

INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL

ESCUELA SUPERIOR DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA

SECCIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO E INVESTIGACIÓN
UNIDAD CULHUACÁN

"ALGORITMOS DE MEJORAMIENTO DE LAS CARACTERÍSTICAS DE LA TURBINA REFRIGERADA"

TESIS

QUE PARA OBTENER EL GRADO DE:

"MAESTRO EN CIENCIAS DE INGENIERIA EN SISTEMAS ENERGÉTICOS"

PRESENTA:

ING. JORGE ALBERTO SÁNCHEZ RAMOS

ASESORES:

DR. VITALIY NEZYM
DR. IGOR LOBODA



MÉXICO, D.F. 2007.



INSTITUTO POLITECNICO NACIONAL

SECRETARIA DE INVESTIGACION Y POSGRADO

ACTA DE REVISION DE TESIS

En la Ciudad de México, septiembre del 2007 se response la Colegio de Profesores de para examinar la tesis de grad	unieron los miembr de Estudios de Pos	os de la Comis	ión Revisora	de Tesis designada
"ALGORITMOS DE MEJORAI	MIENTO DE LAS CAR	ACTERISTICAS D	E LA TURBINA	REFRIGERADA"
Presentada por el alumno:				
SANCHEZ	RAMOS	JORGE ALB		
Apellido paterno	materno	nombre(s) Con registro:		0 6 3 0
coniranto al grado do:		Con registro.	A 10 13	0 0 3 0
aspirante al grado de: MAESTRIA EN CIE	NCIAS DE INGENI	ERIA EN SISTI	EMAS ENERO	GETICOS
Después de intercambiar APROBACION DE LA TES disposiciones reglamentarias	opiniones los m	iembros de l	a Comisión	manifestaron SU
	LA COMISION	REVISORA		
	Director	de tesis		
DR. BASILIO DEL MURO CO Al, Jonos — M. EN C. IRYNA PONOMA	S.E SECCION DE E	P. STUDIOS DE //ESTIGACION DE IUACAN E DEL COLEGIO	UEL ANGEL OLIVAI	RES ROBLES 7



INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL SECRETARÍA DE INVESTIGACIÓN Y POSGRADO

CARTA CESION DE DERECHOS

En la Ciudad de <u>México D. F.</u>, el día <u>17</u> del mes <u>Septiembre</u> del año <u>2007</u>, el (la) que suscribe <u>Ing. Jorge Alberto Sánchez Ramos</u> alumno (a) del Programa de <u>Maestría En Ciencias De Ingeniería En Sistemas Energéticos</u> con número de registro <u>A050630</u>, adscrito a <u>SEPI ESIME Culhuacán</u>, manifiesta que es autor (a) intelectual del presente trabajo de Tesis bajo la dirección de <u>Dr. Igor Loboda</u> y cede los derechos del trabajo intitulado <u>Algoritmos De Mejoramiento De Las Características De La Turbina De Gas Refrigerada</u>, al Instituto Politécnico Nacional para su difusión, con fines académicos y de investigación.

Los usuarios de la información no deben reproducir el contenido textual, gráficas o datos del trabajo sin el permiso expreso del autor y/o director del trabajo. Este puede ser obtenido escribiendo a la siguiente dirección jorgealsara@gmail.com. Si el permiso se otorga, el usuario deberá dar el agradecimiento correspondiente y citar la fuente del mismo.

Ing. Jorge Alberto Sánchez Ramos.

Nombre v firma

Índice

Resumen			
Abstract			i
Introducción			
introducción			İ۷
Capitulo 1	Fı	uncionamiento de los turborreactores	
1.1	Propulsión	n por reacción.	2
	1.1.1	Propulsor, motopropulsor y grupo	
		motopropulsor.	2
	1.1.2	Motor de reacción: principio de	
		funcionamiento.	3
1.2	Estatorrea	actores.	4
1.3	Compone	ntes fundamentales de los turborreactores.	7
	1.3.1	Difusor.	8
	1.3.2	Compresor.	8
	1.3.3	Cámara de combustión.	9
	1.3.4	Turbinas.	10
	1.3.5	Tobera.	10
	1.3.6	Configuración general de los turborreactores.	11
	1.3.7	Turborreactor de flujo único.	11
	1.3.8	Turborreactor de doble flujo.	12
	1.3.9	Turborreactores de fuerza de reacción orientable.	13
1.4	Ciclo de f	uncionamiento del motor.	14
	1.4.1	Ciclo de funcionamiento de un turborreactor.	14
	1.4.2	Rendimientos adiabáticos de la compresión,	
		combustión y expansión.	16
1.5	Postcomb	ustión.	16
	1.5.1	Funcionamiento de la postcombustión.	17
	1.5.2	Cálculo de un turborreactor con	
		Postcombustión (TRnc)	1.8

Capítulo 2 Turbina de gas y la refrigeración de sus álabes

2.1	Turbinas.		26
	2.1.1	Turbina, tipos utilización y trabajo obtenido.	26
	2.1.2	Diagrama de velocidades en una turbina	
		centrípeta.	27
	2.1.3	Diagrama de velocidades de una turbina axial	
		en general.	28
	2.1.4	Turbinas de impulso.	30
	2.1.5	Turbinas de reacción.	31
	2.1.6	Configuración geométrica de los álabes del	
		estator.	39
	2.1.7	Configuración geométrica de los álabes del	
		rotor, según el tipo de turbina.	39
2.2	Refrigerac	ión de los álabes de la turbina de gas.	39
	2.2.1	Álabes de la corona móvil.	40
	2.2.2	Materiales utilizados.	42
	2.2.3	Refrigeración de la turbina.	42
	2.2.4	Refrigeración de los álabes de turbinas axiales.	43
2.3	Refrigerac	ión por líquidos.	44
2.4	Refrigerac	ión por aíre.	45
	2.4.1	Convección libre.	46
	2.4.2	Convección forzada.	46
	2.4.3	Refrigeración por impacto.	46
	2.4.4	Refrigeración por película de aire.	47
	2.4.5	Refrigeración por transpiración.	47

Capítulo 3	Cálculo de los parámetros prin termogasodinámicos de la turbina refrigerada.	• •
3.1	Cálculo termogasodinámico de la turbina.	50
	3.1.1 Cálculo de los parámetros principales de la turbina multietapa.	50
	3.1.2 Cálculo termogasodinámico de la primera	56
	etapa de la turbina de gas refrigerada. 3.1.3 Cálculo gasodinámico de la primera etapa	30
	de la turbina	60
Capítulo 4 4.1	Rib Fins como método principal para enfriamiento en los álabes de turbina de Efectos de los Ribs sobre el coeficiente de transferencia de calor equivalente.	•
Capítulo 5	Desarrollo del modelo estadístico.	
5.1	Modelos estadísticos.	69
	5.1.1 Modelos estadísticos lineales.	71
5.2	Modelo estadístico basado en el algoritmo GMDH	74
Conclusiones.		87
Recomendacio	nes para futuras aplicaciones.	88
Bibliografía y R	Referencias.	89

Anexo A. Algoritmo de cálculo del turborreactor con

postcombustión.

Anexo B. Código de programa para el cálculo del

turborreactor con Postcombustión (TRpc).

Anexo C. Algoritmo del cálculo de la etapa de la turbina.

Anexo D. Código de programa para el cálculo de la

primera etapa de una turbina refrigerada.

Anexo E. Algoritmo de cálculo de los parámetros

principales de la turbina multietapa.

Resumen

El diseño de canales para enfriamiento interno de álabes de turbina de gas, o para intercambiadores de calor utilizando Rib fins, es un medio por el cual el coeficiente convectivo de transferencia de calor se incrementa, aumentando también el área de intercambio de calor, mejorando notablemente la capacidad de estos canales para el transporte de calor. Estos diseños son estudiados y analizados actualmente apoyados en paquetes de software (paquetes de análisis numérico) y computadoras cada vez más poderosas para estas tareas. Algo que los paquetes de análisis numérico por lo general pasan por alto en el análisis de este tipo de canales, es la influencia de la configuración geométrica de los Rib fins en el coeficiente convectivo al interior de los canales. Lo que normalmente se utiliza para el análisis de este tipo de pasajes es un coeficiente convectivo de transferencia de calor global promedio. Lo cual no es muy recomendable. Tal coeficiente debe corregirse para llevar a cabo un buen análisis de estos conductos.

En este trabajo, obtengo un modelo estadístico que está basado en resultados experimentales, en los cuales, están contenidos los principales factores geométricos que afectan el desempeño de los Rib fins de sección transversal trapezoidal en estos canales. El modelo estadístico es una función de correlación entre estos factores geométricos de los Rib fins y un factor de corrección que se debe aplicar al coeficiente convectivo de transferencia de calor global promedio, para realizar análisis más precisos. El modelo estadístico o función de correlación es obtenido por medio de un programa que sigue el algoritmo estadístico GMDH (Group Method of Data Handling). Los análisis y diseños así realizados incorporan esta novedad para mejorar las características de la turbina de gas refrigerada, aprovechando las características propias de este tipo de análisis para datos experimentales.

Abstract

The design of channels for internal cooling of blades of gas turbine, or for heat exchangers using Rib fins, is means by which the convective coefficient of heat transfer is increased, also increasing to the area of heat interchange, improving remarkably the capacity of these channels for the heat transport. These designs are studied and analyzed actuality helped by software packages (packages of numerical analysis) and more and more powerful computers for these tasks. Something that the packages of numerical analysis generally ignore in the analysis of this type of channels is the influence of the geometric configuration of the Rib fins inside the channels. What normally it is used for the analysis of this type of passages average is an overall average heat transfer coefficient. This is not very recommendable. Such coefficient must be corrected to carry out a good analysis of these conduits.

In this work we obtain a statistical model that is based on experimental results on which the main geometric factors that affect the performance of the Rib fins in these channels are contained. The statistical model is a function of correlation between these geometric factors of the Rib fins and a factor of correction that is due to apply to the overall average heat transfer convective coefficient, to make more precise analyses. The statistical model or function of correlation is obtained by the use of a program that follows algorithm statistical GMDH (Group Method of Data Handling). The analyses and designs thus made incorporate this newness to improve the characteristics of the cooled gas turbine. The analyses and designs this way realized incorporate this innovation to improve the characteristics of the gas turbine cooling, making use of the proper characteristics of this type of analysis for experimental information.

Introducción.

Los motores que utilizan turbinas de gas son usados para la propulsión de aviones y como parte de los sistemas de generación de energía eléctrica en instalaciones fijas, principalmente. El funcionamiento básico de un motor con turbina de gas esta modelado por el clico termodinámico de Joule. De hecho, el ciclo de funcionamiento de la turbina, se ideó mucho tiempo antes de que los ingenieros tuvieran a su disposición, los materiales necesarios para construir la primera turbina de gas.

Como toda máquina térmica, el motor con turbia de gas, incrementa su eficiencia térmica conforme aumente la temperatura del flujo de gas que entra en la turbina. Esta forma de obtener más trabajo sin tener que aumentar elementos, peso y tamaño de la turbina, implica quemar combustibles con mayor poder calorífico, pero principalmente, contar con los materiales capaces de resistir tal aumento en la temperatura del flujo de trabajo para cámaras de combustión y la turbina de gas.

Los alabes de la turbina de gas, son elementos que actualmente están sometidos a temperaturas de trabajo altas (1370 C, 1640 K), estas llegan no solo a igualar, rebasan las temperaturas de fusión de los materiales tradicionales (acero, aluminio y algunas de sus aleaciones básicas). Es claro que, para que las turbinas de gas actuales operen en estas condiciones, mucho ha tenido que ver, el descubrimiento de nuevas aleaciones y técnicas de revestimiento con materiales refractarios, que aumentan la resistencia del álabe a las temperaturas de trabajo de la turbina de gas (estator y rotor), logrando con esto alargar la vida útil de los álabes, además, obtener mayor trabajo o empuje sin incrementar la relación peso/tamaño de la turbina , es decir, aumentar la eficiencia térmica de la turbina de gas, y del motor en general.

A la par del desarrollo de nuevas aleaciones, materiales, etc., se encuentra con igual importancia, el desarrollo de técnicas de refrigeración para enfriamiento de los álabes, que contribuye en la disminución del material requerido para un álabe sin refrigeración. Es decir una turbina en la cual sus álabes tienen un buen sistema de enfriamiento será más ligera y más económica que una turbina que no tiene refrigeración.

Existen varias técnicas o sistemas para realizar el enfriamiento de los álabes, en todas ellas (en el caso de los motores para avión), se extrae aire del compresor del motor, los álabes son enfriados de dos maneras, interna y externamente. La refrigeración interna se realiza haciendo pasar el aire extraído por pasajes internos que serpentean en el interior del álabe, extrayendo calor y bajando su temperatura. La refrigeración externa, también llamada; refrigeración por película, consiste en expulsar parte el aire del interior hacia la superficie exterior del álabe por medio de arreglos de pequeños orificios, para proveer una película enfriadora que protege la superficie exterior del álabe de los gases de combustión calientes.

Sin menospreciar al resto de las técnicas de enfriamiento, me referiré a la refrigeración interna, en la cual a través de colocar costillas (Ribs), a manera de pequeñas aletas (fins) en los conductos internos del álabe, se logra incrementar de manera importante el coeficiente convectivo de transferencia de calor entre la superficie interba del álabe y el

fluido refrigerante, mejorando notablemente el enfriamiento del álabe. Tal sistema de enfriamiento recibe el nombre de; Rib fins cooling en inglés, basados en la idea anteriormente expuesta, podría entenderse como refrigeración o enfriamiento por aletas costilla.

Los estudios realizados acera de esta forma de refrigeración, muestra que los factores geométricos con los que estos Rib fins son colocados dentro del conducto interno del álabe, son determinantes en su tarea de favorecer la transferencia de calor. Estos factores deben ser tomados en cuenta sin duda alguna cuando se diseñan este tipo de ductos, ya que no solo se aplican para álabes de turbinas, también para intercambiadores de calor en común. Actualmente contamos con más herramientas para el diseño de estos sistemas de enfriamiento (Rib fins cooling); la computadora y los paquetes de software principalmente. Una desventaja que se tiene en la utilización de estas herramientas es que para el análisis de los diseños se utiliza muchas veces un coeficiente convectivo de transferencia de calor global promedio, el cual regularmente no incluye los efectos que tiene la geometría de los Rib fins sobre todas las zonas del modelo o del diseño, por lo que se hace necesario aplicar un factor de corrección a dicho coeficiente convectivo de transferencia de calor global promedio.

Una función de correlación entre los factores geométricos de los Rib fins y el factor de corrección es obtenida aplicando un algoritmo de análisis estadístico del Group Method Data Handling (GMDH). La función de correlación encontrada, tiene las características de ser una función con un grado de complejidad óptimo, con alto grado de confiabilidad y precisión, además que toma en cuenta, solo a las variables o datos experimentales que realmente tiene influencia en el experimento, características heredadas del algoritmo GMDH utilizado para el análisis de la información, correspondiente a los parámetros geométricos importantes para los Rib fins. Una vez obtenido este factor de corrección, es aplicado al coeficiente convectivo de transferencia de calor global promedio obteniéndose un coeficiente corregido, el cual puede emplearse para realizar el análisis computacional y el diseño de los ductos equipados con Rib fins con mayor precisión.

Esta forma de optimizar el análisis de los modelos y diseños utilizando paquetes de software, aplicando el coeficiente convectivo corregido por el factor producto de la correlación, es una manera nueva de mejorar las características de la turbina de gas refrigerada.

CAPÍTULO 1

FUNCIONAMIENTO DE LOS TURBORREACTORES.

En este primer capítulo presento los fundamentos teóricos sobre los motores con turbinas de gas para aviación (turborreactores de gas), sus componentes principales, tipos y el ciclo bajo el que trabaja. También el cálculo teórico del valor de algunos de sus parámetros como presiones y temperaturas en las diferentes secciones del motor con postcombustión.

1.1 PROPULSIÓN POR REACCIÓN

Un motor de combustión interna es una máquina que funciona mediante un ciclo termodinámico o ciclo mecánico, produce trabajo a expensas de la liberación de la energía contenida en el combustible para este tipo de motor.

Un ciclo se denomina termodinámico cuando se suceden una serie de cambios de estado, de tal forma que la masa gaseosa que evoluciona después de las sucesivas transformaciones, retorna a las mismas condiciones iniciales.

Un ciclo se denomina mecánico cuando se repiten periódicamente una serie de cambios sin que el fluido retorne a las condiciones iniciales, esto es, el ciclo comienza con fluido diferente, en condiciones iguales a las del ciclo precedente.

Al grupo de motores con ciclo mecánico pertenecen los motores de combustión interna, tales como los alternativos o de émbolo y los de reacción. Al grupo de motores de ciclo termodinámico pertenecen los llamados motores de combustión externa, de los que el ejemplo más típico es la máquina de vapor.

1.1.1 Propulsor, Motopropulsor y Grupo Motopropulsor

El propulsor es un dispositivo que haciendo uso del trabajo proporcionado por el motor, lo transforma en energía cinética, obteniéndose empuje o propulsión, de sentido contrario al de la velocidad del gas portador de esa energía cinética. El propulsor es por lo general una hélice.

El motopropulsor es una máquina que transforma directamente la energía del combustible en energía cinética dando origen al movimiento en el sentido deseado. El motor de reacción es un motopropulsor.

El grupo motopropulsor está formado por un motor y un propulsor. El motor puede ser uno del tipo alternativo, y el propulsor es una hélice.

En la tabla 1, podemos ver las formas más usuales de los sistemas propulsivos utilizados en la aviación.

Un motor de reacción es un sistema propulsivo cuyo principio de funcionamiento está basado en la aplicación de la Segunda y Tercera Ley de Newton.

2da Ley de Newton: El incremento de la cantidad de movimiento es igual al impulso de la fuerza aplicada y tiene la misma dirección que dicho impulso.

3ra Ley de Newton: A toda acción de una fuerza, hay una reacción igual y actuando sobre la misma línea de acción pero en sentido contrario, pero en sentido contrario.

Sistemas Propulsivos			
	Turbarraastaras	De flujo único	
	Turborreactores	De doble flujo	
Motopropulsores	Estatorreactores		
(Motores de Reacción)	Pulsorreactores		
	Mataus Calasta	De propulsante sólido	
	Motores Cohete	De propulsante líquido	
Course Materials and	Turbohélices		
Grupos Motopropulsores	Motor alternativo y hélice		

Tabla 1 Sistemas propulsivos utilizados en aviación

1.1.2 Motor de Reacción: Principio de Funcionamiento

En la figura 1 muestro un motor, que durante un tiempo t es atravesado por una masa de gas-aire m (aire a la entrada, y gas a la salida).

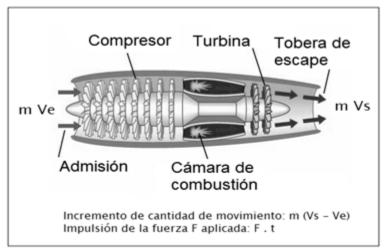


Fig. 1 Empuje en un motor de reacción

Si consideramos insignificante la cantidad de combustible introducido en relación con la gran cantidad de aire admitido, se pude decir que la masa de aíre ingresada en la admisión, es la misma en la salida del motor.

Siendo: *Ve* = Velocidad del aíre a la entrada.

Vs = Velocidad del gas a la salida.

Resulta: mVe = Cantidad de movimiento a la entrada.

mVs = Cantidad de movimiento a la salida.

m(Vs-Ve) = Incremento de la cantidad de movimiento.

La aplicación de la segunda ley de Newton nos proporciona lo siguiente: Impulso de la fuerza F aplicada durante un tiempo t.

$$Ft = m(Vs - Ve) \tag{1}$$

$$F = m\frac{Vs - Ve}{t} = ma \tag{2}$$

La aplicación de la tercera ley de Newton nos dice: Reacción o empuje obtenido:

$$E = -F$$

Este valor del empuje puede escribirse de una forma más práctica en función del gasto de aire que atraviesa el motor por unidad de tiempo y, de la variación de velocidades entre la entrada y la salida al motor.

Así llamado \dot{m} al gasto másico de aire por unidad de tiempo, el valor absoluto del empuje resulta:

$$E = m\frac{Vs - Ve}{t} = \dot{m}(Vs - Ve) \tag{3}$$

1.2 ESTATORREACTORES

Es un motor de reacción carente de turbomáquinas; compresores y turbinas, pues la compresión se efectúa por la alta presión dinámica debida a la alta velocidad que es necesario imprimir al estatorreactor para su funcionamiento. El aire después de comprimido por la alta presión dinámica, se somete a un proceso de combustión en una cámara y después a expansión en la tobera de escape. Esta forma de trabajo es continua.

El principio de funcionamiento de los estatorreactores es el de todos los motores de reacción; la variación de la cantidad de movimiento del aire a la entrada y del gas airecombustible a la salida.

Tecnológicamente, el estatorreactor es el más sencillo de los motores de reacción, ya que no contiene ninguna pieza mecánica móvil, a excepción de la bomba de combustible. Los componentes principales desde la admisión al escape son: difusor de admisión, cámara de combustión y tobera de escape.

El combustible se inyecta finamente atomizado después de que el aire se haya comprimido, y previo al encendido inicial por la chispa de una bujía que funciona de forma continua. La expansión en la tobera es aproximadamente hasta la presión atmosférica, y la velocidad de salida de los gases es normalmente muy próxima al doble de la de admisión del aire. El difusor de admisión y la tobera de escape tienen diferente configuración, dependiendo si se diseña para velocidades subsónicas o supersónicas.

Para velocidades subsónicas, el difusor de admisión tiene forma divergente, y la tobera convergente.

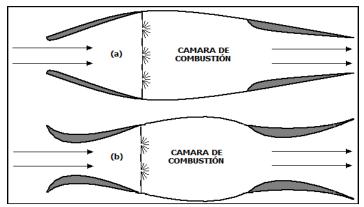


Fig. 2 Configuración general de estatorreactor

- a) Para propulsión subsónica.
- b) Propulsión supersónica

A velocidades supersónicas, es necesario tanto en el difusor de admisión como en la tobera de escape, conductos de forma convergente-divergente (Figura 2).

En el difusor de admisión para velocidades supersónicas, la elevación de presión se obtiene en el conducto convergente, disminuyendo la velocidad del aire hasta la del sonido y, a continuación en la zona divergente sigue disminuyendo la velocidad hasta un valor subsónico, continuando el aumento de presión. Las toberas de escape para propulsión supersónica, como hemos dicho, tienen también forma convergente-divergente, en el tramo convergente, la velocidad aumenta hasta la del sonido, y en la divergente la velocidad sigue también aumentando a costa de la disminución de presión.

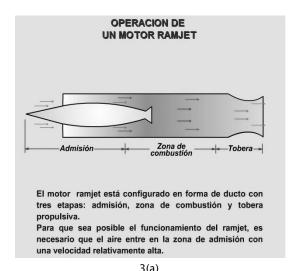
El mejor rendimiento de los estatorreactores se obtiene a altas velocidades, mayores a 1,000km/h., y este es una de los motivos por los cuales en la actualidad se combina el funcionamiento de los turborreactores supersónicos con los estatorreactores en la periferia del turborreactor.

