo contempla materiales, masas, distancias, momentos de inercia y regímenes de giro. La totalidad de estos datos, recién está disponible al finalizar el diseño de los componentes.

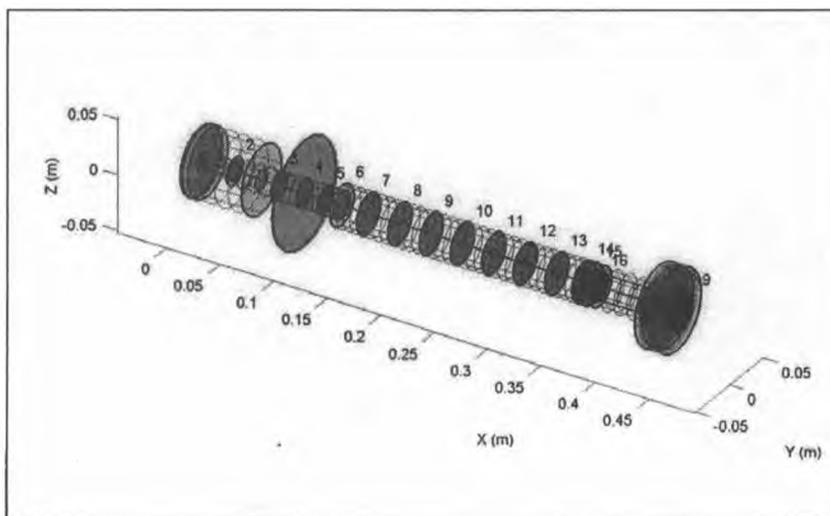


Figura 2. Modelo simplificado SAT-Lab® del eje de la turbo-máquina, turbina y compresor.

- d) **Construcción de los componentes y ensamblado de la turbo máquina.** Superadas todas las anteriores instancias de diseño, ya se está en condiciones de confeccionar los planos para la fabricación de los componentes. En esta etapa resulta muy importante respetar todas las consideraciones y pautas que fueron fijadas a la hora de elegir los rendimientos asociados a cada componente, ya que sería contradictorio trabajar con herramientas, métodos, materiales, instalaciones o condiciones, que atenten en contra de la precisión o calidad de las partes o conjuntos. La claridad de los planos y las exigencias de las normas a utilizar deben ser inequívocas. Este tipo de máquina térmica no admite errores de tolerancias. Este es el momento crucial de lograr que los niveles de rendimientos definidos inicialmente en los cálculos, se transforme en realidad. También es el momento de descubrir si sobreestimamos, subestimamos o estimamos adecuadamente nuestro sistema de fabricación disponible. Que no se cumpla aquel viejo temor de. “Calcular con elementos finitos, medir con escuadra, trazar con tiza, y cortar con hacha . . .”.

Las tecnologías empleadas en la fabricación de esta turbomáquina son muy amplias y variadas. Van desde componentes fundidos en aluminio (carcasa, estator de compresor, soportes), piezas elaboradas en materiales compuestos (toma de aire, rotor de compresor) y desarrollos muy específicos en aceros inoxidables y aleaciones de alto contenido de Níquel y Cromo (turbina, cámara de combustión, conexiones y tuberías de zona caliente). Cada familia tecnológica necesitó ser desarrollada específicamente para lograr una aplicación confiable en relación a este proyecto. En la Figura 3 se muestran algunos ejemplos:



Figura 3. Distintas etapas de los diversos procesos de fabricación de piezas.

- e) **Implementación de la estructura de ensayos.** La infraestructura del laboratorio cuenta con un banco de ensayos equipado con medidas de seguridad para la operación, sistema de evacuación de gases de combustión, celda de carga, sensores de temperatura y presión, placas de adquisición de datos, tablero de comando y computadoras. Antiguamente, desde el año 1947, dicho banco se utilizaba para ensayar pequeños motores de combustible líquido. Hace algunos años, fue adaptado para poner en marcha turborreactores Turbomeca Marboré.
- f) **Realización de ensayos.** Debido a que todavía no se ha completado la fabricación de la totalidad de los componentes, la turbomáquina aún no ha podido ser puesta en funcionamiento, lo que definitivamente condiciona la realización de los ensayos. De todas maneras, los ensayos iniciales estarán orientados a medir y corroborar aquellos valores que fueron la base del cálculo, estos son Fa , n , π , T_u y S ; y que serán por sí mismos la demostración, o no, de la adecuación de todas las tecnologías, métodos y procedimientos empleados.

Una segunda etapa de ensayos prevé la instalación de sensores que muestren el comportamiento interno de los componentes, pudiendo monitorearse valores puntuales de presión y temperatura en cualquier estación del flujo de corriente. De esta manera se dispondrá de valores reales que permitirán cálculos mucho más precisos, lo que servirá oportunamente para optimizar los diseños.