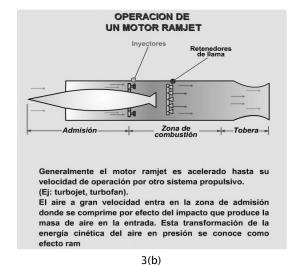
Problemas térmicos impiden alcanzar muy altas velocidades; no obstante, a velocidades subsónicas pueden refrigerarse las paredes interiores de la cámara de combustión, haciendo circular una corriente de aire frío de forma tal que en la capa límite de dicha corriente de aíre (zona donde tiene efecto la viscosidad del fluido a lo largo de la pared), no exista combustión y, además se protege a las paredes con un recubrimiento cerámico. Para velocidades supersónicas, el problema de refrigeración de las cámaras de combustión es mucho más difícil; pues el rozamiento de la capa límite exterior hace que se eleve mucho la temperatura, disminuyendo la refrigeración por corriente de aíre. Las paredes alcanzan temperaturas hasta de 1200°C a pesar de la refrigeración, para velocidades de número de Mach 4, a 1,000m de altura.

Las principales aplicaciones de los estatorreactores son:

- Propulsión adicional de aviones, después de haber adquirido la velocidad que el estatorreactor requiere para su funcionamiento.
- Propulsión de helicópteros, por pequeños estatorreactores en los bordes marginales de las palas del rotor de sustentación-tracción.
- Propulsión para lanzamiento de cohetes.

La figura 3, muestra el funcionamiento de un motor Ramjet, este motor trabaja bajo el principio de los estatorreactores.





En la zona de combustión, el aire comprimido, con una menor velocidad, se mezcla con el combustible suministrado por los inyectores y se quema. Un retenedor de llama es instalado después de los inyectores para ofrecer resistencia al flujo y disminuir la velocidad del aire, evitando la extinción de la llama. El proceso de

combustión se produce normalmente a velocidades

subsónicas.

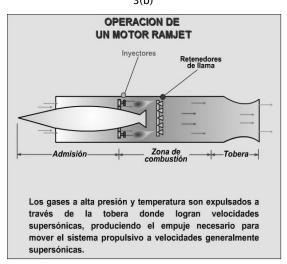


Fig. 3 Funcionamiento de un Motor Ramjet (estatorreactor).

1.3 COMPONENTES FUNDAMENTALES DE LOS TURBORREACTORES

Los componentes fundamentales de los turborreactores enumerados desde la admisión de aíre al escape de gas son:

- Difusor de admisión.
- Compresor o compresores.
- Cámara o cámaras de combustión.
- Turbina o turbinas.
- Tobera de escape.

Es decir:

- Dos conductos: difusor de admisión, y tobera de escape.
- Dos turbomáquinas: compresores y turbinas.
- Una cámara de combustión: simple y múltiple.

Previo al estudio particular que se hace de cada uno de estos componentes se define a continuación su funcionamiento. Los componentes representados en la figura 4 tienen carácter meramente indicativo, pues cada motor tiene estos componentes con una configuración geométrica específica de cada motor. Es de hacer observar que la representación gráfica que se hace en las figuras 5 y 9, de la variable velocidad, se refiere a la velocidad absoluta del fluido, y tanto esta variación como la de las variables termodinámicas de temperatura y presión, tienen en la información gráfica solamente carácter cualitativo, existe aumento o disminución de sus valores absolutos.

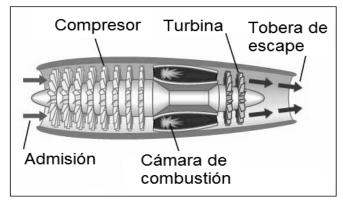


Fig. 4 Componentes principales de un turborreactor

1.3.1 Difusor

Un difusor es un conducto de sección transversal variable, en el cual la corriente fluida pierde velocidad y gana presión. La figura 5 muestra el comportamiento generalizado de los difusores para velocidades subsónicas y supersónicas respectivamente,

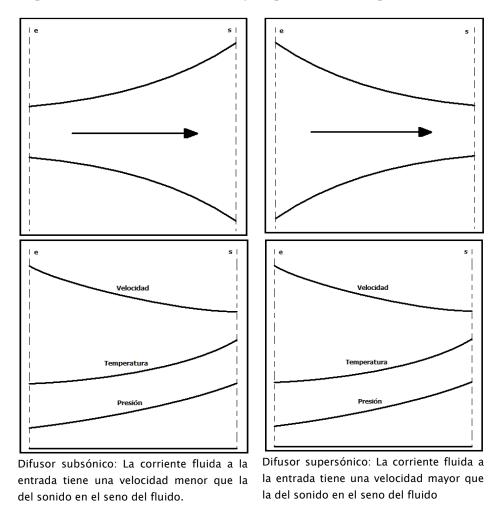


Fig. 5 Formas y funcionamiento de un difusor.

1.3.2 Compresor

Son aquellos componentes que tienen como misión aumentar la energía del fluido por elevación de presión, mediante la aplicación de un trabajo mecánico.

En el caso de los motores de reacción, los compresores reciben el nombre más propio turbocompresores, comprimiendo el fluido de forma continua, a diferencia de los compresores volumétricos que, tomando una porción de volumen fluido, lo comprimen independientemente del resto.

El turbocompresor comunica energía al fluido por medio de un rotor o impulsor, y a continuación transforma dicha energía cinética en energía de presión, en un segundo elemento llamado estator o difusor, a este conjunto se le denomina escalón de turbocompresor. Ver figura 6

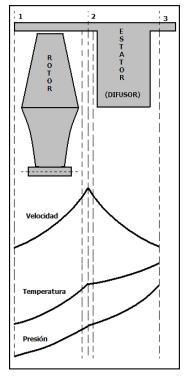


Fig. 6 Funcionamiento de un escalón de turbocompresor

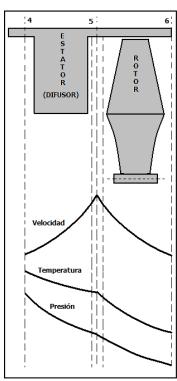


Fig. 8 Funcionamiento de un escalón de turbina

1.3.3 Cámara de combustión

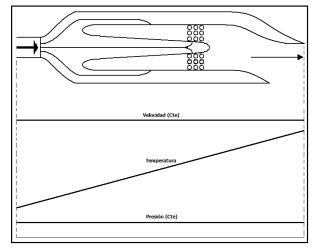


Fig. 7 Funcionamiento de una cámara de combustión.

Es la zona del motor en donde se le suministra energía calorífica, donde se quema la mezcla aire-combustible y todo el resto del motor se alimenta de esa energía, transformada en cinética en la turbina para mover el compresor y todos los accesorios.

En las cámaras de combustión se eleva la temperatura, tan alta como los componentes y el diseño del motor lo permitan. Ver figura 7.

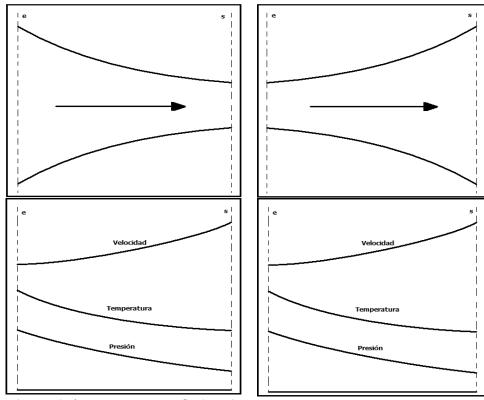
La combustión se realiza a presión constante teóricamente. En todo caso, en el diseño de una cámara de combustión ha de prestarse especial atención a que las pérdidas de presión sean lo más pequeñas posibles.

1.3.4 Turbinas

Son aquellos componentes que tienen como misión transformar la energía debida a presión en un fluido, en energía mecánica. En el caso de los motores de reacción, dicha transformación es de forma continua. En las turbinas el fluido se expansiona en un primer elemento llamado estator o "tobera" y, la energía cinética del fluido es transformada en energía mecánica en un segundo elemento, llamado rotor, según el esquema de la figura 8. El conjunto que forman el par de elementos estator/rotor, se le denomina escalón de turbina.

1.3.5 Tobera

Una tobera es un conducto de sección transversal variable, en el cual la corriente fluida gana velocidad a costa de perder presión. Ver figura 9.



Tobera subsónica: La corriente fluida a la entrada tiene una velocidad menor que la del sonido en el seno del fluido.

Tobera supersónica: La corriente fluida a la entrada tiene una velocidad mayor que la del sonido en el seno del fluido

Fig. 9 Formas y funcionamiento de una tobera.

1.3.6 Configuración general de los turborreactores

Es un motor de reacción, cuyos componentes fundamentales son las turbomáquinas, esto es, los compresores de flujo continuo llamados también turbocompresores y las turbinas. Para obtener empuje, y por lo tanto movimiento en el sentido deseado, partiendo de que es necesario acelerar una gran masa de aire, hacen falta una serie de componentes en el motor, además de los compresores y turbina; estos componentes son: el difusor, la cámara de combustión, y la tobera. Los diferentes tipos de turborreactores más utilizados en la propulsión de aviones son los que se indican en la tabla 2, en donde se ha indicado también la terminología inglesa de los turborreactores de doble flujo que más desarrollo han alcanzado. Se analiza a continuación, además de su funcionamiento, su configuración:

Turborreactores				
	Compressor simple	Centrífugo		
De flujo único	Compresor simple	Axial		
De nujo unico	Compresor doble	Centrífugo		
	Compresor doble	Axial		
De doble flujo	Compressor simple	Serie ("Turbofan")		
	Compresor simple	Paralelo ("Afterfan")		
	Compresor doble	Serie ("Bypass")		
	Compresor doble	Serie ("Turbofan")		

Tabla 2 Turborreactores más comunes

1.3.7 Turborreactor de flujo único

En el turborreactor de flujo único, al aire que penetra en el motor se le somete a una compresión, y después a una combustión parcial, expandiéndose en las turbinas, para captar la energía necesaria para mover el compresor, y en la tobera de salida, para obtener un gran incremento de la velocidad de la masa que se adentró en el motor. El turborreactor de flujo único recibe también el nombre de turborreactor puro.

De acuerdo con el número de compresores de que van provistos, se clasifican en: turborreactores puros de compresor simple, cuando van dotados de un solo compresor y, en turborreactores puros de compresor doble, cuando van dotados de dos compresores, el segundo en serie con el primero.

Ya sean uno o dos compresores, pueden ser del tipo centrífugo o del tipo axial, habiéndose desarrollado mucho más estos últimos y, concretamente, los de doble compresor axial, especialmente cuando se desean altos niveles de empuje.

Las configuraciones de turborreactores de compresores centrífugos, fueron las inicialmente utilizadas en aviación, pero pronto quedaron relegadas a un segundo plano con el desarrollo de los compresores axiales. Sin embargo, en el caso de los turbohélices, se ha mantenido durante largo tiempo la configuración de doble compresor centrífugo.

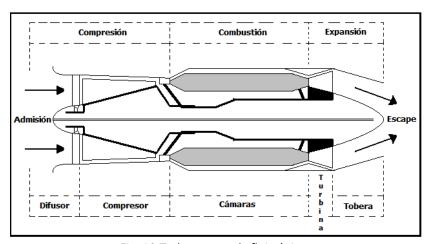


Fig. 10 Turborreactor de flujo único. Fases termodinámicas y componentes fundamentales.

1.3.8 Turborreactor de doble flujo

En el turborreactor de doble flujo, solamente a una parte del aire que penetra en el motor se la somete a las mismas transformaciones que en el turborreactor de flujo único, a este flujo se le denomina flujo primario.

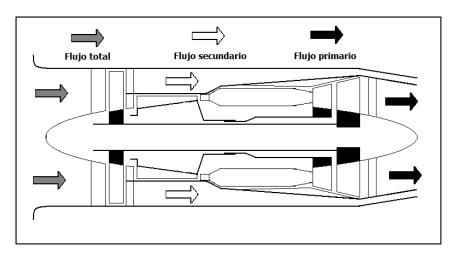


Fig11 Turborreactor de doble flujo

Otra parte del aire que penetra en el motor, no sufre las transformaciones similares al flujo primario, pues no se le somete a combustión, acelerándose únicamente por la acción de los álabes de un compresor, consiguiendo con la variación de la cantidad de movimiento obtenida, un aumento de empuje; a este flujo de aire se le denomina secundario.

El turborreactor de doble flujo, puede considerarse como un sistema propulsivo intermedio entre el turbohélice y el turborreactor de flujo único, y tiene la ventaja global en el funcionamiento del motor, de necesitar menor aportación de energía o lo que es lo mismo, menor consumo de combustible.

Los turborreactores de doble flujo, reciben también el nombre de turborreactores en derivación.

La figura 11, representa esquemáticamente un tipo de turborreactor de doble flujo, en donde puede observarse como el aíre que entra en el motor se bifurca en dos; el interior (flujo primario), que va a ser sometido a las mismas fases que en el turborreactor puro, y exterior (flujo secundario), que solo ha sido sometido a compresión en la zona periférica de los primeros escalones del compresor, y que después se le deja expansionar sin ser sometido a combustión, y sin mover turbina alguna. La relación de masas de flujo secundario/flujo primario es el parámetro más significativo en el análisis de funcionamiento de estos motores.

1.3.9 Turborreactores de fuerza de reacción orientable (con toberas vectoriales).

Son motores provistos de toberas especiales, que permiten dirigir el chorro de escape del gas en diversas direcciones, y de esta forma, el piloto puede seleccionar la tracción en la dirección requerida para cada vuelo en particular. Especialmente están diseñados para aviones tipo STOL (Short Take Off and Landing), o aviones de carrera de despegue y aterrizaje cortas; y VTOL (Vertical Take Off and Landing), o aviones de despegue vertical.

La adaptación de una tobera de escape especial a determinados turborreactores sustituyendo los dispositivos de empuje reversible de forma normalmente circular, por otros de tipo cascada giratoria de forma rectangular, permiten la orientación del flujo de salida de gases en la dirección requerida para el vuelo. Un motor característico para utilización en aviones VTOL es el Bristol Siddeley Pegasus, que ha sido aplicado al avión Hawkey Siddeley Harris.

Este motor Pegasus, es un moderno motor de doble flujo de tipo turbofan, con cuatro toberas que pueden girar de forma que el escape tenga una dirección paralela con el eje axial del motor, o normal con él, cuando se utilizan los regímenes ascensionales y verticales.

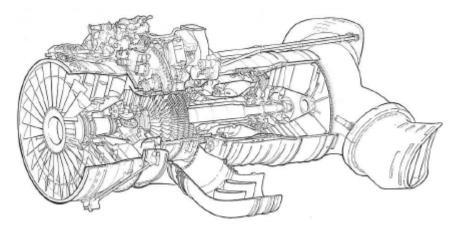


Fig. 12 Motor turbofan Pegasus de empuje vectorial

Las dos toberas delanteras, orientan el flujo secundario del turborreactor de doble flujo, y las dos posteriores, el flujo primario. Las toberas delanteras, reciben el nombre de toberas frías, y las posteriores el de toberas calientes, las cuatro toberas están conectadas mecánicamente, y giran a simultaneo. Ver figura 12.

1.4 CICLO DE FUNCIONAMIENTO DEL MOTOR CON TURBINA DE GAS (TURBORREACTOR)

1.4.1 Ciclo de funcionamiento de un turborreactor

El proceso a que se somete al aire y al gas aire-combustible para funcionamiento de las turbinas de gas y turborreactores, corresponde al ciclo de Brayton:

COMPRESIÓN	COMBUSTIÓN	EXPANSIÓN
(adiabática)	(a presión constante)	(adiabática)

En las turbinas de gas sucede en la fase de expansión que toda la energía cinética se utiliza para mover la turbina o turbinas, y aprovechar así la energía de su rotación.

En los turborreactores, además de aprovechar parte de la energía para mover la turbina que ha de mover el compresor y accesorios, la mayor parte de la energía cinética del chorro de gases se utiliza para la propulsión propiamente dicha.

A continuación se presenta el ciclo de un turborreactor, referido en este caso al de un motor de un solo compresor axial de varios escalones, movido por un solo grupo de turbinas, pues su estudio tiene carácter general para cualquier otra configuración.

Las fases de este ciclo, son las siguientes:

- 0-1 Compresión del aire en el difusor de entrada, debido a la presión dinámica proporcionada por el movimiento relativo motor/aire.
- 1-2 Compresión del aire en el compresor, mediante la aplicación del trabajo mecánico proporcionado por la turbina.
- 2-3 Combustión a presión teóricamente constante y, realmente, a presión menor que la de final de compresión, debido a las pérdidas por fricción. Aparece en esta fase el gas aire/combustible en la cámara o cámaras de combustión.
- 3-4 Expansión del gas en la turbina o turbinas, captando su energía, que se aplica para mover el compresor.
- 4-5 Expansión del gas en la tobera de salida, aumentando la velocidad del gas, apareciendo un gran incremento de la cantidad de movimiento que produce el empuje.

Para el estudio termodinámico, se ha adoptado la nomenclatura indicada por la simplificación que representa la numeración correlativa con la sucesión de las fases del ciclo y, por lo tanto, es independiente esta nomenclatura con la de las secciones del motor, comprendiendo cada fase termodinámica el funcionamiento de uno o varios componentes, mostrado en la figura 13.

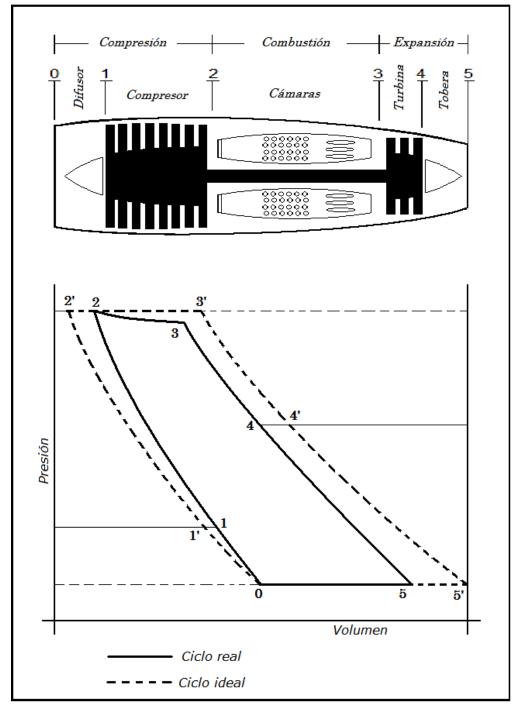


Fig. 13 Ciclo de funcionamiento de un turborreactor

Este ciclo así descrito corresponde al funcionamiento más elemental, pues en determinados casos hay fases adicionales según la configuración del motor (turborreactores de doble flujo, motores con inyección de agua, motor con post-combustión, etc.).

1.4.2 Rendimientos adiabáticos de la compresión, combustión y expansión

Compresión. Aplicable al caso de la compresión en el difusor de entrada y, al caso de la compresión en el compresor o compresores, queda definido por la relación entre el trabajo que debiera haberse comunicado al aire para aumentar su presión, si no hubiese habido necesidad de vencer la fricción de sus partículas.

En el difusor de entrada tiene un valor aproximado de 0.95. En compresores tiene un valor aproximado de 0.85.

Combustión. En este caso, al decir adiabático, nos referimos a que se supone no hay pérdidas de calor, sólo la adición de calor latente que lleva el combustible introducido.

Se define como rendimiento de la combustión la relación entre el aumento real de temperatura y el teórico, si la combustión fuese completa, y su valor es aproximadamente de 0.95.

En le caso de la combustión es común referir las pérdidas de presión a lo largo de las cámaras, por la relación de presiones a la salida y a la entrada a dichas cámaras, y tiene un valor aproximado de 0.94.

Expansión. El concepto es similar al de la compresión, aplicable en este caso a la expansión en turbinas y toberas de salida, quedando definido en este caso por el trabajo obtenido realmente en la expansión, respecto del que se hubiera obtenido de haber seguido un proceso ideal, esto es sin fricción.

En turbinas tiene un valor aproximado de 0.87, en la tobera de escape vale prácticamente la unidad.

Los rendimientos adiabáticos tienen especial importancia en el cálculo de las actuaciones de un turborreactor, en cuanto sus diferentes valores tienen gran influencia en las presiones, velocidades y temperaturas obtenidas en el fluido en cada fase, para una misma energía comunicada a turborreactores de una misma configuración, pero con rendimiento diferente de sus componentes fundamentales.

1.5 POSTCOMBUSTIÓN

La postcombustión (o recalentamiento) es una manera de aumentar el empuje básico de un motor para mejorar el despegue, ascenso, y desempeño en combate de un avión tipo caza o figther. El aumento de la potencia puede obtenerse usando un motor mas grande, pero también se incrementará el peso, el área frontal así como el consumo de combustible. La postcombustión, provee un buen método de incrementar el empuje para cortos periodos de tiempo.

1.5.1 Funcionamiento de la postcombustión

Consiste en inyectar combustible después de la turbina en la tobera de salida, haciendo uso del 75% en exceso de aire en el gas caliente de escape, portador de oxigeno sin quemar aún. Esta adición de calor aumenta la velocidad de salida de los gases, y por tanto, el empuje.

El efecto en el ciclo termodinámico, representado en el diagrama presión-volumen, es el de una fase adicional de combustión a presión constante (ver figura 14) representada por la línea 7-8, dando como resultado un incremento de la energía obtenida en el ciclo representado por el área de la zona rayada de la figura. La postcombustión se utiliza durante pequeños periodos de tiempo, para obtener altos valores de empuje que reduzcan la carrera de despegue, aumente el régimen de ascenso, o proporcione, en los aviones militares, un empuje adicional requerido para incremento de velocidad del avión, en caso de los cazas interceptores en misiones de combate.

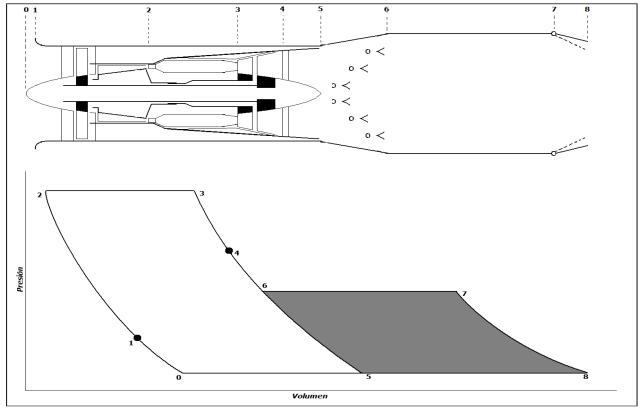


Fig. 14 Efecto de la postcombustión en el ciclo termodinámico

La postcombustión comenzó aplicándose a los turborreactores puros y, posteriormente, con la aparición de los turborreactores de doble flujo se está aplicando también a estos, especialmente a los de tipo serie con turbocompresor frontal para el doble flujo. En este caso, la combustión de flujo secundario, o la combinación de combustión de flujo secundario y postcombustión de flujo total, permite incrementar el empuje en mucho

mayor porcentaje que la postcombustión normal de flujo único de un turborreactor puro. El empuje obtenido por combustión de flujo secundario es similar al obtenido en un estatorreactor, en tanto que la combustión es continua en el tubo de llama de sección corona circular, que forma la canalización para el flujo secundario.

Los postquemadores para actuación en vuelo alcanzan aumentos hasta del 60% sobre el empuje del motor básico, sin embargo resultan muy pesados, pues aumentan el peso del motor del 15 al 20% y la longitud del mismo en un 50%. Cuando el sistema no actúa, el chorro de gas es normal, al tener que atravesar el complejo sistema de inyectores, trabaja en peores condiciones, y aparece un descenso de empuje del 3 al 4% del motor básico sin postcombustión. Los postquemadores para despegue limitan el aumento de empuje solo al 40%, pero incurren en menos problemas que los postquemadores de vuelo cuando el motor funciona sin postcombustión, esto es, son menos pesados, el motor resulta más corto, y el sistema de control es menos complicado.

Todo lo anterior mostrado a cerca de los turborreactores para aviación con turbina de gas, de manera no tan profunda, pero si efectiva, plantea como es que funcionan estos motores, cual es la función que cumplen sus componentes principales y la interacción de los procesos térmicos que ocurren. Para complementar la información de estos turborreactores veremos como se comportan algunos de sus parámetros termodinámicos principales, ejemplo de ellos son la presión y la temperatura en las diferentes secciones del motor. Para este fin, la sección 1.5.2 desarrolla el cálculo de los valores de estos parámetros.

1.5.2 Ejemplo de cálculo de los parámetros principales en un turborreactor con Postcombustión (TRpc)

Actualmente, programas computacionales de análisis numérico (FEM, CFD, etc) se utilizan en el diseño, cálculo, pruebas preliminares, fabricación y valoración del desempeño de los turborreactores. Las computadoras actuales han permitido que estos programas sean cada vez más exactos. Existen pocos ejemplos de cálculo, que en general y con relativa sencillez, permiten tener una aproximación de los valores teóricos alcanzados por los parámetros principales de un turborreactor con postcombustión (presiones, temperaturas, entre algunas otras), sin tener apoyo de alguno de estos programas de análisis numérico.

Este ejemplo de cálculo, deja ver el cambio en los valores de los parámetros termodinámicos (presiones y temperaturas totales) en el turborreactor con postcombustión.

El proceso de cálculo e información requerida para realizar el cálculo que aquí muestro, sigue un formulario que desarrollamos conjuntamente, el asesor de esta tesis y el presentador de la misma, basados en la información obtenida por investigaciones y experiencia del asesor de esta tesis en el campo de los turborreactores para aviación. Este formulario se puede seguir a mano y calculadora o elaborar un programa en algún lenguaje de programación para realizar el cálculo, tal como en el anexo A y B.

La figura 15, es una representación general de un turborreactor con postcombustión, la cual muestra el nombre y distribución de sus componentes, al igual que la numeración para cada una de las secciones en la cual comienzan y terminan cada uno de los componentes que constituyen el turborreactor, podemos decir que representan la entrada y salida de los componentes del turborreactor. Por ejemplo: la sección 1-1, representa la entrada al compresor y la sección 2-2, la salida del compresor. En estas secciones calcularemos sus correspondientes parámetros principales termodinámicos (presiónes y temperaturas).

Los datos que se requieren es información conocida, o que se puede obtener a partir de tablas de características técnicas, datos experimentales ya publicados o dado el caso propuestos para un diseño.

Como muestra la tabla 3, los datos requeridos van, desde condiciones de operación (condiciones del medio ambiente e internas), características termodinámicas teóricas del flujo de trabajo (calores específicos de aire, combustible, gases de combustión), y características físicas y termodinámicas de los componentes del turborreactor.

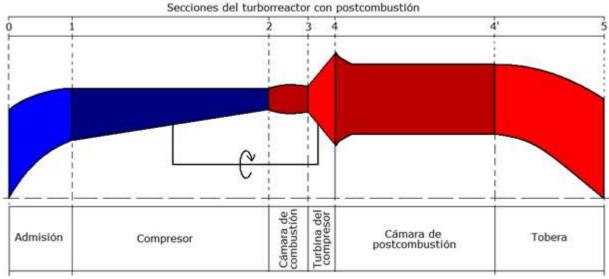


Fig. 15 Representación y designación de los componentes del turborreactor con postcombustión.

Información requerida:

Símbolo asignado	Valor del parámetro	Unidades utilizadas	Descripción
\overline{H}	0	km	Altura de vuelo.
M_{H}	0		Número de Mach del vuelo.
T_o	288.15	K	Temperatura estática en la entrada de la admisión.
P_0	101,325	Pa	Presión estática en la entrada de la admisión.
P_{PC}	100,000	N	Empuje del turborreactor con postcombustión (régimen de postcombustión)
π_C^*	14		Relación de presiones totales del compresor
T_3^*	1,600	K	Temperatura total del gas en la entrada de la turbina
$T_{4'}^*$	2,100	K	Temperatura total del gas en la salida de la cámara de postcombustión
η_C	0.85		Rendimiento isentrópico del compresor
$\eta_{\scriptscriptstyle T}^*$	0.871		Rendimiento isentrópico de la turbina
σ_{inl}	0.97		Coeficiente de recuperación de la presión total en la admisión
$\sigma_{\scriptscriptstyle CC}$	0.931		Coeficiente de la recuperación de la presión total en la cámara de combustión
$\sigma_{\scriptscriptstyle CPC}$	0.921		Coeficiente de la recuperación de la presión total en la cámara de postcombustión
η_b	0.98		Coeficiente de la efectividad de la combustión (coeficiente de la perfección de la combustión)
η_{bPC}	0.93		Coeficiente de la efectividad de la postcombustión (coeficiente de la perfección de la postcombustión)
ν	1		Relación del aire y gas antes de la cámara de postcombustión
\boldsymbol{arphi}_t	0.98		Coeficiente de la velocidad en la tobera
$\eta_{\scriptscriptstyle m}$	0.985		Rendimiento mecánico de la transmisión
H_{u}	43,000,000	$\frac{J}{kg}$	Valor del calor especifico
L_0	14.8	$\frac{akg}{fkg}$	Relación aire-combustible (teórico)
k	1.4		Índice adiabático para el aire

Tabla 3. Tabla de información requerida para el cálculo de parámetros principales en turborreactores con postcombustión.

Símbolo asignado	Valor del parámtero	Unidades utilizadas	Descripción
k_g	1.33		Índice adiabático para el gas en la cámara de combustión
k_g'	1.3		Índice adiabático para el gas en la cámara de postcombustión
R_g	288	$\frac{J}{kgK}$	Constante universal de gas en la cámara de combustión
R_g'	288.5	$\frac{J}{kgK}$	Constante universal de gas en la cámara de postcombustión
C_P	1,005	$\frac{J}{kgK}$	Calor específico a la presión constante para el aire
C_{Pg}	1,160	$\frac{J}{kgK}$	Calor específico a la presión constante para el gas en la cámara de combustión
c'_{Pg}	1,250	$\frac{J}{kgK}$	Calor específico a la presión constante para el gas en la cámara de postcombustión

Tabla 3. Tabla de información requerida para el cálculo de parámetros principales en turborreactores con postcombustión (Continuación).

Resultados del cálculo:

Entrada de la admisión (Sección =0-0)			
$oxed{T_0^*}$ 288.1500 $oldsymbol{K}$ Temperatura total en la entrada de la admisión			
P_0^*	101,325.0000	Pa	Presión total en la entrada de la admisión

Tabla 4. Parámetros calculados en la entrada de la admisión

Entrada del compresor (Sección =1-1)			
T_1^*	288.1500	K	Temperatura total en la entrada del compresor
P_1^*	98,285.2500	Pa	Presión total en la entrada del compresor

Tabla 5. Parámetros calculados en la entrada del compresor

	Salida del compresor (Sección =2-2)				
$oldsymbol{\eta_c}^*$	0.8629		Rendimiento ideal teórico del compresor		
T_2^*	663.9779	K	Temperatura total en la salida del compresor		
P_2^*	1,375,993.5000	Pa	Presión total en la salida del compresor		
L_{c}^{*}	377,707.1250	$\frac{J}{kg}$	Trabajo del compresor		

Tabla 6. Parámetros calculados en la salida del compresor

Salida de la cámara de combustión (Sección =3-3)			
T_3^*	1,600.0000	K	Temperatura total en la salida de la cámara de combustión
P_3^*	1,281,050.0000	Pa	Presión total en la salida de la cámara de combustión

Tabla 7. Parámetros calculados en la salida de la cámara de combustión

Salida de la Turbina del compresor (Sección =4-4)			
$oxedsymbol{L}_{T}^{*}$	383,459.0000	$\frac{J}{kg}$	Trabajo de la turbina del compresor
$\pi_{\scriptscriptstyle T}$	2.9780		
T_4^*	1,269.4328	K	Temperatura total en la salida de la turbina del compresor
$P_{\scriptscriptstyle 4}^{*}$	430,165.3125	Pa	Presión total en la salida de la turbina del compresor

Tabla 8 Parámetros calculados en la salida de la turbina del compresor

Salida de la Cámara de Postcombustión (Sección =4'-4')			
$T_{4'}^{*}$	2,100.0000	K	Temperatura total en la salida de la cámara de postcombustión
$P_{4'}^{*}$	396,182.2500	Pa	Presión total en la salida de la cámara de postcombustión

Tabla 9. Parámetros calculados en la salida de la cámara de postcombustión

Salida de la Tobera (Sección =5-5)					
$oldsymbol{\pi}_{e}$	4.2454	1			
$\pi_{_{ePC}}$	3.9100				
C_5	923.3765	m/s	Velocidad absoluta del flujo a la salida de la tobera (sin postcombustión		
C_{5PC}	1,166.7015	m/s	Velocidad absoluta del flujo a la salida de la tobera (con postcombustión)		
T_5^*	1,269.4318	K	Temperatura total a la salida de la tobera (sin postcombustión).		
T_{5PC}^*	2,100.0000	K	Temperatura total a la salida de la tobera (con postcombustión).		
P_5^*	401,356.9062	Pa	Presión total a la salida de la tobera (sin postcombustión).		
$P_{\scriptscriptstyle 5PC}^*$	371,918.6562	Pa	Presión total a la salida de la tobera (con postcombustión).		
$\sigma_{_t}$	0.9330				
$\sigma_{\scriptscriptstyle tPC}$	0.9387				

Tabla 10.Parámetros calculados en la salida de la tobera

Parámetros específicos del turborreactor con postcombustión				
P_{sp}	923.3765	$\frac{N.s}{kg}$	Empuje específico del turborreactor antes de la cámara de postcombustión.	
P_{spPC}	1,203.7086	$\frac{N.s}{kg}$	Empuje específico del turborreactor a la salida de la tobera (Después de la cámara de postcombustión.	
C_{sp}	0.1098	$\frac{kg}{N.h}$		
C_{spPC}	0.1791	$\frac{kg}{N.h}$		

Tabla 11. Parámetros específicos del turborreactor con postcombustión

	Empuje, Gastos másicos del aire y de combustible				
G_a	83.0765	$\frac{kg}{s}$	Gasto másico de aire.		
G_{aPC}	83.0765	$\frac{kg}{s}$	Gasto másico de aire en la cámara de postcombustión		
P	76,710.9687	N	Empuje del turborreactor.		
$ar{P}_{\!\scriptscriptstyle PC}$	1.3035				
G_f	8,428.0019	$\frac{kg}{h}$	Gasto másico del combustible.		
$G_{{\it fPC}}$	17,914.5136	$\frac{kg}{h}$	Gasto másico de combustible en la cámara de postcombustión.		
G_{gPC}	85.7117	$\frac{kg}{s}$	Gasto másico de gases en la cámara de postcombustión.		

Tabla 12. Empuje y gastos másicos del turborreactor con postcombustión

En la figura 16, se encuentran graficados los valores correspondientes a las presiones y temperaturas totales obtenidas del formulario de cálculo, utilizando como referencia la figura 15 que muestra una distribución general de un turborreactor con postcombustión y las secciones en las que se divide para el seguimiento del cálculo. En la figura 16 vemos los cambios en la presión y temperatura estáticas a lo largo del turborreactor, así también el efecto de la cámara de postcombustión en la temperatura y presión en el turborreactor.

Comparemos el patrón en las variaciones de estos datos obtenidos del formulario de cálculo, con los valores correspondientes a un turborreactor real, el J57 "B" de Pratt & Whitney (Ver figura 17), instalado en el avión caza McDonnell F-101 Voodoo (Ver figura 18). Es importante señalar que, se compara con este avión caza, porque la información respectiva a otros tipos y modelos es restringida, y que quede claro, la información que se tiene para el formulario de cálculo no corresponde al McDonnell F-101 Voodoo. Solo aprovechamos esta información como una guía para visualizar nuestros resultados. También puntualizo que los valores de presión y temperaturas del caza McDonnell F-101 Voodoo aquí utilizados, corresponden a sus presiones y temperaturas estáticas, pero esto no impide que podamos comparar la tendencia cualitativa que estos valores muestran, ya que para la comparación cuantitativa sería necesario contar con la información completa de este o de otro tipo de turborreactor.

La figura 19 muestra una representación del turborreactor J57 "B" de Pratt & Whitney con sus secciones y la tabla 13 los valores de los parámetros de temperatura y presión estática del turborreactor correspondientes a sus secciones.

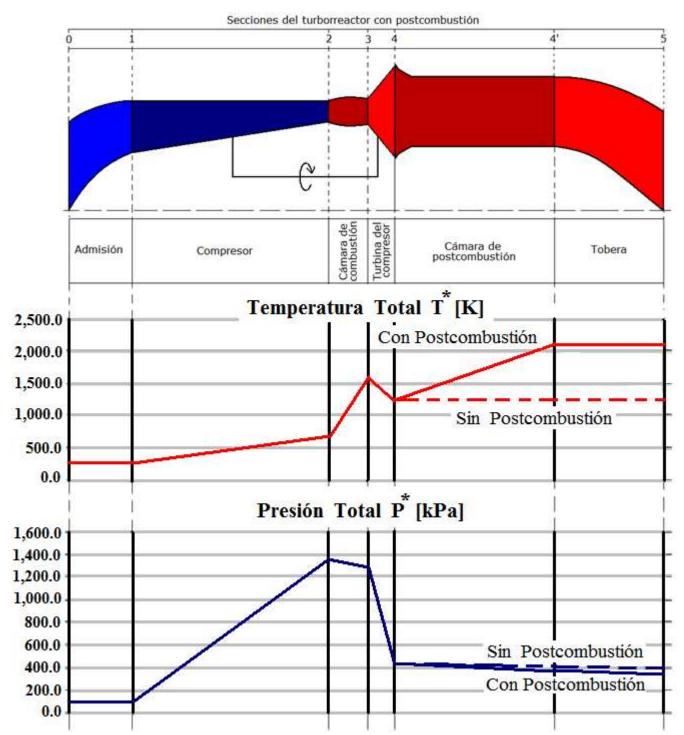


Fig. 16 Variación de los parámetros totales de temperatura y presión total teóricos a lo largo del turborreactor con postcombustión.

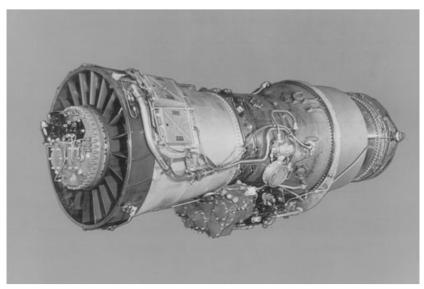


Fig. 17 Turborreactor con postcombustión J57 "B" series de Pratt & Whitney



Fig. 18 caza McDonnell F-101 Voodoo.

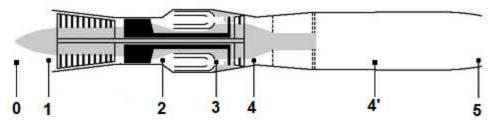


Fig. 19 Representación de las secciones correspondientes al Turborreactor con postcombustión J57 "B" series de Pratt & Whitney.

	Sección 0-0	Sección 1-1	Sección 2-2	Sección 3-3	Sección 4-4	Sección 4'-4'	Sección 5-5
Temperatura estática [K]	288.15	288.15	622.03	1,127.59	818.15	1,666.48	1,666.48
Presión estática [Pa]	101,352.9	101,352.9	1,151,424	1,089,372	248,211.3	219,942.8	219,942.8

Tabla 13. Temperaturas y presiones estáticas del Turborreactor con postcombustión J57 "B" series de Pratt & Whitney.

Tomando como base la figura 16, graficamos en la figura 20, de manera simultánea los valores de presión y temperatura correspondientes a las secciones del turborreactor J57 "B" de Pratt & Whitney para comparar los patrones obtenidos. El comportamiento de ambas gráficas es muy similar

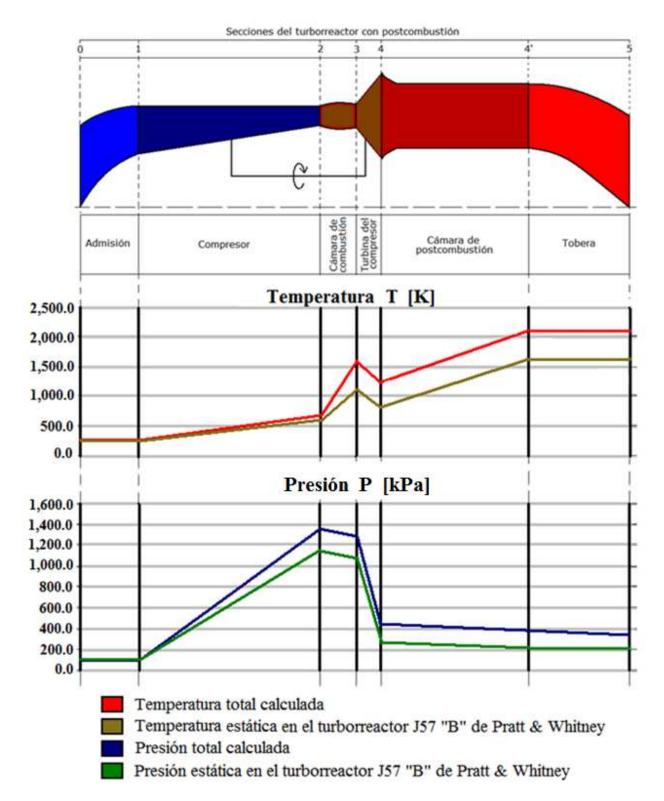


Fig. 20 Comparativa de los resultados obtenidos del formulario de cálculo y de los valores de presiones y temperaturas del turborreactor J57 "B" de Pratt & Whitney.

CAPÍTULO 2

TURBINA DE GAS Y LA REFRIGERACIÓN DE SUS ÁLABES.

En este capítulo presento los fundamentos teóricos sobre las turbinas de gas, tipos y métodos de enfriamiento para refrigerar los álabes de la turbina.

2.1 TURBINAS

2.1.1 Turbinas, tipos, utilización y trabajo obtenido

En un turborreactor, el objeto de las turbinas es transformar parte de la energía global del fluido, suma de las energías de presión, cinética e interna debida a temperatura, en energía mecánica. Esta energía mecánica es la que ha de mover el compresor y los accesorios. El remanente de energía cinética producirá el empuje en el motor.

Las turbinas, de acuerdo con la dirección de la corriente fluida, pueden ser:

- Centrípetas.
- Axiales.

Un escalón de turbina está formado por dos componentes fundamentales: el estator y el rotor. El salto de presión por escalón es aproximadamente del mismo orden de magnitud, tanto en las centrípetas como en las axiales.

El estator de una turbina, ya sea centrípeta o axial, actúa a modo de tobera. En el caso de las turbinas centrípetas, la configuración del estator y del rotor es similar al de un compresor centrífugo, en donde el fluido pasa en sentido inverso. En el caso de una turbina axial, el estator está formado por una cascada de álabes fijos al cárter con un ángulo tal que canalizan el fluido hacia el rotor en la dirección más efectiva para la transformación de la energía cinética en mecánica. El rotor de una turbina axial consiste en una o varias cascadas de álabes fijos a un disco que gira a altas velocidades por la acción del fluido, transmitiendo la energía al compresor mediante el árbol común turbina-compresor, del que se obtiene además la energía para el movimiento de accesorios.

Por la forma de actuación de la corriente fluida y la disposición de los elementos del motor de reacción, las turbinas centrípetas no son adecuadas para estos motores, y por ello, su utilización queda reservada a instalaciones de equipo de tierra o de abordo ajenos al funcionamiento del motor de reacción.

Las turbinas axiales han adquirido un amplio desarrollo con la técnica aeronáutica de la propulsión por reacción, debido al gran caudal de gas que puede admitir.

Es preciso que la combustión sea completa antes de atacar la corriente fluida a los álabes de la turbina, motivo este por el que hacen falta cámaras de combustión relativamente largas.

Las turbinas axiales pueden ser de dos tipos:

- Turbinas de impulso.
- Turbinas de reacción.

Ambos tipos se diferencian en el valor de su grado de reacción, definido como la relación entre la variación de energía en el rotor, respecto a la variación de energía en el conjunto

estator-rotor, lo que físicamente también representa la proporción existente entre la expansión producida en el rotor respecto a la expansión en el conjunto estator-rotor.

La turbina de reacción es aquella en que, parte de la expansión se efectúa en el rotor, siendo el valor del grado de reacción aproximadamente 0.5 para varios escalones y 0.15 a 0.20 para un solo escalón.

El trabajo proporcionado por una turbina axial es tanto mayor cuanto lo sea, además de la velocidad del rotor, la deflexión de la corriente.

Al principio, el fluido choca con el rotor con un ángulo de ataque muy grande, que va disminuyendo paulatinamente a medida que gira el rotor.

Comparando su funcionamiento con las turbinas utilizadas en las máquinas de vapor, las velocidades y temperaturas de las turbinas en los motores de reacción son mucho mayores que en aquellos, y por eso las condiciones de trabajo son mucho más críticas. También proporcionan más potencia por escalón que las de vapor. Por ejemplo, un escalón de turbina para motor de reacción puede mover un compresor de relación de compresor aproximadamente de 5/1, con temperatura de entrada a la turbina del orden de 1,000 K. Se trabaja con valores hasta de 1,300 K para valores de relación de presiones más elevadas.

En los turborreactores de doble compresor axial existen dos grupos de turbinas con ejes coaxiales. La primera turbina o primer grupo de turbinas, mueve el compresor de alta presión o posterior y su eje es el exterior, y la segunda turbina o segundo grupo de turbinas mueve el compresor de baja presión o delantero, y su eje es el interior.

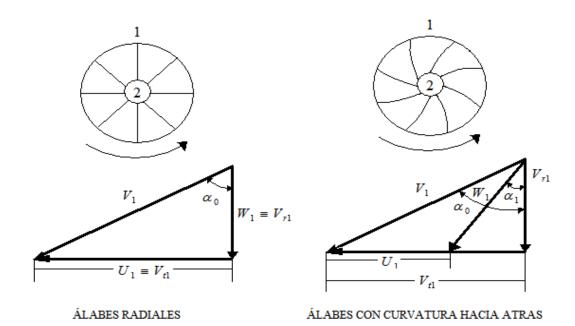
Se están desarrollando también turborreactores de doble flujo con tres ejes coaxiales, que mueven cada uno de ellos el compresor frontal, el intermedio y el posterior, arrastrados respectivamente por la última turbina, la central y la delantera. En este caso el compresor frontal, de baja relación de presiones actúa sobre los dos flujos, primario y secundario, emergiendo este último a la salida del primer escalón de turbocompresor.

2.1.2 Diagrama de velocidades en una turbina centrípeta

Se representa el diagrama de velocidades del fluido para los dos tipos más usuales utilizados en las turbinas centrípetas; de álabes radiales y de álabes curvados hacia atrás.