No obstante, en forma preliminar y como base de desarrollo para el *Dispositivo de Control* de la TMT, fue necesario simular las condiciones de inyección dentro de la cámara de combustión con un dispositivo artificial de laboratorio. La arquitectura fue configurada con una bomba eléctrica de inyección, un conjunto simulador de la tubería y de los ocho inyectores, una cámara neumática presurizada, robinetes para regular el caudal y la presión, manómetros y probetas para medir presiones y caudales respectivamente. A continuación se muestra la curva de combustible obtenida en laboratorio por simulación experimental:

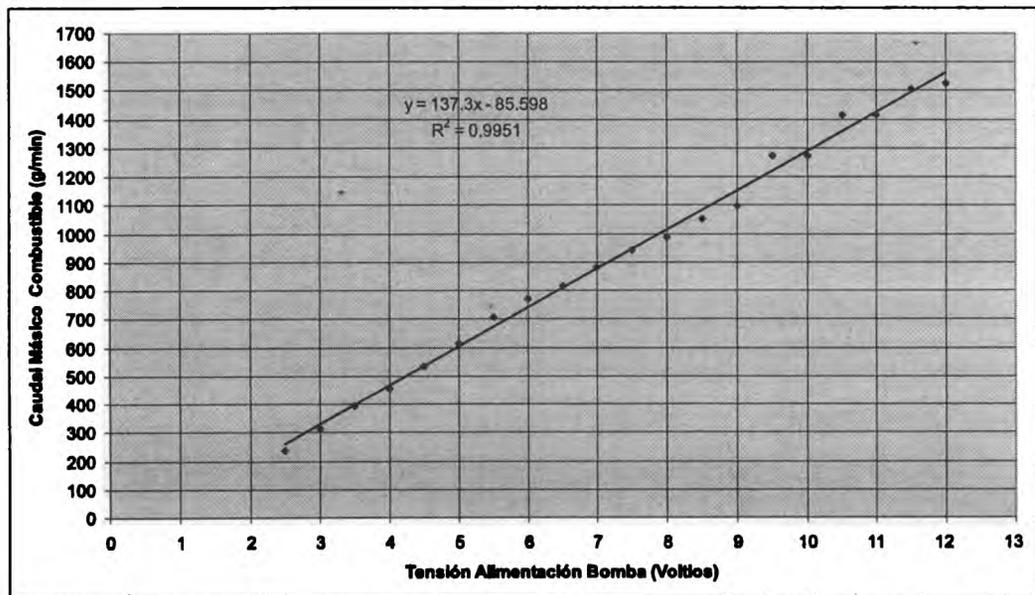


Figura 4. Curva Tensión/Consumo obtenida experimentalmente.

También a modo ilustrativo, se muestran en la Figura 5 microfotografías del estudio metalográfico realizado sobre el material apto para la fabricación del rotor de turbina (Base Ni, Cr y Co).

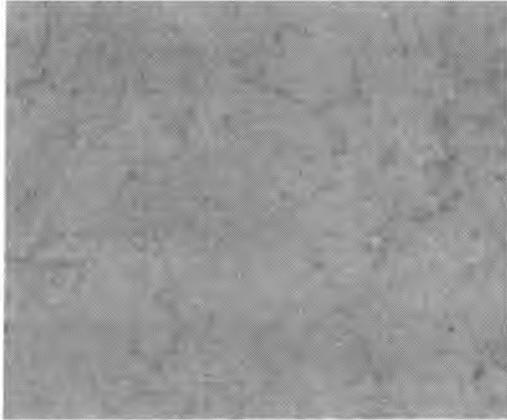


Figura 5a). Micrografía de la muestra (x 500)

Figura 5b). Micrografía de la muestra (x250)

- g) **Optimización de los diseños y adecuación de las tecnologías.** Poco puede preverse al momento, respecto de la optimización del trabajo realizado, ya que será necesario disponer de los datos a obtener a partir de los ensayos.

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Hasta el momento se han cumplimentado las etapas de diseño, desarrollo y fabricación de aproximadamente el 90% de los componentes de la turbomáquina. Se está trabajando en la adecuación del banco de ensayos y se prevé la puesta en marcha para fines de Octubre de 2008.

CONCLUSIONES

El trabajo realizado ha permitido ver que, si bien en nuestro país existe capacidad de cálculo y bibliografía disponible relacionada con el estudio y el diseño de las TMT, el verdadero escollo a superar es la adecuación tecnológica de nuestro entorno productivo al desarrollo de componentes de este tipo de máquinas. Asimismo, como complemento del material teórico, los ensayos en banco terminarán siendo definitorios para la optimización de los componentes.

Resulta oportuno recordar que son muy pocos los países en el mundo dedicados a esta especialidad, y que los logros obtenidos mediante la realización de este trabajo constituyen un razonablemente buen punto de partida.

REFERENCIAS

1. Gordon C. Oates: Aerothermodynamics of Gas Turbine and Rocket Propulsion. 3era. Ed. (AIAA education series) 1998.
2. John F. Lee: Theory and Design of Steam and Gas Turbines (Mc Graw-Hill) 1954.
3. B.S. Steckin y otros: Teoría de los motores de Reacción (Dossat) 1964.
4. Claudio Mataix: Turbomáquinas Térmicas (Dossat) 1988.