El diagrama de velocidades a la entrada a las turbinas es diferente, según que los álabes sean radiales o curvados hacia atrás, en tanto que el diagrama a la salida es igual por ser los álabes normales al conducto de descarga. Obsérvese que el fluido va desde la periferia hacia el centro del rotor, es decir, en sentido inverso al de un compresor centrífugo.

La sección de paso, va disminuyendo de la entrada a la salida, y por esto la corriente se acelera, con la consiguiente disminución de presión. Ver diagrama de velocidades de la figura 16.



CONDICIONES DEL AIRE A LA SALIDA

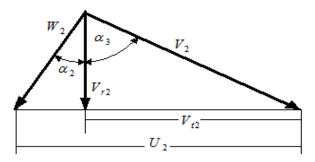


Fig. 16 Diagrama de velocidades en las turbinas centrípetas

Donde:

1 Condiciones a la entrada. W Velocidades relativas del gas respecto del rotor

2 Condiciones a la salida. V_t Velocidades tangenciales del gas.

V Velocidades absolutas del gas. V_r Velocidades radiales del gas.

U Velocidades de arrastre o de giro del rotor.

2.1.3 Diagrama de velocidades de una turbina axial en general

Independiente de la diferente magnitud de las velocidades y deflexión de la corriente fluida, según que la turbina sea de impulso o reacción, el diagrama de velocidades adquiere la forma que representa la figura 17 en la que sólo se ha dibujado la línea media de los perfiles, pues la forma de estos depende del tipo de turbina.

La velocidad del gas inicialmente baja en la cámara de combustión, aumenta rápidamente en el estator, alcanzando valores de 300 a 1,000 m/s. Sin embargo, hay una reducción en la velocidad absoluta a través de los álabes del rotor, debido a que una gran porción de su energía cinética se cede al rotor.

Nomenclatura:

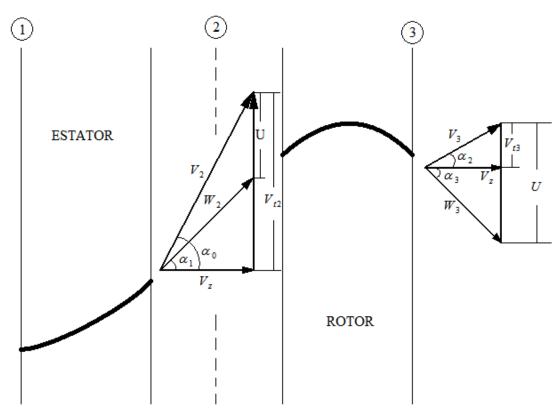


Fig. 17 Diagrama de velocidades en una turbina axial en general (Independientemente de la forma de los álabes).

Los subíndices 2 indican condiciones comunes a la salida del estator y entrada al rotor. Los subíndices 3 indican condiciones a la salida del rotor.

- V Velocidades absolutas del fluido.
- U Velocidad de arrastre del fluido (giro del rotor).
- V, Velocidades tangenciales del fluido.
- W Velocidades relativas del fluido (respecto del rotor).
- V_z Velocidades axiales del fluido.

2.1.4 Turbinas de impulso

Turbina de impulso es aquella de grado de reacción cero, significando físicamente que toda la expansión del gas tiene lugar en el estator que actúa en forma de tobera. Como resultado de esta expansión en el estator, la velocidad del fluido aumenta considerablemente, actuando sobre los álabes del rotor.

El descenso de presión en el estator es con rapidez y suavidad hasta la presión requerida a cuyo valor se mantiene constante durante el paso a través de los álabes del rotor.

Al paso del gas por la superficie curvada de los alabes del rotor, cambia la dirección de la corriente fluida y, en el caso de un solo escalón, o en el último de varios escalones, la velocidad absoluta de salida es sensiblemente paralela al eje de dicho rotor, haciendo así coincidir la velocidad absoluta de salida del escalón con la axial o de entrada a la tobera de escape del motor.

La figura 18 representa el diagrama de velocidades en un escalón de turbina de impulso. La figura 19 representa las variaciones de presión y velocidad en un escalón de turbina de impulso.

El rotor de una turbina de un solo escalón, puede tener más de una cascada de álabes (ver figura 20). En el caso de la figura, el rotor lleva dos cascadas, y entre ambas van situados unos álabes guía no perfilados, cuya misión es orientar la corriente fluida al ángulo de ataque necesario para la segunda cascada.

Pueden existir más de dos cascadas de álabes por cada rotor si bien no es corriente sean mas de dos, porque las pérdidas por fricción son entonces muy elevadas. El uso de un rotor con cascada múltiple, favorece desde el punto de vista de operar con menores RPM, pues la energía cinética transformada en mecánica está distribuida así en las distintas cascadas. La contraindicación de mayores pérdidas en la turbina de impulso de rotor múltiple para el caso de dos cascadas, no es muy importante, pues están contrarrestadas por la menor velocidad.

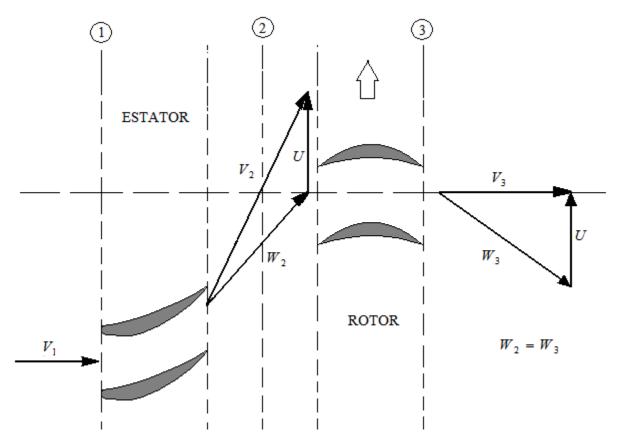


Fig. 18 Diagrama de velocidades de funcionamiento de un escalón de turbina de impulso

La nomenclatura de la figura 18 es la siguiente:

- V_1 = Velocidad absoluta de entrada del fluido al estator, coincidente con la dirección del eje axial del motor.
- W_2 = Velocidad relativa del fluido a la salida de los álabes del estator.
- U = Velocidad de arrastre del fluido (giro del rotor).
- V_2 = Velocidad absoluta del fluido a la salida de los álabes del estator.
- W_3 = Velocidad relativa del fluido a la salida de los álabes del rotor.
- V_3 = Velocidad absoluta del fluido a la salida del escalón.

2.1.5 Turbinas de reacción

El significado físico de este tipo de turbina es que el grado de reacción tiene un determinado valor, es decir, parte de la expansión se efectúa en el estator y parte en el rotor.

Al paso del fluido por el estator ocurre una caída parcial de presión, y un aumento de velocidad, esto es, el estator como en el caso de las turbinas de impulso, funciona como una tobera, y al llegar el fluido al rotor continúa la caída de presión.

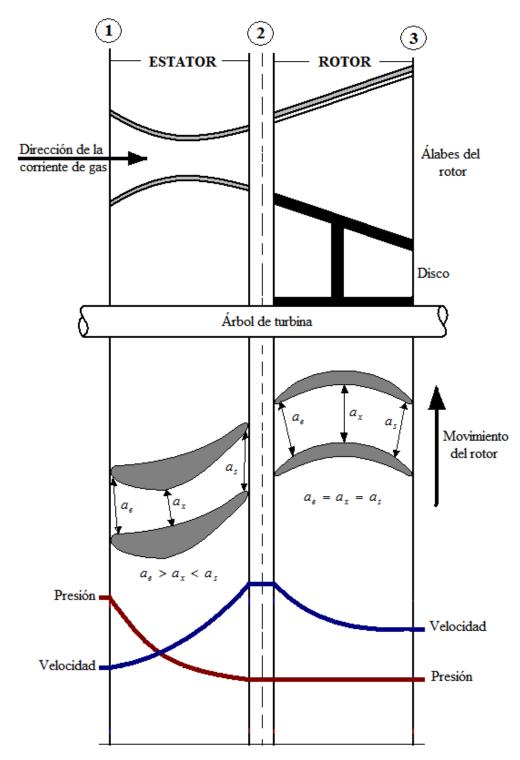


Fig. 19 Turbina axial de impulso: estator único. Rotor único (una sola cascada de álabes). Presiones y velocidades del gas.

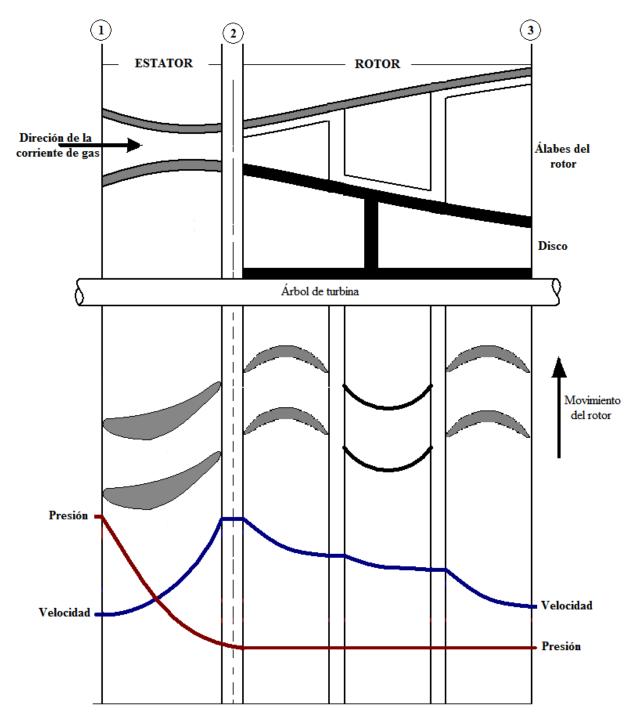


Fig. 20 Turbina axial de impulso: estator único. Rotor único (doble cascada de álabes). Presiones y velocidades del gas.

De la misma forma que en la turbina de impulso, el cambio de dirección de la velocidad relativa del fluido respecto de los álabes origina el movimiento de rotación; en el caso de las turbinas de reacción no sólo cambia la dirección de la velocidad relativa al paso de los álabes, sino que aumenta, cosa que no ocurre con las turbinas de impulso en que solamente existe cambio de dirección, pero manteniéndose constante su magnitud.

En este caso pues, también los álabes del rotor forman un paso convergente similar al de una tobera de régimen subsónico.

La figura 21 representa el diagrama de velocidades en un escalón de turbina de reacción. La figura 22 representa las variaciones de presión y velocidad en un escalón de turbina de reacción.

Es corriente utilizar un rotor con más de una cascada de álabes, como en el caso de las turbinas de impulso, produciéndose la caída de presión en varios escalones.

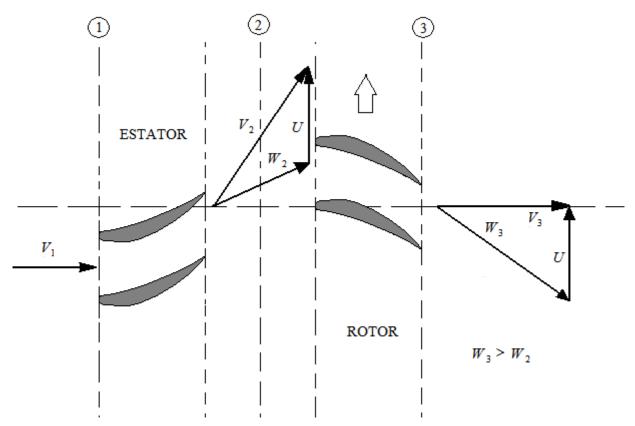


Fig. 21 diagrama de velocidades en un escalón de turbina de reacción

La nomenclatura de la figura 21 es la siguiente

- V_1 = Velocidad absoluta de entrada del fluido al estator, coincidente con la dirección del eje axial del motor.
- W_2 = Velocidad relativa del fluido a la salida de los álabes del estator.
- U = Velocidad de arrastre del fluido (giro del rotor).
- V_2 = Velocidad absoluta del fluido a la salida de los álabes del estator.
- W_3 = Velocidad relativa del fluido a la salida de los álabes del rotor.
- V_3 = Velocidad absoluta del fluido a la salida del escalón.

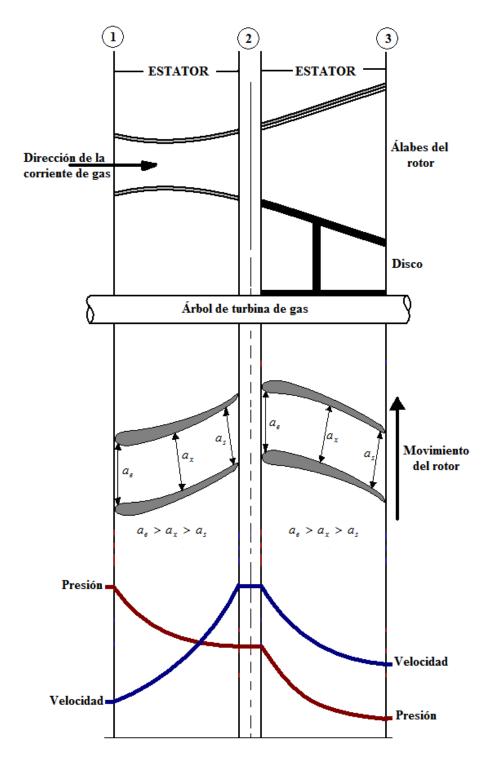


Fig. 22 Turbina axial de reacción: estator único. Rotor único (una sola cascada de álabes). Presiones y velocidades del gas.

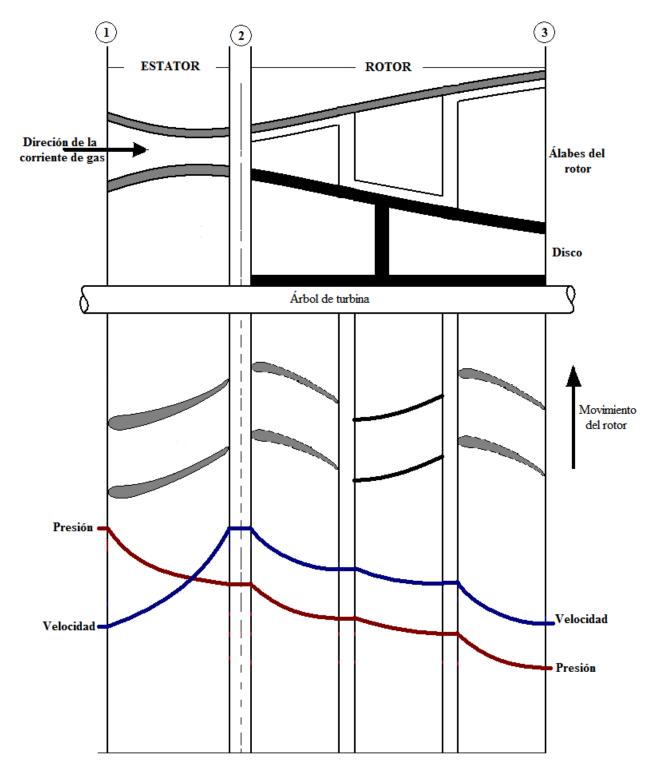
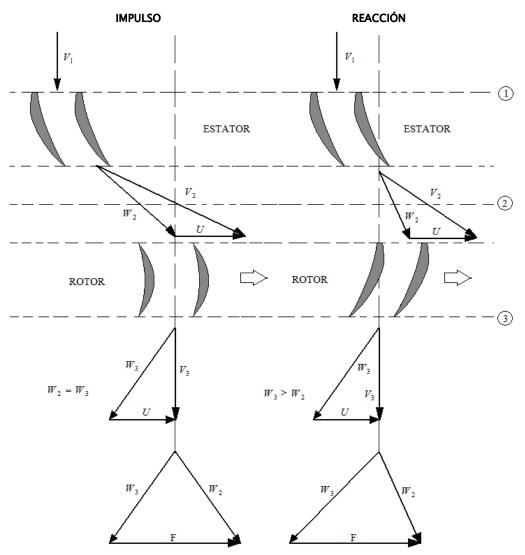


Fig. 23 Turbina axial de reacción: estator único, rotor único (doble cascada de álabes). Presiones y velocidades del gas.



<u>Estator</u>. – Paso entre álabes: Convergente o convergente-divergente hacia la salida. (Más usual convergente-divergente).

Velocidad del gas: aumenta. Presión del gas: disminuye.

Rotor. – Paso entre álabes constante. Velocidad del gas: disminuye. Presión del gas: constante. Variación de velocidades relativas (W): Solamente en dirección.

Rendimiento máximo: η_g = 0.85

<u>Estator</u>. – Paso entre álabes: Convergente o convergente-divergente hacia la salida (Mas usual convergente).

Velocidad del gas: aumenta. Presión del gas: disminuye.

Rotor. - Paso entre álabes convergentes hacia la salida.

Velocidad del gas: disminuye. Presión del gas: constante.

Variación de velocidades relativas (W):

En dirección y magnitud.

Rendimiento máximo: η_g = 0.85

F es la fuerza por unidad de masa que produce el movimiento de la turbina y viene determinada por la variación de la cantidad de movimiento, debido a la variación de velocidades entre la entrada y la salida al rotor.

Fig. 24 Resumen comparativo de las turbinas de impulso y reacción.

2.1.6 Configuración geométrica de los álabes del estator

Dado que la misión de los álabes del estator es acelerar la corriente fluida y canalizarla para descarga con el ángulo óptimo que exija la velocidad del rotor, la forma y posición del los álabes deberá ser tal, que actúen en forma de tobera y, siendo la corriente de entrada subsónica, pueden admitir dos configuraciones.

- Formando un conducto convergente-divergente, cuando se desee una elevada caída de presión en el estator.
- Formando un conducto convergente, cuando la caída de presión en el estator sea pequeña.

Según esto, el estator convergente-divergente es apropiado para turbinas de impulso, en donde toda la expansión ocurre en el estator, en tanto que para las turbinas de reacción tomará forma convergente únicamente, dado que la expansión en el estator es solo parcial.

2.1.7 Configuración geométrica de los álabes del rotor según el tipo de turbina

La diferente forma de los álabes del rotor para las turbinas axiales de impulso y reacción, es debido al grado de expansión o caída de presión que existe en ambos casos, definida por su grado de reacción K.

Para turbinas de impulso:

- Grado de reacción: K=0.
- Velocidades relativas de entrada y salida a los álabes del rotor iguales (W₂=W₃).
- La presión del fluido es igual a la salida del rotor que a la entrada a él.

Para turbinas de reacción:

- Grado de reacción: K>0.
- Velocidades relativas de entrada y salida a los álabes del rotor diferentes, (W₂<W₃).
- La presión del fluido es menor a la salida del rotor que a la entrada a él.

2.2 REFRIGERACIÓN DE LOS ALABES DE LA TURBINA DE GAS.

La eficiencia y la potencia entregada por una turbina de gas incrementan con el aumento en la temperatura del gas al entrar a la turbina. En las turbinas de gas modernas los álabes del estator y los álabes del rotor están expuestos a los gases de combustión directamente, con temperaturas que van más allá del punto de fusión del material de los

componentes. Así, los álabes del rotor y del estator tienen que ser refrigerados para bajarles la temperatura.

Cuando se refrigeran los componentes es importante conocer correctamente las condiciones de frontera, para evitar muy grandes gradientes de temperatura

2.2.1 Álabes de la corona móvil.

La temperatura de salida de los gases de la cámara de combustión viene limitada por la resistencia mecánica de los álabes de la turbina, que tienen que soportar elevadas temperaturas de trabajo, del orden de 850 C para las turbinas industriales (sin álabes refrigerados), pudiendo llegar a alcanzar los 1000 C, en las turbinas modernas, (álabes refrigerados en los primeros escalonamientos), y 1200 C en las turbinas de gas de aviación.

La distribución de temperaturas a la salida de la cámara de combustión, debe ser lo más uniforme posible, lo que presenta ciertas ventajas, por cuanto se evitan sobrecalentamientos locales de los álabes, pudiendo ser la temperatura media de entrada en la turbina más elevada, con el consiguiente aumento de su potencia específica. Como las tensiones mecánicas en los álabes decrecen con el radio, puede resultar interesante que la distribución de temperaturas aumente con el radio.

La limitación de las tensiones térmicas, (proporcionales a la relación entre el coeficiente de dilatación y el coeficiente de conductividad térmica), durante el régimen transitorio, implica un aumento rápido de las temperaturas, por lo que no siempre permiten utilizar aceros aleados al cromo, molibdeno, vanadio o los aceros inoxidables utilizados en la construcción de las turbinas de vapor, ya que en algunas de sus partes es necesario emplear aleaciones refractarias que tienen un campo de resistencia más amplio, lo que presenta algunos inconvenientes, como,

- El coeficiente de dilatación de las aleaciones austeníticas es superior al de las aleaciones ferríticas, lo que hace más delicado el montaje de las piezas construidas con cada uno de estos materiales.
- El coeficiente de conductividad térmica es menor y el coeficiente de dilatación más elevado, por lo que se produce un aumento de las tensiones térmicas, (que son proporcionales a la relación entre el coeficiente de dilatación y el coeficiente de conductividad).
- Las dificultades de forjado y soldadura de las piezas de grandes dimensiones, que imposibilita el poder fabricar rotores macizos análogos a los de las turbinas de vapor.

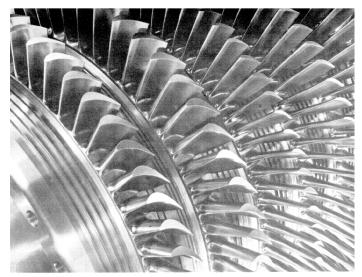


Fig.25 Alabes de una turbina de gas

- El precio es extremadamente alto, debido a los elementos constituyentes y a las dificultades de elaboración
- Al disponer de grandes cantidades de aire, los circuitos de refrigeración se establecen de forma que no se utilicen aleaciones de alta calidad más que donde sean estrictamente necesarias, como en las aletas de los primeros escalonamientos, conductos de gases calientes, quemadores de las cámaras de combustión, etc.

Las formas de funcionamiento (acción y reacción) no presentan ninguna ventaja que justifique la utilización exclusiva de una u otra. En las turbinas de acción, (en las que hay que limitar el número de escalonamientos con velocidad de flujo elevada), los rozamientos aumentan, y las temperaturas de las capas límite y de los álabes se elevan por encima de la temperatura media de los gases, lo que es un inconveniente para los álabes del primer escalonamiento, por lo que no se recomienda la rueda Curtis en una turbina de gas debido a este problema y a su bajo rendimiento.

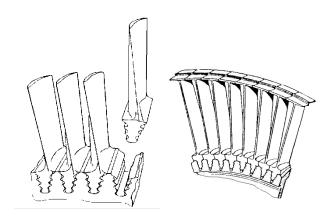


Fig. 26 Disposición de los álabes en la corona

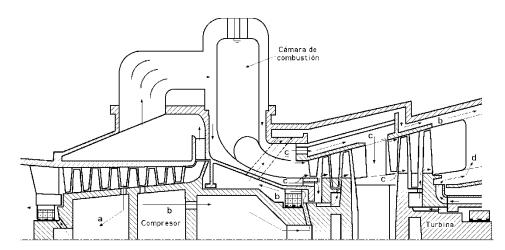
2.2.2 Materiales utilizados

Los álabes fijos de los distribuidores se construyen por forja y soldadura de palastro o por fundición de precisión a la cera perdida; en este caso no precisan de otro acabado más que un rebarbado y una limpieza superficial mediante técnicas ultrasónicas. Las aleaciones coladas por fundición a la cera perdida tienen en general una estructura metalográfica basta, debido a que las velocidades de enfriamiento son muy lentas.

El procedimiento de fundición en coquilla cerámica, (moldeo en cáscara), atenúa este inconveniente, ya que mientras el molde clásico es macizo y robusto, el molde en cáscara sólo tiene unos milímetros de espesor por lo que se enfría más rápidamente y el grano es más fino. Durante mucho tiempo los álabes móviles de las coronas se han construido exclusivamente por forja, pero como algunas aleaciones refractarias tienen un intervalo de temperatura de forja reducido, se ha recurrido a la colada a la cera perdida, que es de mayor precisión en el acabado y más fácil de construir.

2.2.3 Refrigeración de la turbina.

La refrigeración de las partes de la turbina que alcanzan mayores temperaturas se puede hacer mediante extracciones de aire a partir de un determinado escalonamiento del compresor. Un disco de turbina se puede refrigerar mediante una corriente de aire inyectada en la periferia del eje que, después de haber rozado la superficie del disco, se mezcla con el flujo de gas que atraviesa los álabes móviles.



- a) Refrigeración del cojinete del compresor llevando aire a un escalonamiento intermedio del compresor.
- b) Refrigeración del cojinete de la turbina de (AP) y de las paredes exteriores de la turbina de potencia útil, llevando aire a un escalonamiento intermedio del compresor.
- c) Refrigeración de los discos y de los álabes de la turbina de (AP) y de los primeros álabes de (BP) llevando aire a la entrada de la cámara de combustión.
- d) Refrigeración de los discos y álabes de (BP), del conducto de escape por el aire aspirado por un ventilador centrífugo solidario de la rueda de (BP).

Fig. 27 Circuitos de refrigeración en una turbina de gas

Como la temperatura en los diversos puntos del disco no es uniforme, se originan tensiones térmicas importantes; el flujo de calor pasa de los álabes al cubo del rotor, por lo que conviene inyectar anularmente, sobre su base, un chorro de aire de refrigeración; también se puede proceder a hacer una estratificación de las temperaturas en la cámara de combustión, siempre que ésta se encuentre en las proximidades de la turbina, lo que sucede en el caso de los turborreactores.

En algunas turbinas de gas, el conducto de admisión de los gases se bifurca hasta la entrada del primer escalonamiento; el aire de refrigeración pasa a los álabes formando dos películas que protegen los apoyos de los álabes fijos del distribuidor y de los móviles de la corona.

Los álabes fijos del distribuidor, (los del primer escalonamiento), se pueden refrigerar construyendo aletas de palastro que constituyen los conductos para el flujo de aire, disposición que se utiliza en los turborreactores, donde las temperaturas de admisión son particularmente elevadas; una parte del caudal proveniente del compresor atraviesa primero los álabes distribuidores de la turbina, y después pasa, ya precalentado, a la cámara de combustión, mientras que el resto circula a lo largo del eje y del disco de la turbina, contribuyendo a la refrigeración de estos dos órganos. Los álabes móviles de la corona no se refrigeran directamente, ya que tanto el pequeño volumen que ocupan, como las aleaciones refractarias con que se construyen hoy en día, hacen inútil esta precaución.

2.2.4 Refrigeración de los alabes de turbinas axiales.

El empleo de altas temperaturas a la entrada de la turbina, (turbinas de gas no aeronáuticas), viene motivado por el hecho de que tanto el rendimiento térmico como la potencia específica de la máquina aumentan al incrementar el parámetro

$$\Phi = \frac{T_3}{T_1}$$

siendo T_3 la temperatura máxima del ciclo, temperatura de salida de la cámara de combustión o temperatura de entrada al distribuidor de la turbina y T_1 la temperatura mínima, correspondiente a las condiciones ambientales; las relaciones de compresión de máxima potencia son inferiores a las de máximo rendimiento para cualquier valor de Φ .

En las turbinas de gas de aviación, el incremento de la temperatura de entrada en la turbina y, por tanto, el valor de

$$\Phi = \frac{T_3}{T_{\text{max}}}$$

para un valor dado de T_{atm} (temperatura ambiente a la altura de vuelo), presenta algunas particularidades. En efecto, para una relación de compresión determinada, el aumento de la temperatura de entrada en la turbina conlleva un incremento del empuje (para un empuje determinado el motor resulta más pequeño), y del consumo específico de combustible del turborreactor.

El aumento de la temperatura de admisión en la turbina mejora el rendimiento de la

transformación de energía térmica en mecánica, pero la mayor temperatura que se obtiene en la entrada de la tobera propulsiva origina un aumento de la velocidad del chorro y, en consecuencia, una disminución del rendimiento propulsivo (disminución de la relación velocidad del chorro/velocidad de vuelo), de forma que el producto de ambos rendimientos disminuye.

La ganancia de empuje específico obtenido por un aumento de la temperatura es siempre más importante que la penalización del consumo específico de combustible, sobre todo a velocidades de vuelo altas en que es indispensable reducir el tamaño del motor para disminuir tanto el peso como el arrastre aerodinámico.

En turbofanes y turbohélices es posible controlar mejor la penalización del consumo de combustible.

El interés por el empleo de temperaturas cada vez más elevadas a la entrada de la turbina, tanto en aplicaciones industriales como aeronáuticas, ha impulsado el desarrollo de materiales resistentes a las altas temperaturas (materiales cerámicos), así como a la implantación de la refrigeración de los álabes.

2.3 REFRIGERACIÓN POR LÍQUIDOS.

- a) Refrigeración indirecta, que consiste en utilizar el líquido como refrigerante del aire que, a su vez, va a circular por el interior de los álabes y será el refrigerante directo de los mismos.
- **b)** Refrigeración directa, en la que el líquido es el refrigerante que circulará por el interior de los álabes.

El utilizar el propio carburante como líquido refrigerante tiene algunas ventajas, como:

- En las turbinas de gas de aviación ya está a bordo
- Su temperatura es baja y la energía que se le aporta en la refrigeración se aporta en el lugar óptimo para mejorar el rendimiento del ciclo
- La cantidad de calor que puede absorber estaría limitada por problemas ligados a su posible descomposición, lo que podría provocar depósitos en los conductos de circulación.
- Al encontrarse el carburante muy frío, si el flujo de calor a extraer no es muy grande, es necesario interponer un aislante entre la pared del álabe y el líquido.
- La refrigeración del borde de la estela puede llegar a ser un aspecto crítico, así como los problemas derivados de la estanqueidad.

Otra solución consiste en el empleo de un líquido que circula en circuito cerrado por el

interior del álabe, constituyendo la base del mismo un intercambiador de calor entre este líquido y otro fluido que podría ser el aire extraído del compresor o el propio carburante; las características que debe reunir este líquido son:

- Tensión de vapor no demasiada elevada, para prevenir sobrepresiones excesivas en los canales.
- Punto de fusión bastante bajo para evitar la solidificación, lo que implicaría problemas de equilibrado a bajos regimenes
- Densidad reducida para que las tensiones debidas a la presión hidrostática sean aceptables. Baja viscosidad para facilitar las corrientes de convección.
- Calor latente de cambio de estado elevado si se utiliza un ciclo con evaporación.

En este sentido metales líquidos como el Na y el K pueden ser aceptables; sin embargo, la mayor dificultad se presenta en la evacuación del calor contenido en el líquido refrigerante a través de la base del álabe, sobre todo en el caso de las coronas móviles, por lo que la aplicación de este sistema sólo se considera en el diseño de plantas de potencia estacionarias.

2.4 REFRIGERACIÓN POR AIRE.

La refrigeración por aire se puede hacer de las siguientes formas:

- Convección libre
- Convección forzada
- Refrigeración por impacto
- Refrigeración por película
- Transpiración

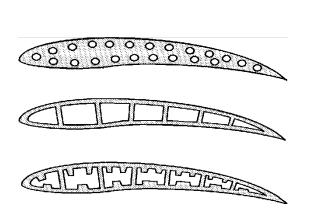
El aire se extrae del compresor y circula por pasos interiores practicados en el disco y en los álabes de la turbina. Los cuatro primeros métodos se aplican en la actualidad en máquinas avanzadas que trabajan con elevadas temperaturas de entrada en la turbina. El método de transpiración que requiere álabes de material poroso, se encuentra en fase experimental.

2.4.1 Convección libre

El calor que los gases de combustión ceden a los álabes se conduce, a través de los mismos, hasta el aire de refrigeración que circula por su interior; el calor cedido depende de la superficie de contacto que los circuitos internos del álabe exponen al refrigerante. El grado de refrigeración obtenido depende de la diferencia de temperaturas entre el metal y el aire interior.

2.4.2 Convección forzada

El aire circula por canales cilíndricos practicados en el álabe o por canales de sección más compleja, Fig. 28, que permiten aumentar la superficie de intercambio de calor, para una sección de paso dada. Todo lo que perturba la capa límite de refrigeración, como surcos, creación de efecto aleta, etc, tiende a la mejora del coeficiente de transmisión de calor; el inconveniente radica en que duplicar el coeficiente de transmisión de calor, supone un aumento de cuatro veces el coeficiente de pérdida de carga.



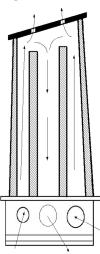


Fig. 28 Sistemas de refrigeración por convección forzada

2.4.3 Refrigeración por impacto

Consiste en proyectar un chorro de aire hacia la pared a refrigerar. El aire circula en sentido radial por el núcleo del álabe y va fluyendo a través de una serie de agujeros de forma que el chorro incida sobre la pared interna del álabe, generalmente en la zona correspondiente al borde de ataque; el impacto del chorro proporciona un buen coeficiente de intercambio de calor. Sin embargo, hay que tener en cuenta las interacciones del chorro de gases calientes cuando el aire refrigerante se evacúa por agujeros situados en la pared próximos a la zona de impacto, lo que podría modificar de manera importante el valor del coeficiente de intercambio. La utilización de la refrigeración por impacto supone la existencia de paredes interiores en el álabe para poder asegurar la distribución de los chorros.

2.4.4 Refrigeración por película de aire

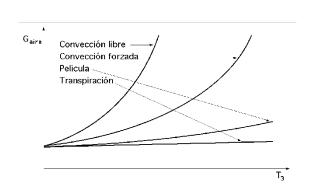
Consiste en la formación de una película de aire refrigerante sobre una o varias zonas de la pared exterior del álabe expuestas a los gases, que se pierde rápidamente porque termina mezclándose con éstos; para conseguir una refrigeración eficaz, tiene que renovarse continuamente por medio de sucesivas ranuras de inyección. Este es, posiblemente, el mejor sistema de refrigeración del álabe, que tiene la ventaja de reducir el gradiente de temperaturas en las paredes de los álabes, y el inconveniente de que puede perturbar el desarrollo del flujo en el canal de paso.

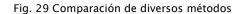
Si en la capa límite se inyecta aire en exceso o si su velocidad es demasiado grande, el aire refrigerante la atraviesa y produce pérdidas adicionales en el álabe. El sistema asegura una fuerte evacuación de calor, ya que cuando la corriente de aire frío atraviesa los agujeros de paso, puede producir zonas frías que actúan como focos de concentración de tensiones con el consiguiente aumento de la fatiga de los álabes; el efecto de refrigeración de la película es disipado rápidamente aguas abajo por la mezcla con los gases calientes. El aire utilizado en este tipo de refrigeración debe encontrarse a alta presión, lo cual no siempre es posible, particularmente en los bordes de ataque de la primera corona de toberas.

2.4.5 Refrigeración por transpiración

Es una generalización del caso anterior que aumenta su efectividad; el álabe se fabrica de material poroso para establecer una película continúa de aire sobre toda la superficie del mismo. La uniformidad de la película es el factor principal que reduce la cantidad de calor que los gases pueden transferir al metal; para una refrigeración efectiva, los poros han de ser pequeños, pero este hecho puede ocasionar la posible obturación de los mismos debido a oxidación o a materias extrañas.

Se puede comparar el potencial de cada uno de los métodos de refrigeración descritos, si se determina la cantidad de aire que necesita cada uno de ellos para mantener un cierto nivel térmico del álabe, en determinadas condiciones operativas.





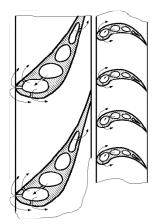


Fig. 30 Sistemas de refrigeración combinados

La refrigeración por convección libre es complicada debido a que el metal conduce rápidamente el calor y las paredes interiores del álabe se acercan a la temperatura que posee el refrigerante. Si se aumenta la temperatura de entrada de los gases en la turbina, se precisan mayores cantidades de aire de refrigeración y se puede llegar a una situación en que el método se haga impracticable, situación que también se presenta cuando se produce un aumento de la relación de compresión, que implica el aumento del coeficiente de película con la presión.

En la refrigeración por película o por transpiración, la presencia de una capa de aire aislante entre el gas y el metal reduce el flujo de calor hacia la superficie del álabe (para cualquier valor de la temperatura de entrada a la turbina); la relación de compresión en estos casos influye poco.

Para una temperatura del gas de, T_{gas} =1375 C, y una del metal de, T_{metal} =1095 C, la multiperforación del álabe consume en el sistema de convección del orden del 80% del caudal de refrigerante necesario y en la transpiración del orden del 55%; pero si se tiene en cuenta la oxidación de los materiales utilizados en la transpiración, su temperatura de admisión disminuye, 870 C, y el sistema consume del orden del 120% del caudal de aire necesario en el sistema de convección.

El diseño de la refrigeración de los álabes para trabajar a elevadas temperatura, puede combinar varios de los sistemas anteriormente comentados, figura 30.

CAPÍTULO 3

CÁLCULO DE LOS PARÁMETROS PRINCIPALES Y TERMO-GASODINÁMICOS DE LA TURBINA MULTIETAPA REFRIGERADA.

En este tercer capítulo calculé los parámetros principales de la turbina de gas tales como; presiones, temperaturas velocidades del flujo además de algunos otros parámetros importantes. También muestro los algoritmos de cálculo que seguí y los programas de cómputo que los desarrollan.

3.1 CÁLCULO TERMOGASODINÁMICO DE LA TURBINA

3.1.1 Cálculo de los parámetros principales de la turbina multietapa.

En el anexo E muestro el algoritmo para este cálculo.

Datos iniciales.

Símbolo del Parámetro	Cantidad	Unidad	Descripción
h_4	0.144	m	Altura del álabe en la salida de la turbina.
$D_{mI} = D_{mII} = D_m$	0.6	m Diámetro medio del rotor.	
$G_a = G_g$	83.08	$\frac{kg}{s}$	Gasto másico del aire y gas.
T_T^*	1269.43	K	Temperatura total en la salida de la turbina.
P_T^*	430165	Ра	Presión total en la salida de la turbina.
k_{g}	1.33		Índice adiabático para el gas en la cámara de combustión.
R_g	288	Constante universal de gas en la cámara de combustión.	
$U_{mI} = U_{mII} = U_{m}$	340	<u>m</u> s	Velocidad circunferencial en el radio medio.
L_{C}^{*}	381 275	$\frac{J}{kg}$	Trabajo del compresor.
$\eta_{_m}$	0.985		Rendimiento mecánico de la transmisión.
L_T^*	387 102	$\frac{J}{kg}$	Trabajo de la turbina.

Tabla 13. Datos iniciales

Resultados de los cálculos de los parámetros principales de la turbina multietapa.

Símbolo del parámetro	Cantidad	Unidad	Descripción
$\left(rac{h}{D_{m}} ight)_{4}$	0.24		Relación de la altura del alabe al diámetro medio en la salida de la turbina
F_4	0.2713	m^2	Área del ducto en la salida
$q(\lambda_4)$	0.6405		Función gasodinámica del gasto másico en la salida de la turbina.

Tabla 14. Tabla de resultados

Símbolo del parámetro	Cantidad	Unidad	Descripción	
λ_4	0.44		Velocidad específica en la salida de la turbina.	
a_{4cr}	646.67	$\frac{m}{s}$	Velocidad crítica del sonido en la salida de la turbina.	
C_4	284.53	$\frac{m}{s}$	Velocidad absoluta en la salida de la turbina.	
n	10828	rpm	Número de revoluciones por minuto.	
$N_{\scriptscriptstyle T}$	31858	kW	Potencia de la turbina.	
$\mu_{\scriptscriptstyle T}$	3.31		Coeficiente de carga de la turbina.	
μ_{TI}	1.75		Coeficiente de carga de la primera etapa de la turbina.	
L_{TI}	202300	$\frac{J}{kg}$	Trabajo de la primera etapa de la turbina.	
N_{TI}	17063	kW	Potencia de la primera etapa de la turbina.	
N_{TII}	14795	kW	Potencia de la segunda etapa de la turbina.	
L_{TII}	175410	$\frac{J}{kg}$	Trabajo de la segunda etapa de la turbina.	
$\mu_{{}_{II}}$	1.52		Coeficiente de carga de la segunda etapa de la turbina.	

Tabla 14. Tabla de resultados (Continuación)

De los datos obtenidos del algoritmo anterior, tomé algunos como datos iniciales para cálculo de la turbina utilizando el programa GDRGT (Universidad Aeroespacial de Ucrania).

Símbolo del parámetro	Cantidad	Unidad	Descripción
Z_T	2		Número de etapas de la turbina.
P_T^*	430165	Pa	Presión total en la salida de la turbina.
G_{g}	83.08	$\frac{kg}{s}$	Gasto másico en la entrada de la turbina.
T_g^*	1600	K	Temperatura total del gas en la entrada de la turbina
P_g^*	1281050	Ра	Presión total del gas en la entrada de la turbina.

Tabla 15. Datos iniciales para el programa GDRGT

Símbolo del parámetro	Cantidad	Unidad	Descripción
$\overline{\Delta}_r = \frac{\Delta_r}{h_2}$	0.005		Tolerancia radial relativa.
N_I N_{II}	17063 14795	kW	Potencias de la primera y segunda etapa de la turbina.
$n_{_{I}},n_{_{II}}$	10828	rpm	Revoluciones por minuto de la primera y segunda etapa de la turbina
$ ho_{_{kI}} \ ho_{_{kII}}$	0.38 0.36		Grado de reacción de la primera y segunda etapa de la turbina.
D_{1mI} , D_{1mII}	0.6	m	Diámetro medio del estator en la salida de las etapas primera y segunda de la turbina.
D_{2mI}, D_{2mII}	0.6	m	Diámetro medio del rotor en la salida de las etapas primera y segunda de la turbina.
$egin{aligned} h_{_{II}} \ h_{_{III}} \end{aligned}$	0.109 0.132	m	Altura del álabe del estator en la salida de las etapas primera y segunda de la turbina.
$egin{aligned} h_{2I} \ h_{2II} \end{aligned}$	0.120 0.144	m	Altura del álabe del rotor en la salida de las etapas primera y segunda de la turbina.
$egin{array}{c} \overline{C}_{g u I} \ \overline{C}_{g u II} \end{array}$	0.18 0.16		Espesor relativo del perfil del álabe del estator, radio medio, de las etapas primera y segunda de la turbina.
$ar{C}_{RI} \ ar{C}_{RII}$	0.24 0.16		Espesor relativo del perfil del álabe del rotor, radio medio, de las etapas primera y segunda de la turbina.

Tabla 15. Datos iniciales para el programa GDRGT (Continuación)

Adicionalmente, para turbinas con refrigeración consideramos también:

Símbolo	Cantidad	Unidad	Descripción
del parámetro			
T_a	288	K	Temperatura del aire de enfriamiento.
\bar{C}_a	0.6		Relación de velocidad del aire a la salida de orificios para enfriamiento a velocidad del gas en la misma sección axial.
$ar{C}_{g}$	0.8		Relación de velocidad media de gas en la sección en la sección de escape del aire de enfriamiento a velocidad de gas en la salida del escalonamiento.
\overline{h}_{sl}	0.7		Altura relativa de la ranura de escape del aire de enfriamiento.

Tabla 16. Datos iniciales adicionales para turbinas con enfriamiento.

Símbolo del	Cantidad	Unidad	Descripción
parámetro			
\overline{d}_2	0.06		Espesor relativo del borde del álabe en la salida sin refrigeración.
\overline{d}_{2o}	0.15		Espesor relativo del borde del álabe en la salida con enfriamiento
$ar{G}_{a0}$	0.0		Gasto másico relativo del refrigerante (aire) a través de orificios en la zona del perfil del álabe del rotor en la entrada.
$ar{G}_{a1}$	0.06 0.04		Gasto másico relativo del refrigerante (aire) a través de ranuras en la zona del borde del álabe del estator en la salida de la primera y segunda etapa de turbina.
$ar{G}_{\!a2}$	0.04 0.02		Gasto másico relativo del refrigerante (aire) a través de ranuras en zona de perfil del álabe del rotor en la entrada.

Tabla 16. Datos iniciales adicionales para turbinas con enfriamiento (continuación).

Resultados del cálculo gasodinámico de la turbina, (Programa GDRGT, Universidad Aeroespacial de Ucrania).

Símbolo del parámetro	Etapa I	Etapa II	Unidad	Descripción
π_{st}^*	1.7	1.63		Relación de presiones totales en la etapa.
$\pi_{_{st}}$	1.83	1.85		Relación de presiones estáticas en la etapa.
$oldsymbol{\eta}_{st}^*$	0.876	0.879		Rendimiento isentrópico de la etapa.
$ ho_{\scriptscriptstyle kh}$	0.154	0.108		Grado de reacción en el raíz.
T_{1w}^*	1460	1260	K	Temperatura total en el movimiento relativo en la entrada.
$U_{_{1m}}$	340	340	$m_{/_S}$	Velocidad circunferenciales en la entrada, radio medio.
C_1	528	507	$m_{/_S}$	Velocidad absoluta en la entrada, radio medio.
C_{1a}	200	265	$m_{/_S}$	Componente axial de velocidad absoluta en la entrada, radio medio.

Tabla 17. Resultados obtenidos del programa GDRGT

Símbolo del parámetro	Etapa I	Etapa II	Unidad	Descripción
C_{1u}	489	433	$m_{/_S}$	Componente circunferencial de velocidad absoluta en la entrada, radio medio.
$\alpha_{_{1}}$	22.2	31.5	grad	Ángulo del flujo en el movimiento absoluto en la entrada, radio medio.
$oldsymbol{eta_1}$	53.3	70.7	grad	Ángulo del flujo en el movimiento relativo en la salida, radio medio.
λ_1	0.744	0.770		Velocidad especifica del flujo en el movimiento absoluto en la entrada, radio medio.
$\lambda_{_{1w}}$	0.360	0.437		Velocidad especifica del flujo en el movimiento relativo en la entrada, radio medio.
U_{2m}	340	340	$m_{/_S}$	Velocidad circunferencial en la salida, radio medio.
C_2	240	296	$m_{/_S}$	Velocidad absoluta en la salida, radio medio.
C_{2a}	224	295	$m_{/_S}$	Componente axial de velocidad absoluta en la salida, radio medio.
C_{2u}	-85.5	-29.0	$m_{/_S}$	Componente circunferencial de velocidad absoluta en la salida, radio medio.
$lpha_2$	69.1	84.4	grad	Ángulo del flujo en el movimiento absoluto en la salida, radio medio.
$oldsymbol{eta}_2$	27.7	38.6	grad	Ángulo del flujo en el movimiento relativo en la salida, radio medio.
λ_2	0.359	0.475		Velocidad especifica del flujo en el movimiento absoluto en la salida, radio medio.
λ_{2w}	0.705	0.741		Velocidad especifica del flujo en el movimiento relativo en la salida, radio medio.
T_1	1,430	1,230	K	Temperatura estática en la entrada.
T_1^*	1,540	1,330	K	Temperatura total en la entrada.
P_1	892,000	513,000	Ра	Presión estática en la entrada.

Tabla 17. Resultados obtenidos del programa GDRGT (Continuación)

Símbolo del parámetro	Etapa I	Etapa II	Unidad	Descripción
P_1^*	1,230,000	726,000	Ра	Presión total en la entrada.
T_2	1,340	1,160	K	Temperatura estática en la salida.
$T_2^* \\ P_2$	1,360	1,190	K	Temperatura total en la salida.
P_2	699,000	406,000	Ра	Presión estática en la salida.
P_2^*	752,000	461,000	Ра	Presión total en la salida.
G_1	88.1	95.0	$kg_{/_{S}}$	Gasto másico del gas en la entrada.
G_2	91.4	96.9	$kg/_{S}$	Gasto másicos del gas en la salida.
S_{gv}	0.0349	0.0346	m	Espesor del álabe del estator.
b_{gv}	0.0567	0.0453	m	Cuerda del álabe del estator.
$\alpha_{_{y}}$	38.0	49.8	grad	Ángulo de colocación de perfil en la cascada del estator.
t_{gv}	0.0460	0.0309	m	Pasos de perfil en la cascada del estator.
φ	0.951	0.958		Coeficiente de velocidad en el estator.
Z_{gv}	41	61		Número de alabes del estator.
P_{uR}	50,900	43,900	N	Fuerza circunferencial del álabe del rotor.
P_{aR}	22,400	14,100	N	Fuerza axial del álabe del rotor
S_R	0.025	0.025	m	Espesor del álabe del rotor
$b_{\scriptscriptstyle R}$	0.0292	0.0311	m	Cuerda del álabe del rotor.
$oldsymbol{eta_{\scriptscriptstyle y}}$	58.7	53.6	grad	Ángulo de colocación de perfil en la cascada del rotor.
t_R	0.0233	0.0290	m	Paso de perfil en la cascada del rotor.
Ψ	0.959	0.969		Coeficiente de velocidad en el rotor.
\mathcal{Z}_R	81	65		Número de alabes del rotor.
$T_{bl.gv}$	852	803	K	Temperatura de material de álabes del estator.
$T_{bl.R}$	800	839	K	Temperatura de material de álabes del rotor.
$\sigma_{\scriptscriptstyle \Sigma}$	271	328	МРа	Tensión sumaria en el alabe del rotor antes de destrucción.

Tabla 17. Resultados obtenidos del programa GDRGT (Continuación)

Parámetros principales en la sección 3-3 de la turbina utilizando el programa GDRGT (Universidad Aeroespacial de Ucrania).

Símbolo del parámetro	Cantidad	Unidad	Descripción
C_3	147.8	$m_{/_S}$	Velocidad absoluta en la sección 3-3.
T_3	1591.5	K	Temperatura estática en la sección 3-3.
P_3	1,251,183	Ра	Presión estática en la sección 3-3.

Tabla 18. Resultados obtenidos del programa GDRGT para la sección 3-3 de la turbina

3.1.2 Cálculo Termogasodinámico de la primera etapa de la turbina de gas refrigerada.

Cálculo termogasodinamico de la primera etapa de la turbina refrigerada siguiendo un algoritmo, el cual muestro en extenso en el anexo C y el código del programa elaborado en el anexo D. Los datos iniciales son:

Símbolo	Cantidad	Unidad	Descripción	
del parámetro				
$\eta_{\scriptscriptstyle T}^*$	0.876		Rendimiento isentrópico de la etapa de la turbina	
T_g^*	1,600	K	Temperatura total del gas en la entrada de la turbina	
L_T	194,000	$\frac{J}{kg}$	Trabajo de la etapa de la turbina	
c_{Pg}	1,281.6	$\frac{J}{kgK}$	Calor especifico a la presión constante para el gas en la cámara de combustión	
k_g	1.292		Índice adiabático para el gas en la cámara de combustión.	
P_g^*	1,281,050	Pa	Presión total del gas en la entrada de la turbina.	
G_g	88.1	$\frac{kg}{s}$	Gasto másico del gas en la entrada de la turbina.	
$D_{\scriptscriptstyle m}$	0.6	m	Diámetro externo de la etapa de la turbina.	
h_2'	0.120	m	Altura del alabe en la salida de la etapa de la turbina.	
α_2'	69.1	grad	Ángulo de la velocidad absoluta del flujo en la salida del rotor de la etapa de la turbina.	

Tabla19. Datos iniciales para el cálculo de la primera etapa de la turbina de gas

Símbolo del	Cantidad	Unidad	Descripción
parámetro			
$oldsymbol{arphi}_t$	0.951		Coeficiente de velocidad en la etapa de la turbina.
$ ho_{\scriptscriptstyle T}$	0.38		Grado de reacción en la etapa de la turbina.
R_g	290	$\frac{J}{kgK}$	Constante universal de gas en la cámara de combustión.
h_1	0.109	m	Altura del alabe en la salida del estator de la etapa de la turbina.
$\delta_{\scriptscriptstyle R}$	0.98	-	Coeficiente de disminución del trabajo teórico de la etapa.
$ ho_{bl}$	8,250	$\frac{kg}{m^3}$	Densidad del material del alabe.
Φ	0.6		Coeficiente de la configuración del alabe.
au	500	hrs	Tiempo del trabajo del alabe antes de destrucción.
C	20		Constante.
$U_{\scriptscriptstyle m}$	340		

Tabla19. Datos iniciales para el cálculo de la primera etapa de la turbina de gas (continuación)

Resultados del cálculo gas-dinámico de la primera etapa de la turbina utilizando el programa elaborando basado en el algoritmo en el anexo y los cálculos de la tabla.

Símbolo del parámetro	Cantidad	Unidad	Descripción
T_2^*	1,448.6267	K	Temperatura total en la salida
$oldsymbol{\pi}_{st}^*$	1.6581		Relación de presión total en la etapa
P_2^*	772,586.0625	Pa	Presión total en la entrada.
$q(\lambda_2)$	0.5186		
$p(\lambda_2)$	0.9342		
λ_2	0.3436		Velocidad especifica del flujo en el movimiento absoluto en la salida, radio medio.
P_2	721,783.0625	Pa	Presión estática en la entrada.
L_{ad}	249,364.2968		

Tabla 20. Parámetros en la salida de la etapa

Símbolo del parámetro	Cantidad	Unidad	Descripción
C_1	528.8207	$m_{/_S}$	Velocidad absoluta en la entrada, radio medio.
a_{1cr}	724		
$\lambda_{_{1}}$	0.7304		Velocidad especifica del flujo en el movimiento absoluto en la entrada, radio medio.
T_1	1,490.8975	K	Temperatura estática la entrada.
$T_{_{1ad}}$	1,479.3649	K	
P_1	905,587	Pa	Presión estática en la entrada.
P_1^*	1,237,781.5000	Ра	Presión total en la entrada.
$\sigma_{_{gv}}$	0.9662		
$ ho_{\scriptscriptstyle 1}$	2.0945		
$\sin lpha_{_1}$	0.3871		
$lpha_{_1}$	22.7773	grad	Ángulo del flujo en el movimiento absoluto en la entrada, radio medio.
$Cos\alpha_1$	0.9220		
C_{1a}	204.7277	$m_{/_S}$	Componente axial de velocidad absoluta en la entrada, radio medio.
C_{1u}	487.5837	$m_{/_S}$	Componente circunferencial de velocidad absoluta en la entrada, radio medio.
$tg oldsymbol{eta}_1$	1.3871		
$oldsymbol{eta}_{\!\scriptscriptstyle 1}$	54.2145	grad	Ángulo del flujo en el movimiento relativo en la entrada, radio medio.
$sen oldsymbol{eta}_1$	0.8111		
W_1	252.3775	-	
T_{1w}^*	1,515.7471	K	Temperatura total en el movimiento relativo en la entrada
$ ho_{\!\scriptscriptstyle Th}$	0.2250		Grado de reacción en

Tabla 21. Parámetros en la salida del estator

Símbolo del parámetro	Cantidad	Unidad	Descripción
C_{2u}	-94.6491	$m_{/_S}$	Componente circunferencial de velocidad absoluta en la salida, radio medio.
$egin{array}{c} C_{2a}' \ C_2' \end{array}$	219.7277	$m_{/_S}$	
	239.2462	$m_{/_S}$	
T_2	1,426.2957	K	Temperatura estática en la salida
P_2	721,263.8125	Pa	Presión estática en la entrada.
$ ho_{\scriptscriptstyle 2}$	1.7437		
$egin{array}{ccc} oldsymbol{ ho}_2 \ C_{2a}'' \end{array}$	223.3673	$m_{/_S}$	
$\overline{\Delta} C_{2a}''$	1.6564	$m_{/_S}$	
h_2	0.1219		
C_{2a}	223.3673	$m_{/_S}$	Componente axial de velocidad absoluta en la salida, radio medio.
$rac{C_2}{ar{\Delta}}$	242.5931	$m_{/_S}$	Velocidad absoluta en la salida, radio medio.
$\overline{\Delta}$	1.6294		
$\sin \alpha_2$	0.9207		
$lpha_{\scriptscriptstyle 2}$	67.0377	grad	Ángulo del flujo en el movimiento absoluto en la salida, radio medio.
$\cos \alpha_2$	0.3901		
$tgoldsymbol{eta}_2$	0.5139		
$oldsymbol{eta}_2$	27.1995	grad	Ángulo del flujo en el movimiento relativo en la salida, radio medio.
$\operatorname{sen} \beta_2$	0.4570		
W_2	488.6848		
T_{2w}^*	1,519.4655	K	Temperatura total en el movimiento relativo en la salida.
T_{2ad}^{\prime}	1,416.1533	K	
W_{2ad}	514.5969		
Ψ	0.9496		Coeficiente de la velocidad en el rotor.

Tabla 22. Parámetros en la salida del rotor

Símbolo del parámetro	Cantidad	Unidad	Descripción
\overline{C}_{2u}	-0.2783	$\frac{m}{s}$	
$T_w^* =$	1,446.2858	K	Temperatura total en el movimiento relativo.
T_{bl}	1,371.2858	K	Temperatura del material de alabes del rotor.
$\sigma_{\scriptscriptstyle \Sigma}$ =	270.2785	МРа	Tensión sumaria en el alabe del rotor antes de su destrucción
P	31,126.7792		

Tabla 23. Evaluación de la resistencia del álabe del rotor

3.1.3 Cálculo gasodinámico de la primera etapa de la turbina (Programa OCT, Universidad Aeroespacial de Ucrania)

Símbolo	Cantidad	Unidad	Descripción
del parámetro			
k_{g}	1.292		Relación $rac{C_p}{C_{\scriptscriptstyle u}}$ para gas
c_{p_g}	1281.6	$\frac{J}{kg.K}$	Calor especifico bajo condición de presión constante para el gas.
D_{1m}	0.6	m	Diámetro medio del rotor en la entrada
D_{2m}	0.6	m	Diámetro medio del rotor en la salida
h_1	0.109	m	Altura del alabe del rotor en la entrada.
h_2	0.132	m	Altura del alabe del rotor en la salida.
φ	0.951		Coeficiente de la velocidad en el estator
Ψ	0.959		Coeficiente de la velocidad en el rotor
λ_1	0.744		Velocidad específica del flujo en el movimiento absoluto en la entrada, radio medio.
$ ho_{\scriptscriptstyle T}$	0.38		Grado de reacción, radio medio
C_{1a}	200	$m_{/_S}$	Componente axial de velocidad absoluta en la entrada, radio medio.

Tabla 24. Datos iniciales

Símbolo	Cantidad	Unidad	Descripción
del parámetro			
C_{2a}	224	$m_{/_S}$	Componente axial de velocidad absoluta en la salida, radio medio.
C_{1u}	489	$\frac{m}{s}$	Componente circunferencial de velocidad absoluta en la entrada, radio medio.
C_{2u}	-85.5	$\frac{m}{s}$	Componente circunferencial de velocidad absoluta en la salida, radio medio.
α_1	22.2	grad	Ángulo del flujo en el movimiento absoluto en la entrada, radio medio.
$oldsymbol{eta}_1$	53.3	grad	Ángulo del flujo en el movimiento relativo en la entrada, radio medio.
$oldsymbol{eta}_2$	27.7	grad	Ángulo del flujo en el movimiento relativo en la salida, radio medio.
G_1	88.1	$\frac{kg}{s}$	Gasto másico del gas en la entrada.
G_2	91.4	$\frac{kg}{s}$	Gasto másico del gas en la salida.
n	10828	rpm	Revoluciones por minuto del eje del rotor.
T_2^*	1360	K	Temperatura estática en la salida.

Tabla 24. Datos iniciales (Continuación)

Cilindro NTC=1;
$$k_v = 5.$$
; $h = 120.5$ mm; $\frac{h}{b} = 4.2$; $Z = 81$

Resultados del cálculo gasodinámico de la etapa primera de la turbina (Programa OCT, Universidad Aeroespacial de Ucrania).

Símbolo del parámetro	1 (externo)	2	3 (medio)	4	5 (raíz)	Unidad
r	0.3573	0.3286	0.3000	0.2714	0.2428	m
\overline{r}	1.0	0.9199	0.8397	0.7596	0.6795	
\overline{U}	405.1	372.6	340.2	307.7	275.3	$\frac{m}{s}$

Tabla 25. Resultados del cálculo gasodinámico

Símbolo del 1 (externo) 2	3 (medio) 4	5 (raíz) Unidad
---------------------------	-------------	-----------------

parámetro						
C_{1u}	427.1	455.6	489.0	528.5	576.2	$\frac{m}{s}$
C_{1a}	174.8	186.4	200.0	216.1	235.5	$\frac{m}{s}$
$\alpha_{\scriptscriptstyle 1}$	22.20	22.20	22.20	22.20	22.20	grad
C_1	461.5	492.3	528.3	571.0	622.5	$\frac{m}{s}$
$oldsymbol{eta}_1$	82.83	66.00	53.35	44.38	38.04	grad
C_{2u}	-55.96	-69.15	-85.50	-106.1	-132.7	$\frac{m}{s}$
W_{2u}	461.0	441.8	425.7	413.8	408.0	$\frac{m}{s}$
C_{2a}	223.4	224.3	224.0	221.8	217.1	$\frac{m}{s}$
$oldsymbol{eta}_2$	25.85	26.92	27.75	28.19	28.02	grad
$egin{array}{c} eta_2 \ \lambda_1 \end{array}$	0.6498	0.6933	0.7440	0.8041	0.8767	
$ ho_{\scriptscriptstyle T}$	0.5270	0.4617	0.3800	0.2758	0.1392	
T_{2w}	1,442	1,434	1,428	1,422	1,418	K
λ_{2w}	0.7462	0.7235	0.7040	0.6885	0.6787	
λ_{1w}	0.2566	0.2980	0.3649	0.4531	0.5613	
λ_2	0.3454	0.3520	0.3596	0.3687	0.3816	
$egin{array}{c} \lambda_2 \ \Deltaoldsymbol{eta} \end{array}$	71.31	87.09	98.90	107.4	113.9	grad
$lpha_{\scriptscriptstyle 2}$	75.94	72.86	69.11	64.43	58.56	grad

Tabla 25. Resultados del cálculo gasodinámico (Continuación)

Designaciones:

r Radio absoluto

 $\overline{r}_{
m Radio\ relativo} \ \Delta oldsymbol{eta}$ Ángulo de deflexión del flujo.

Símbolo del parámetro	1 (externo)	2	3 (medio)	4	5 (raíz)	Unidad	Descripción
\overline{r}	1.0	0.9199	0.8397	0.7596	0.6795		Radio relativo.
b	29.36	29.36	29.36	29.36	29.36	mm	Cuerda del álabe.
t	27.71	25.49	23.27	21.05	18.83	mm	Paso entre álabes.
t/b	0.9439	0.8682	0.7926	0.7170	0.6414		Relación paso/cuerda.
C_{\max}	0.22	0.23	0.24	0.25	0.26	mm	Espesor máximo de perfil.
$x_{c \max}$	0.3241	0.3202	0.3136	0.3082	0.3012	mm	Distancia de la entrada al espesor máximo del perfil.
$oldsymbol{eta_{1bl}}$	80.0	70.5	59.0	50.0	41.5	grad	Ángulo relativo del alabe en la entrada.
$oldsymbol{eta}_{2bl}$	25.85	26.92	27.75	28.19	28.02	grad	Ángulo relativo del alabe en la salida.
r_1	2.31	2.42	2.52	2.62	2.73	mm	Radios de bordes del alabe en la entrada.
r_2	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	mm	Radios de bordes del alabe en la salida.

Tabla 26. Resultados del diseño del álabe del rotor a lo largo de su altura

CAPÍTULO 4

RIB FINS COMO MÉTODO PRINCIPAL PARA MEJORAR EL ENFRIAMIENTO EN LOS ÁLABES DE TURBINA DE GAS.

En este cuarto capítulo muestro algunas características físicas de los Rib fins.

4.1 EFECTOS DE LOS RIBS SOBRE EL COEFICIENTE DE TRANSFERENCIA DE CALOR EQUIVALENTE EN LAS SUPERFICIES DE INTERCAMBIO DE CALOR DE UN CANAL DE ENFRIAMIENTO.

Los pasajes o conductos diseñados para enfriamiento con Ribs en sus superficies, son comúnmente usados en intercambiadores de calor y en álabes de turbina para mantener la temperatura del metal aceptable dentro del ambiente de alta temperatura en la turbina de gas. La presencia de Ribs sobre las paredes de intercambiadores de calor y sobre las paredes de los pasajes de enfriamiento en álabes afecta dos características principales en la transferencia de calor (Incrementa el área de transferencia de calor e incrementa ampliamente los coeficientes de transferencia de calor).

Existe mucha información y datos en la literatura abierta referente a los coeficientes de transferencia de calor sobre las superficies del Rib y sobre la superficie del espacio libre que sirve de paso entre ellos. Estos estudios cubren algunos parámetros geométricos importantes tales como el área de sección transversal del Rib, el ángulo del Rib con respecto a la dirección del flujo, la altura del Rib relativa al diámetro hidráulico del conducto, la relación altura-separación del Rib, la relación de aspecto del Rib, etc. También encontramos herramientas informáticas (software) para el diseño y estudio de modelos y sistemas de enfriamiento, sin embargo, requieren un coeficiente global promedio de transferencia de calor sobre una superficie con Ribs. Por ejemplo, en un perfil de álabe, con un circuito complejo de flujo axial en conjunto con curvas de 180°, varios orificios para separación de la capa límite, ranuras en los bordes de salida, tip bleeds, cruce de chorros de impacto para enfriamiento y transferencia de calor conjugada, estas herramientas regularmente no son capaces de manejar los detalles geométricos de las superficies con Ribs o variaciones locales en el coeficiente de transferencia de calor sobre una pared con Ribs. Por otro lado, asignando un coeficiente global promedio de transferencia de calor (area-weighted) basado en el área del Rib y el área de separación entre ellos con sus correspondientes coeficientes de transferencia de calor, habrá el error inherente de la consideración del 100% de la eficiencia de aleta para los Ribs y de la consideración de que la temperatura sobre la superficie del Rib es la misma que la temperatura de la base del Rib. Dependiendo de la geometría del Rib, este error puede producir una sobre estimación mayor al 20% en el coeficiente de transferencia de calor evaluado para la superficie con Ribs.

Canales de enfriamiento y calentamiento en intercambiadores de calor así también como canales de enfriamiento serpenteantes dentro de los álabes de turbina son usualmente equipadas con Ribs. Estos Ribs incrementan el nivel de mezcla del aire más frio en la base con el aire más caliente cerca de la pared del canal mejorando los coeficientes convectivos de transferencia de calor. Resultados experimentales reportados por muchos investigadores, muestran que los coeficientes de transferencia de calor de las superficies con Ribs aumentan cinco veces con respecto a estas mismas superficies de los canales lisas sin

Ribs. Parámetros geométricos tales como la relación de aspecto del canal (AR), relación altura del Rib/diámetro hidráulico del conducto $\left(\frac{e}{D_h}\right)$ o relación de bloqueo, ángulo de ataque del Rib (α) , la manera en la cual los Ribs son posicionados relativo unos de otros (en línea, escalonado, cruzados, etc.), relación separación/altura del Rib $\left(\frac{P}{e}\right)$ y forma del Rib (esquinas agudas vs redondeadas, filetes y relación de aspecto del Rib (AR_{rib})) tiene efectos pronunciados sobre los coeficientes de transferencia de calor local y global.

Buena cantidad de datos están disponibles acerca de los coeficientes de transferencia de calor en la superficie entre los Ribs y sobre las caras superficiales del Rib. Los estudios han mostrado una variación considerable en el coeficiente de transferencia de calor del área de superficie entre los Ribs y las superficies frontal superior y posterior del Rib. La mayoría de las herramientas computacionales para diseñar circuitos de enfriamiento en intercambiadores de calor, no toman provisiones para manejar los detalles geométricos de los Ribs o las variaciones de los coeficientes de transferencia de calor a lo largo de la superficie con Ribs. De aquí que, los circuitos de enfriamiento diseñados están limitados por la asignación de un coeficiente de transferencia de calor equivalente sobre las superficies del canal que incluyen para el área de transferencia, variaciones del coeficiente de transferencia de calor y los efectos de los Rib fins.

Las variaciones en el coeficiente de transferencia de calor sobre el área entre los Ribs (h_{floor}) y sobre la superficie misma del Rib (h_{rib}) están disponibles para un amplio rango de geometrías de Ribs en la literatura abierta. Así, el coeficiente de transferencia de calor promedio (area-weighted) es fácilmente evaluado para un amplio rango de geometrías de Ribs. Este coeficiente de transferencia de calor promedio (area-weighted), está basado en la aproximación de que la superficie completa del Rib está a la misma temperatura que la base del Rib, y una eficiencia de aleta al 100% es también considerada para los Ribs. Además estos Ribs al mismo tiempo no caen dentro de la categoría de aleta clásica para la cual la eficiencia global de aletas de fácil disposición.

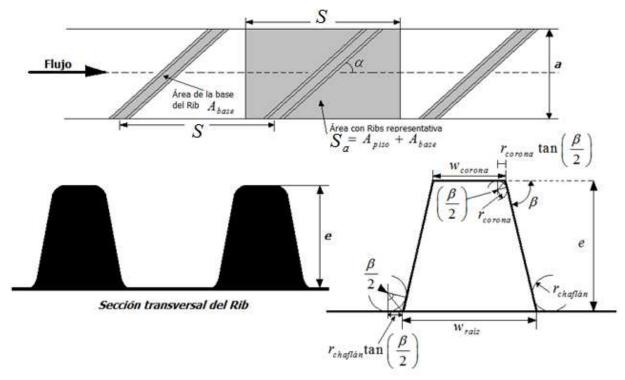


Fig. 31 Geometría de un Rib típico.

CAPÍTULO 5

DESARROLLO DEL MODELO ESTADÍSTICO

En este capítulo, presento un panorama general de los fundamentos teóricos sobre la creación de modelos estadísticos, el método que seguimos para la elaboración del modelo y por supuesto, el modelo obtenido.

5.1 Modelos Estadísticos.

Modelos probabilísticos de los fenómenos reales, esta idea contiene dos componentes clave, tal como lo sugieren las dos palabras. Primero la probabilidad, se usa para crear modelos, ya que muchos experimentos, si no es que casi todos, no producen resultados que puedan predeterminarse con precisión. Cuando tal es el caso se debe considerar la distribución de la probabilidad, o de frecuencia relativa, de los resultados posibles. Segundo se usa la palabra modelo para indicar que lo que logremos finalmente sólo es una descripción aproximada y, con frecuencia, muy simplificada, del fenómeno real.

Los modelos estadísticos son el resultado de aplicar las ideas básicas de probabilidad y de distribuciones de probabilidad para variables aleatorias. Estas distribuciones de probabilidad se emplean de hecho, como modelo para resultados de experimentos. Después existe la transición entre la probabilidad y la estadística, ya que se pueden representar las distribuciones de probabilidad de algunas medidas estadísticas comunes. La estadística es, en cierto sentido, el proceso de ajustar modelos a datos y después usar los modelos para deducir inferencias.

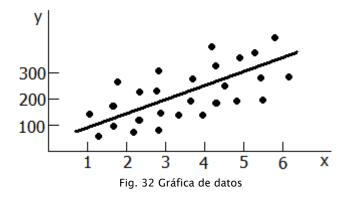
Se pueden utilizar muchos tipos de funciones matemáticas para presentar el modelo de una respuesta que sea función de una a más variables independientes. Es posible clasificar estos modelos en dos categorías, los modelos determinísticos y los probabilísticos. Por ejemplo, suponga que y y x están relacionadas según la ecuación;

$$y = \beta_0 + \beta_{1x}$$

(donde se desconoce el valor de los parámetros β_o y β_1). Este modelo se denomina modelo matemático determinístico porque no permite ningún error en la predicción de y como función de x. Esto quiere decir que y siempre toma el valor $\beta_0 + \beta_1(5.5)$ cuando x = 5.5.

Supongamos que obtenemos una muestra de n valores de Y que corresponden a n valores diferentes de la variable independiente x, cuya representación gráfica aparece en la figura 32.

Como salta a la vista en la figura, el valor esperado de Y puede aumentar como una función lineal de x, pero un modelo determinístico está lejos de ser una descripción adecuada de la realidad. Al repetir los experimentos para x=5.5, se obtendrían valores de Y que fluctúan de manera aleatoria. Esto indica que el modelo determinístico no es una representación exacta de la relación entre las dos variables. Además si se utilizara el modelo para predecir y cuándo x=5.5, la predicción tendría un error desconocido. Esto naturalmente nos conduce a la aplicación de los métodos estadísticos. La predicción de Y para un valor dado de x es un proceso inferencial y se requiere conocer las propiedades del error de predicción si esta va a ser útil en la realidad.



En contraste con los modelos determinísticos, los estadísticos utilizan modelos probabilísticos. Por ejemplo, podríamos representar las respuestas de la figura 32 mediante el modelo

$$E(Y) = E(Y) = \beta_0 + \beta_1 x$$

lo que equivale a

$$Y = \beta_0 + \beta_{1x} + \varepsilon$$

donde \mathcal{E} es una variable aleatoria que tiene una distribución de probabilidad específica con media cero. Considere Y como la suma de un componente determinístico, E(Y), más un componente aleatorio \mathcal{E} . Este modelo toma en cuenta el comportamiento aleatorio de Y representado en la figura 32 y proporciona una descripción más adecuada de la realidad que el modelo determinístico. Más aún, las propiedades del error de predicción de Y se pueden obtener en muchos de los modelos probabilísticos.

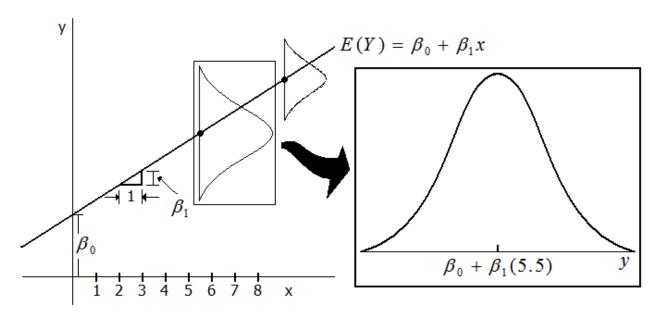


Fig. 33 Gráfica del modelo probabilístico.

La figura 33 muestra una representación gráfica del modelo probabilístico $Y = \beta_0 + \beta_1 x + \varepsilon$. Cuando x = 5.5, hay una población de posibles valores de Y. La distribución de esta población se indica en la sección principal de la gráfica, y tiene como centro la recta $E(Y) = \beta_0 + \beta_1 x$ en el punto x = 5.5. Esta población tiene una distribución con media $\beta_0 + \beta_1 (5.5)$ y varianza σ^2 como se muestra en la amplificación de la distribución encerrada en el recuadro de la figura 33. Cuando x = 7, hay otra población de valores posibles de Y. La distribución de esta población posee la misma forma de la distribución de los valores de Y cuándo x = 5.5 y tiene la misma varianza σ^2 , salvo que cuando x = 7, la distribución de Y tiene una media de $\beta_0 + \beta_1(7)$. Lo mismo se cumple para cada posible valor de la variable independiente X. Es decir, en un modelo de regresión existe una población separada de valores de respuesta para cada posible arreglo de variables independientes. Todas las poblaciones tienen la misma varianza, y las distribuciones de las poblaciones son las mismas (véase figura 33); no obstante, la media de cada población depende del arreglo de las variables independientes en el modelo de regresión.

Los libros de texto científicos y matemáticos abundan en modelos determinísticos de la realidad. En efecto, muchas de las funciones matemáticas que aparecen en los libros de cálculo y de física son modelos matemáticos determinísticos de la realidad. Por ejemplo, la ley de Newton, que relaciona la fuerza de un cuerpo en movimiento con su masa y su aceleración F=ma, es un modelo determinístico que para fines prácticos, establece predicciones con un error pequeño. En contraste, otros modelos (por ejemplo, funciones que se presentan gráficamente en publicaciones y libros científicos) a menudo son deficientes. Se ha dejado de hacer énfasis en la dispersión de los puntos, similar al comportamiento aleatorio de los puntos de la figura 32, que pone de manifiesto de modo gráfico sus imperfecciones, lo cual lleva a muchos científicos principiantes a aceptar las "leyes" y teorías propuestas como una descripción exacta de la realidad.

Cuando sea posible aplicar los modelos determinísticos para hacer predicciones con un error insignificante, para fines prácticos, los utilizaremos. Cuando no sea así, buscaremos un modelo probabilístico que, si bien no describirá de manera exacta la realidad, si permitirá estimar la validez de nuestras inferencias.

5.1.1 Modelos estadísticos lineales

Aunque haya un sin fin de funciones diferentes que se pueden utilizar como modelo del valor medio de la variable de respuesta Y como función de una o más variables independientes, nos concentraremos en el conjunto de modelos denominados modelos estadísticos lineales. Si Y es la variable de respuesta y x es una sola variable independiente, parece razonable, en algunos casos, utilizar el modelo $E(Y) = \beta_0 + \beta_1 x$ en donde se desconocen los valores de los parámetros β_0 y β_1 . Observe que en este modelo E(Y) es una función lineal de x (para β_0 y β_1 dados) y también es una función lineal de β_0 y β_1 [ya que $E(Y) = c\beta_0 + d\beta_1$ con c = 1 y d = x]. En el modelo $E(Y) = \beta_0 + \beta_1 x^2$, E(Y) no es

una función lineal de x, pero es una función lineal de β_0 y β_1 [ya que $E(Y) = c\beta_0 + d\beta_1$ con c=1 y $d=x^2$]. Cuando afirmamos que tenemos un modelo estadístico lineal para Y, queremos decir que E(Y) es una función lineal de los parámetros desconocidos β_0 y β_1 , y no necesariamente una función lineal de x. Por tanto, $Y = \beta_0 + \beta_1(\ln x) + \varepsilon$ es un modelo lineal (porque $\ln(x)$) es una constante conocida).

Si el modelo expresa a E(Y) solamente como una función lineal de β_0 y β_1 , el modelo se denomina modelo de regresión simple. Si hay más de una variable independiente de interés, digamos $x_1, x_2, ..., x_k$ y si el modelo de E(Y) es

$$E(Y) = \beta_0 + \beta_1 x_1 + ... + \beta_k x_k$$

el modelo se conoce como modelo de regresión lineal múltiple. Como se considera que x_1 , x_2 , ..., x_k son constantes conocidas, suponemos que se les mide sin error en un experimento. Por ejemplo, si se considera que la producción media E(Y) es una función de la variable t, la temperatura de un proceso químico, podría suponerse que $x_1 = t$ y $x_2 = e^t$, y entonces modelar E(Y) como $E(Y) = \beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2$, lo que equivale a $E(Y) = \beta_0 + \beta_1 t_1 + \beta_2 e^t$. O bien, si E(Y) es una función de dos variables x_1 y x_2 , podríamos elegir una aproximación mediante un plano a la respuesta media real, usando el modelo lineal $E(Y) = \beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2$. Por tanto, E(Y) es una función lineal de β_0 , β_1 , y β_2 , que representa un plano en el espacio y, x_1 , x_2 (véase la figura 34). De manera similar,

$$E(Y) = \beta_0 + \beta_1 x + \beta_2 x^2$$

es un modelo estadístico lineal, donde E(Y) es una función polinomial de segundo grado de la variable independiente x, con $x_1 = x$ y $x_2 = x^2$. Este modelo sería apropiado para una respuesta que traza el segmento de una parábola en la región de experimentación.

El porcentaje esperado de agua, E(Y), que contiene el papel durante su fabricación se podría representar como una función de segundo orden de la temperatura del secador, x_1 y la velocidad de la máquina para fabricar papel, x_2 . Por consiguiente,

$$E(Y) = \beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \beta_3 x_1 x_2 + \beta_4 x_1^2 + \beta_5 x_2^2$$

donde β_0 , β_1 , ..., β_5 son parámetros desconocidos en el modelo. Desde el punto de vista geométrico, E(Y) genera una superficie (cónica) de segundo orden en el plano, x_1 , x_2 (véase la figura 35).

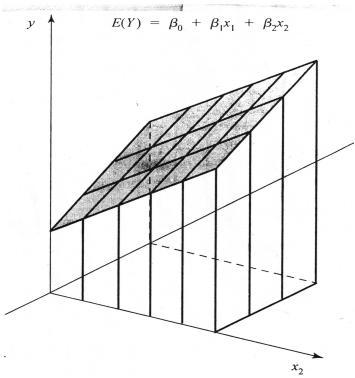


Fig. 34 Gráfica de $E(Y) = \beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2$

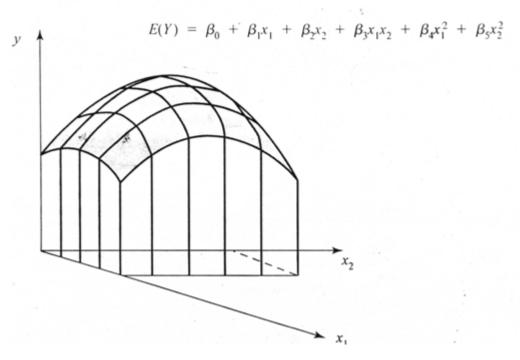


Fig. 35 Gráfica de $E(Y)=\beta_0+\beta_1x_1+\beta_2x_2+\beta_3x_1x_2+\beta_4x_1^2+\beta_5x_2^2$

Un modelo estadístico lineal que relaciona una respuesta aleatoria Y con un conjunto de variables independientes x_1 , x_2 , ..., x_k tiene la forma

$$Y = \beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \dots + \beta_k x_k + \varepsilon$$

donde β_0 , β_1 , ..., β_k son parámetros desconocidos, ε es una variable aleatoria y x_1 , x_2 , ..., x_k son constantes conocidas. Supondremos que $E(\varepsilon) = 0$ y, en consecuencia,

$$E(Y) = \beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + ... + \beta_k x_k$$

Analicemos la interpretación física del modelo lineal Y. Decimos que Y es igual a un valor esperado, $\beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + ... + \beta_k x_k$ (una función de las variables independientes x_1 , x_2 , ..., x_k), más un error aleatorio \mathcal{E} . Desde un punto de vista práctico, \mathcal{E} representa nuestra incapacidad de elaborar un modelo exacto de la realidad. En experimentos repetidos Y fluctúa alrededor de E(Y) de manera aleatoria porque no fue posible incluir en nuestro modelo la gran cantidad de variables que pueden afectar a Y. Afortunadamente, el efecto neto de estas variables no observadas, y que la mayoría de las veces desconocemos, hacen que Y varíe de tal forma que sea posible aproximar su valor en forma adecuada mediante la suposición de un comportamiento aleatorio.

5.2. Modelo Estadístico Basado en el Algoritmo GMDH

1. Los datos iniciales para el desarrollo del modelo estadístico (60 de 386 puntos experimentales, ver la tabla 27 y 28) fueron elegidos con ayuda de una Tabla de Números Aleatorios.

$$X_1 = rac{S}{e} = rac{Distancia\ entre\ ribs}{Altura\ del\ Rib}$$
 $X_4 = AR_{rib}$ $X_2 = rac{R_{corona}}{e}$ $X_5 = h_{rib}$ $X_8 = rac{R_{chaflán}}{e}$ $X_8 = h_{piso}$

Y = Factor de Corrección

No.	#(tabla nueva)	X1	X2	Х З	X4	<i>X</i> 5	<i>X</i> 6	Y
1	26	5	0	0	0.5	500	125	0.9100
2	27	5	0	0	0.5	500	200	0.9218
3	34	7.5	0	0	0.5	1000	300	0.8483
4	38	7.5	0	0	0.5	400	300	0.9592
5	40	7.5	0	0	0.5	500	125	0.9061
6	56	10	0	0	0.5	500	250	0.9386
7	63	12.5	0	0	0.5	750	300	0.9065
8	64	12.5	0	0	0.5	500	300	0.9520
9	66	12.5	0	0	0.5	300	300	0.9824
10	70	12.5	0	0	0.5	500	250	0.9432
11	77	5	0.4	0.4	0.5	750	300	0.9165
12	98	7.5	0.4	0.4	0.5	500	250	0.9493
13	112	10	0.4	0.4	0.5	500	250	0.9528
14	128	12.5	0.4	0.4	0.5	500	400	0.9741
15	131	5	0	0	1	608	317	0.9104
16	134	12.5	0 1	0 1	1	608	317	0.9387
17	140	7.5	0.4	0.4	1	608	317	0.9465
18	152	5	0	0	1	500	200	0.9121
19	169	7.5	0	0	1	500	400	0.9522
20	182	10	0	0	1	500	300	0.9471
21	188	10	0.4	0.4	1	400	300	0.9767
22	189	10	0.4	0.4	1	400	300	0.9765
23	190	10	0.4	0.4	1	400	300	0.9765
24	199	12.5	0	0	1	750	300	0.9099
25	200	12.5	0	0	1	500	300	0.9530
26	221	5	0.4	0.4	1	500	300	0.9518
27	227	7.5	0.4	0.4	1	750	300	0.9216
28	245	10	0.4	0.4	1	300	300	0.9871
29	250	10	0.4	0.4	1	500	250	0.9570
30	252	10	0.4	0.4	1	500	350	0.9693
31	265	12.5	0.4	0.4	1	500	250	0.9609
32	271	5	0.2	0.4	1.5	1000	300	0.8795
33	272	5	0.2	0.4	1.5	750	300	0.9150
34	274	5	0.2	0.4	1.5	400	300	0.9666
35	289	7.5	0.2	0.4	1.5	300	300	0.9847
36	291	7.5	0.2	0.4	1.5	500	125	0.9276
37	298	10	0.2	0.4	1.5	1200	300	0.8631
38	302	10	0.2	0.4	1.5	400	300	0.9773
39	307	10	0.2	0.4	1.5	500	250	0.9583
40	314	12.5	0.2	0.4	1.5	750	300	0.9360

Tabla 27. Datos para el desarrollo del modelo estadístico.

No.	#(tabla nueva)	X1	X2	Х3	X4	<i>X</i> 5	<i>X</i> 6	Y
41	323	12.5	0.2	0.4	1.5	500	400	0.9781
42	341	5	0	0	2	750	300	0.8576
43	349	5	0	0	2	500	300	0.9162
44	351	5	0	0	2	500	500	0.9416
45	353	7.5	0	0	2	1200	300	0.7863
46	362	7.5	0	0	2	500	250	0.9213
47	363	7.5	0	0	2	500	300	0.9309
48	369	10	0	0	2	750	300	0.8925
49	376	10	0	0	2	500	250	0.9319
50	385	12.5	0	0	2	400	300	0.9646
51	403	5	0.2	0.4	2	500	200	0.9252
52	421	7.5	0.2	0.4	2	500	500	0.9695
53	425	10	0.2	0.4	2	666.7	300	0.9313
54	432	10	0.2	0.4	2	500	250	0.9498
55	433	10	0.2	0.4	2	500	300	0.9574
56	434	10	0.2	0.4	2	500	400	0.9682
57	435	10	0.2	0.4	2	500	500	0.9753
58	437	12.5	0.2	0.4	2	1200	300	0.8552
59	438	12.5	0.2	0.4	2	1000	300	0.8864
60	448	12.5	0.2	0.4	2	500	400	0.9727

Tabla 27. Datos para el desarrollo del modelo estadístico (Continuación).

T	#(tabla nueva)	X1	X2	ХЗ	X4	<i>X</i> 5	<i>X</i> 6	Y
1	129	12.5	0.4	0.4	0.5	500	500	0.9805
2	230	7.5	0.4	0.4	1	300	300	0.9840
3	336	10	0.2	0.4	2	608	317	0.9442
4	409	7.5	0.2	0.4	2	1200	300	0.8331
5	444	12.5	0.2	0.4	2	500	125	0.9226

Tabla 28. Puntos de prueba.

2. Influencia de cada uno de los seis argumentos propuestos (X₁, X₂, ..., X₆, Y) sobre la función Y en las gráficas siguientes (ver figuras 36, 37, 38, 39, 40 y 41).

Nota: Se encuentran representados 60 puntos en cada gráfico, algunos puntos son coincidentes y otros, por la escala en que se presentan, prácticamente los puntos coinciden.

Todas estas funciones son no lineales, así el coeficiente de correlación \underline{r} es significativamente menor que uno (en el rango de 0.15 a 0.38).

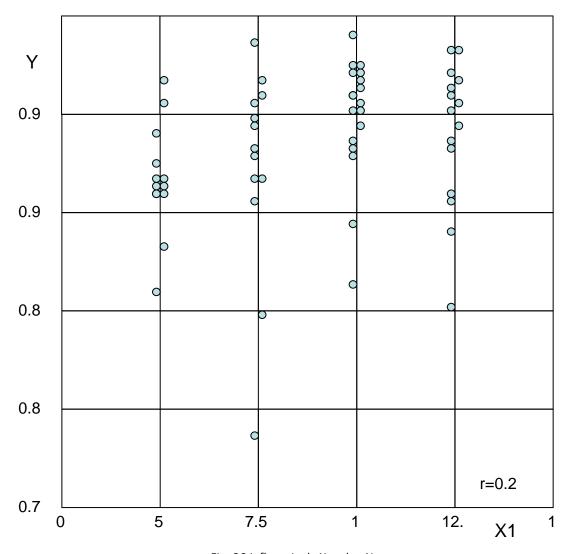


Fig. 36 Influencia de X_1 sobre Y

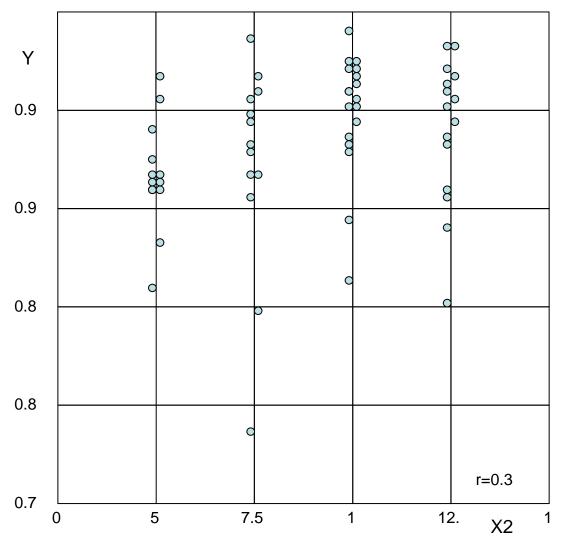


Fig. 37 Influencia de X_2 sobre Y

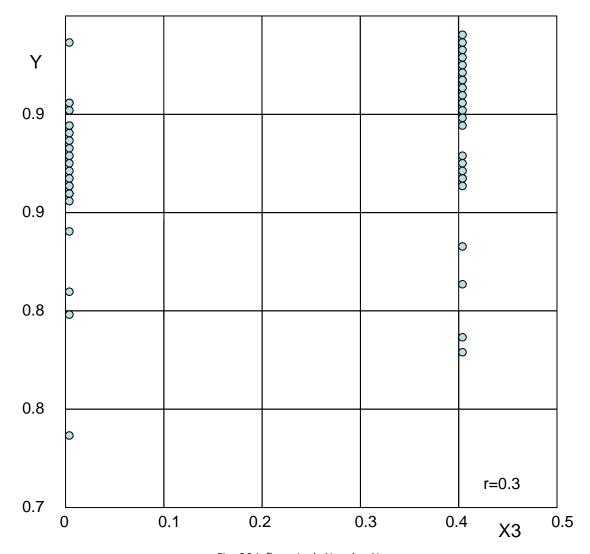


Fig. 38 Influencia de X₃ sobre Y

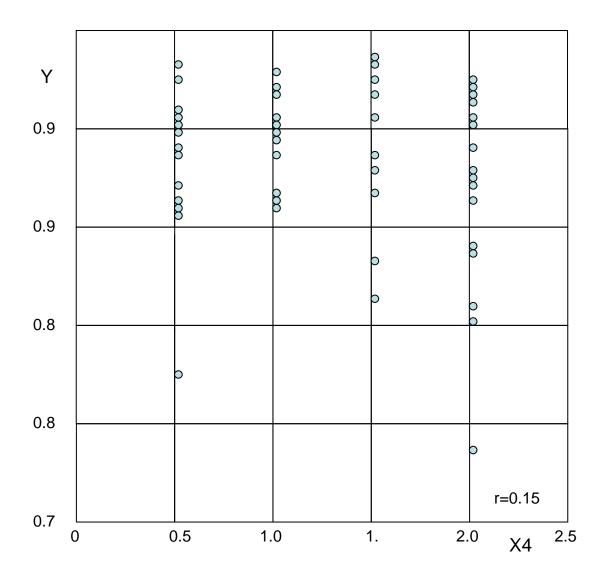


Fig. 39 Influencia de X₄ sobre Y

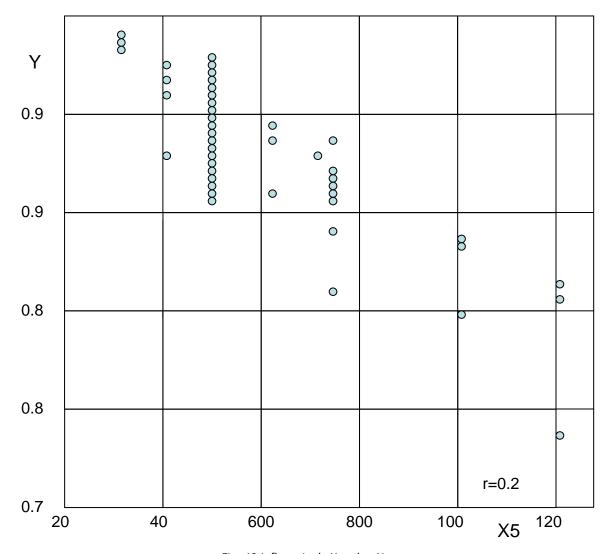


Fig. 40 Influencia de X_5 sobre Y

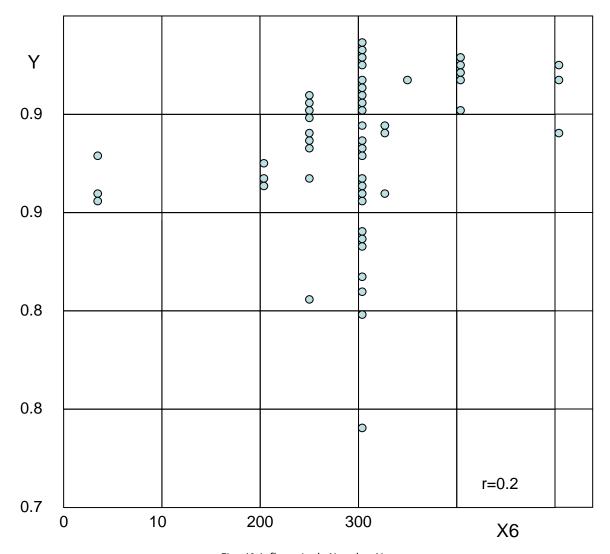


Fig. 41 Influencia de X_6 sobre Y

3. Fue utilizado uno de los programas (algoritmo) del GMDH con criterio externo de estabilidad.

El GMDH es descrito en el sitio de la red "www.gmdh.net/articles" y en el siguiente texto una breve introducción.

Uso del Método de Manejo de Datos por Grupo (Group Method of Data Handling, GMDH)

Los datos resultantes de una gran cantidad de pruebas han permitido a los diseñadores de compresores utilizar tratamientos de carcasa para mejorar el desempeño y/o estabilidad de los compresores de flujo axial. Sin embargo, la mayoría de los intentos de optimizar configuraciones ranuradas han sido realizados por medio de métodos empíricos. En la actualidad, no hay un completo entendimiento de los fundamentos teóricos del mecanismo por el cual las ranuras alteran el comportamiento (especialmente, eficiencia) del compresor. El desarrollo de modelos estadísticos apropiados es una forma en la que actualmente se procesa esta información.

Para el desarrollo de un modelo estadístico efectivo que tome en cuenta la influencia de varios parámetros en la función de salida fue utilizado el Método de Manejo de Datos por grupo (GMDH por sus siglas en ingles). Este método es aplicado a conjuntos de datos con un número limitado de puntos experimentales. Permite la combinación de la influencia de todos los parámetros considerados en forma estructural completa. Como este método no es muy conocido y por consecuencia poco empleado, se describirá brevemente.

El GMDH es un método original de resolución de problemas de identificación paramétrica-estructural de modelos o simulación basada en datos experimentales bajo condiciones de incertidumbre. El problema consiste en la obtención del modelo matemático que se aproxime a una relación desconocida de funciones objeto de estudio (de proceso). La información acerca de esta relación está presente en forma implícita dentro de la muestra (conjunto) de datos existente. El GMDH difiere de otros métodos por la aplicación de principios de generación automática de soluciones inconclusas-variantes, y por la selección sucesiva de modelos de complejidad óptima con la ayuda de criterios externos para la definición de un modelo de complejidad optima.

El GMDH se relaciona al grupo de métodos de "Validación de modelo cruzado" (es diferente de los métodos de análisis de regresión y de métodos con "limitaciones explicitas con modelos complejos") para solución de problemas de simulación.

El procedimiento GMDH consiste en la optimización de la estructura del modelo y de sus parámetros, con la ayuda de la enumeración conveniente de posibilidades para generar automáticamente variantes del modelo dentro del grupo de modelos básicos, y auxiliado de criterios externos basados en una fragmentación simple.

Con los algoritmos GMDH, es posible simular objetos estáticos, series de tiempo y objetos dinámicos (procesos) comprendiendo las siguientes clases de modelos principales: lineal, polinomial, multiplicativo-aditivo, armónico, auto regresivo, diferencial, etc.

Durante la enumeración de las posibilidades modelo puede ser conveniente usar generadores de estructuras de enumeración y tipos multiseries, en este ámbito las últimas mencionadas son completamente originales, y la primera en caso particular (bajo el principio de soluciones inconclusas, o libertad de elección) emula el procedimiento de prueba de todas las regresiones, ramas y límites, o regresión paso a paso.

Entonces, el GMDH está diseñado para definición de modelos sin importar el área de la que se trate, en la cual se disponga de una cantidad de datos experimentales bajo condiciones de incertidumbre, caracterizados por un número limitado y con interferencia (ruido) en las observaciones, información incompleta acerca de la estructura de las variables significativas y correlaciones internas del objeto (proceso).

4. Fórmula del Modelo.

$$\begin{split} Y &= 1.01138 - 0.000183878(X_5) + 0.0000144299(X_1)(X_6) + 0.000734671 \bigg(\frac{(X_3)(X_5)}{X_1} \bigg) \\ &- 8.93306 \bigg(\frac{X_4}{(X_1)(X_6)} \bigg) - 0.00159563 \bigg(\frac{(X_1)(X_6)}{X_5} \bigg) - 0.00979612 \bigg(\frac{(X_4)(X_5)}{(X_1)(X_6)} \bigg) \\ &- 0.00138097 \bigg(\frac{1}{(X_4)^2} \bigg) - 0.00000627083 \bigg(\frac{(X_4)^3(X_5)}{X_1} \bigg) \end{split}$$

Información adicional;

• Criterio: Estabilidad

• Número de iteraciones: 8

Desviación estándar: 0.00432

Coeficiente de correlación: r = 0.99396

• Error máximo relativo: -1.31% en el punto No. 37

• Error estándar relativo: 0.47%

5. Gráfico en base a la fórmula del modelo (relación entre las funciones experimental y modelada "Factor de Correlación", toma en cuenta la influencia de 5 argumentos activos.

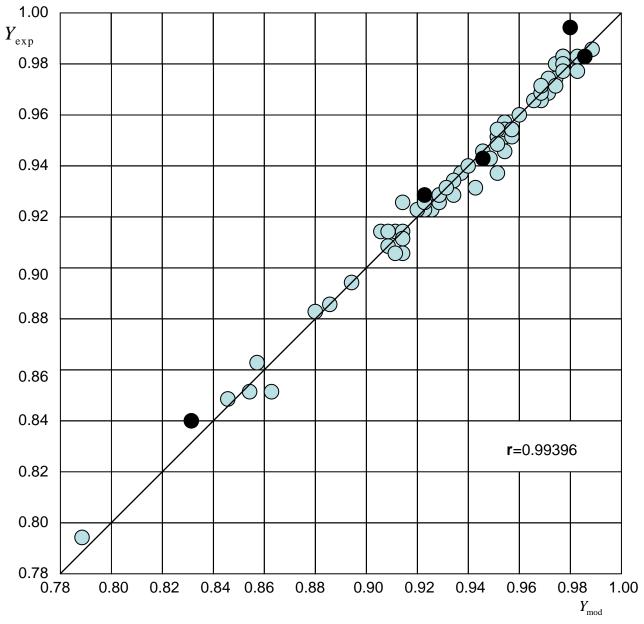


Fig. 42 Comparación de Y_{mod} y Y_{exp} , avalados por los puntos de prueba

6. Como se ve en la fórmula del modelo, este no contiene el argumento $X_2 = \frac{R_{corona}}{e}$. Esto es porque los valores de los argumentos X_2 y X_3 son muy parecidos, es decir muy cercanos. Al igual que ambos tienen un rango de cambio de 0 a 0.4. El modelo calculado por el programa eligió el argumento X_3 de estos dos argumentos similares en valor numérico.

- 7. Cinco puntos de prueba sobre el gráfico del modelo fueron escogidos con ayuda de la Tabla de Números Aleatorios (ver tabla 28) y graficados en la figura 42. Es posible utilizar otros puntos también, pero la selección aleatoria es importante conservarla para la validez del modelo.
- 8. Cambie cada uno de los argumentos con variaciones del 1% utilizando la fórmula del modelo. Como resultado, X₅ y X₆ cambiaron 0.10% y 0.05% respectivamente, X₁, X₃ y X₄ en el intervalo de 0.02...0.03. Podemos concluir, que desde el punto de vista el modelo, la influencia de X₅ y X₆ es más apreciable en comparación con X₁, X₃ y X₄, pero de manera general no tenemos argumentos muy dominantes o poco significativos.
- 9. El uso práctico del modelo desarrollado.

Mientras se diseña alguna configuración de Rib fin es posible asignar varios valores a los parámetros (argumentos) de mayor influencia y calcular la función resultante por la evaluación. Note, que los argumentos de preferencia deben estar en el rango de valores presentados en la lista de datos inicial y de prueba, para obtener valores confiables del factor de corrección.

Conclusiones.

Los sistemas de refrigeración en los álabes es una técnica que junto con el desarrollo y combinación de nuevos materiales han contribuido a aumentar la potencia además de disminuir el tamaño y peso en una turbina de gas. Además de ser de las técnicas que actualmente más se están investigando y desarrollando.

De los sistemas de enfriamiento, la utilización de los Rib Fins en los canales internos de los álabes, es un método muy efectivo para incrementar la transferencia de calor y mejorar el desempeño de los materiales, ya que se mejora notablemente los coeficientes de transferencia de calor convectivos, por el incremento de la turbulencia, el rompimiento y regeneración de la capa límite, agregando también mayor superficie para intercambio de calor. Lo que disminuye la temperatura del álabe, incrementa la temperatura de entrada a la turbina, y con ello, aumenta la eficiencia del ciclo mecánico obteniéndose mayor potencia o empuje de la turbina.

En la aplicación de Rib Fins, las características geométricas tienen gran influencia en su desempeño. Factores como la forma de su sección transversal, su altura, el acabado de sus aristas, al claro entre ellos, el ángulo en el que se colocan con respecto a la dirección del flujo, la velocidad de flujo, entre algunas otras, son algunas de las principales características importantes en Rib Fins. Basados en lo anterior, los estudios y registros encontrados han mostrado que una de las formas clásicas o más utilizadas en la sección transversal de los Rib fins es la trapezoidal.

En el diseño de canales para sistemas de enfriamiento a base de Ribs Fins apoyados en herramientas computacionales es importante tomar en cuenta los efectos de la geometría de los Rib Fins y de las variaciones en los coeficientes de transferencia de calor convectivos sobre el sistema, utilizando un coeficiente de transferencia de calor equivalente, aplicándole un factor de corrección.

Group Method of Data Handling (GMDH) es un método seguro y con excelentes resultados en la elaboración de modelos estadísticos, como lo deja ver el factor de correlación r=0.999990, lo que significa que el grado de la función de correlación sigue una trayectoria que se apega de manera casi perfecta al perfil descrito por el gráfico del factor de corrección, observando también que la desviación estándar tiene un valor de 0.00432, lo cual representa un error relativo muy bajo de 0.47%, que corroboramos al observar que los puntos de prueba seleccionados aparecen muy próximos, casi coincidentes con el perfil ilustrado en la figura 42.

Finalmente, ¿que obtuvimos?; una función de correlación, utilizando GMDH, que predice de manera estadística, con un alto nivel de confiabilidad, el factor de corrección que se aplica a un coeficiente de transferencia global promedio sobre una superficie con Rib Fins objeto de estudio y/o diseño. Este factor de corrección se aplica para tomar en cuenta los efectos ocasionados por la presencia de los ribs (variación de los coeficientes de transferencia de calor convectivos sobre el Rib y entre los Ribs) y su configuración geométrica en los conductos que son estudiados con la ayuda de herramientas computacionales.

La función de correlación encontrada, viene a complementar el diseño y estudio de los canales para intercambio de calor equipados con Rib fins, en este caso se integra como un elemento nuevo para mejorar las características de la turbina de gas refrigerada, debido a que permite tomar en cuenta detalles relacionados con la geometría de los Rib fins, que afectan directamente su comportamiento en los canales de enfriamiento internos de los álabes de la turbina. El factor de corrección obtenido permite realizar análisis más cercanos a la realidad aprovechando las ventajas actuales que brindan las computadoras y paquetes de análisis numérico desarrollados para este fin.

Recomendaciones para futuras aplicaciones

La generación de modelos estadísticos a partir de datos experimentales, es una forma sencilla y económica de observar el impacto que tiene cambiar alguna de las variables importantes sobre el sistema que se diseña o estudia. Para este fin, GMDH es un método muy seguro y efectivo para obtener un modelo estadístico óptimo, una vez que se han elegido correctamente los factores determinantes para el sistema que se diseña o estudia, ya que no necesita grandes grupos de datos experimentales, y no tiene ningún problema con la incertidumbre o errores aleatorios incorporados a estos datos experimentales o con el desconocimiento parcial del comportamiento de las variables de interés. Es muy recomendable para aplicarlo en muchas áreas de la ciencia.

Para este análisis que realicé, el modelo encontrado en particular, se debe incorporar de manera complementaria al diseño de superficies con Ribs, para tomar en cuenta en los diseños y estudios de sistemas de enfriamiento, o de intercambiadores de calor con apoyo de herramientas computacionales, los efectos de la utilización de los Ribs. Obtener un diseño real y óptimo, que resulte en sistemas de enfriamiento más eficientes y contribuyan a obtener mayor potencia o empuje de las turbinas, disminuir su tamaño y peso, incrementar la vida útil de sus componentes, por mencionar algunas repercusiones que alcanza el mejorar los sistemas de enfriamiento.

Se plantea complementar este trabajo con el análisis de un sistema de enfriamiento que incorpore Rib fins apoyados en un paquete de software, en el cual se pueda aplicar y observar la influencia de los factores geométricos de los Rib fins. Utilizar la función de correlación para obtener el factor de corrección, el cual aplicará la influencia de los factores geométricos del Rib al diseño.

Bibliografia

- [1] Cuesta Álvarez M. Motores de Reacción, Tecnología y Operación de Vuelo. Octava Edición. 1995. Edit. Paraninfo, Madrid
- [2] Han J., Dutta S., Ekkad S. Gas Turbine Heat Transfer and Cooling Technology. First Edition. 2001. Edit. Taylor & Francis,
- [3] Royce plc R. The Jet engine. Fifth Edition. 1996. Edit Renault Printing Co Ltd. Birmingham England.
- [4] Taslim M. E. "Rib fin effects on the overall equivalent heat transfer coefficient in a ribroughened cooling channel". International Journal of Heat Exchangers. Vol. VI. 21 April 2005. Pp. 25-41.
- [5] Taslim M. E. and Wadsworth C. M. "An experimental investigation of the rib surface-averaged heat transfer coefficient in a rib-roughened square passage". J. Turbomachinery. 1997. Vol. 120. Pp 381-389.
- [6] Taslim M. E. and Korotky G. J. "Low aspect-ratio rib heat transfer coefficient measurements in a square channel". J. Turbomachinery. 1998. Vol. 120. Pp 831-838.
- [7] Taslim M. E. and Lengkong A. "45° staggered rib heat transfer coefficient measurements in a square channel". J. Turbomachinery. 1998. Vol. 120. Pp 571-580.
- [8] Taslim M. E. and Li T. and Spring S. D. "Measurement of heat transfer coefficients and friction factors in passages rib-roughened on all walls". J. Turbomachinery. 1998. Vol. 120. Pp 564-570.
- [9] Taslim M. E. and Lengkong A. "45° round-corner rib heat transfer coefficient measurements in a square Channel". J. Turbomachinery. 1999. Vol. 14. Pp 272-280.

Algoritmo de cálculo del turborreactor con postcombustión

Algoritmo de cálculo del turborreactor con postcombustión (TRpc)

1. Entrada de la admisión (sección 0-0)

Por
$$H = 0; M_{H} = 0$$

$$T_{\scriptscriptstyle 0}^* = T_{\scriptscriptstyle 0}, [K]$$

$$P_0^* = P_0$$
, $[Pa]$

2. Entrada del compresor (sección 1-1)

$$T_1^* = T_0^*, [K]$$

$$P_1^* = P_0^* \sigma_{inl}, [Pa]$$

3. Salida del compresor (sección 2-2)

$$\eta_C^* = \frac{\eta_C}{\eta_C}$$

$$T_2^* = T_1^* \left(1 + \frac{\pi_C^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_C^*} \right), [K]$$

$$P_2^* = P_1^* \pi_C^*, [Pa]$$

$$L_C^* = c_P \left(T_2^* - T_1^* \right), \left[\frac{J}{kg} \right]$$

4. Salida de la cámara de combustión (sección 3-3)

 T_3^* , [K] - de datos iniciales

$$P_3^* = P_2^* \sigma_{CC}, [Pa]$$

 $(c_pT_2^*),(c_pT_3^*),(iT_3^*)-$ - de las tablas especiales como función de la temperatura para cálculo del consume relativo de la combustión

$$q_f = \frac{(c_p T_3^*) - (c_p T_2^*)}{\eta_b H_u - (iT_3^*) + (c_p T_2^*)}$$

$$\alpha_{CC} = \frac{1}{q_f L_0}$$

5. Salida de la turbina del compresor (sección 4-4)

$$L_T^* = \frac{L_C^*}{\eta_m}, \left[\frac{J}{kg}\right]$$

$$\pi_{T}^{*} = \frac{1}{\left(1 - \frac{L_{T}^{*}}{c_{P_{g}}T_{3}^{*}\eta_{T}^{*}}\right)^{\frac{k_{g}}{k_{g}-1}}}$$

$$T_4^* = T_3^* - \frac{L_T^*}{c_{Pg}}, [K]$$

$$P_4^* = \frac{P_3^*}{\pi_T^*}, [Pa]$$

6. Salida de la cámara de poscombustión (sección 4'-4')

$$T_{4^{\prime}}^{st},$$
 $\lceil K
ceil$ – de datos iniciales

$$P_{4'}^* = \sigma_{CPC} P_4^*, [Pa]$$

 $(iT_{4'}^*)_{,}(iT_4^*)_{,}(c_PT_{4'}^*)_{,}(c_PT_4^*)_{,}(c_PT_2^*)_{-\text{de las tablas especiales como función de la temperatura para calculo del consume relativo de la combustión}$

$$\Delta q_{_{f}} = \frac{q_{_{f}}[(iT_{_{4'}}^{^{*}}) - (iT_{_{4}}^{^{*}})] + (c_{_{p}}T_{_{4'}}^{^{*}}) - (c_{_{p}}T_{_{4}}^{^{*}})}{\eta_{_{bPC}}H_{_{u}} - (iT_{_{4'}}^{^{*}}) + (c_{_{p}}T_{_{2}}^{^{*}})}$$

$$q_{f\Sigma} = q_f + \Delta q_f$$

$$\alpha_{\scriptscriptstyle \Sigma} = \frac{1}{q_{\scriptscriptstyle f\Sigma}L_{\scriptscriptstyle 0}}$$

Nota: Es necesario tener $\alpha_{\scriptscriptstyle \Sigma} \succ 1.1...1.15$

$$V_{PC} = V + \Delta q_f$$

7. Salida de la tobera (sección 5-5)

$$\pi_{e} = \frac{P_{4}^{*}}{P_{0}}$$

$$\pi_{ePC} = \frac{P_{4'}^{*}}{P_{0}}$$

$$C_{5} = \varphi_{t} \sqrt{\frac{2c_{Pg}T_{4}^{*}(1 - \frac{1}{\pi_{e}^{\frac{k_{s}-1}{k_{g}}}})}{\pi_{e}^{\frac{k_{s}-1}{k_{g}}}}}$$

$$C_{5PC} = \varphi_{t} \sqrt{\frac{2c'_{Pg}T_{4'}^{*}(1 - \frac{1}{\pi_{ePC}^{\frac{k'_{s}-1}{k'_{g}}}})}{\sqrt{\frac{2k_{g}}{k_{g}+1}R_{g}T_{4}^{*}}}}$$

$$\lambda_{e} = \frac{C_{5}}{\sqrt{\frac{2k_{g}}{k_{g}+1}R_{g}T_{4}^{*}}}$$

$$\lambda_{ePC} = \frac{C_{5PC}}{\sqrt{\frac{2k'_{g}}{k'_{g}+1}R'_{g}T_{4'}^{*}}}$$

$$T_{5}^{*} = T_{4}^{*}$$

 $T_{\scriptscriptstyle 5PC}^* = T_{\scriptscriptstyle A'}^*$

$$T(\lambda_{e}) = 1 - \frac{k_{g} - 1}{k_{g} + 1} \lambda_{e}^{2}$$

$$T(\lambda_{ePC}) = 1 - \frac{k'_{g} - 1}{k'_{g} + 1} \lambda_{ePC}^{2}$$

$$P(\lambda_{e}) = [T(\lambda_{e})]^{\frac{k_{g}}{k_{g} - 1}}$$

$$P(\lambda_{ePC}) = [T(\lambda_{ePC})]^{\frac{k'_{g}}{k'_{g} - 1}}$$

$$P_{s}^{*} = \frac{P_{s}}{P(\lambda_{ePC})}$$

$$P_{sPC}^{*} = \frac{P_{s}}{P(\lambda_{ePC})}$$

$$\sigma_{t} = \frac{P_{s}^{*}}{P_{s}^{*}}$$

$$\sigma_{tPC} = \frac{P_{sPC}^{*}}{P_{s}^{*}}$$

8. Parámetros específicos del TRpc

$$\begin{split} P_{sp} &= v \ C_5 - M_H \sqrt{kRT_H} \left[\frac{N.s}{kg} \right] \\ P_{spPC} &= v_{PC} C_{5PC} - M_H \sqrt{kRT_H} \left[\frac{N.s}{kg} \right] \\ c_{sp} &= \frac{3600q_f}{P_{sp}}, \left[\frac{kg}{N.h} \right] \end{split}$$

Anexo A

$$c_{spPC} = \frac{3600q_{f\Sigma}}{P_{spPC}}, \left[\frac{kg}{N.h}\right]$$

9. Empuje, gastos masicos del aire y de la combustible

$$G_{aPC} = rac{P_{PC}}{P_{spPC}} \left[rac{kg}{s}
ight]$$
 $G_{a} = rac{G_{aPC}}{v}$
 $P = P_{sp}G_{a}, [N]$
 $\overline{P}_{PC} = rac{P_{PC}}{P}$
 $G_{f} = C_{sp}P \left[rac{kg}{h}
ight]$
 $G_{fPC} = V_{PC}G_{a}$

Código de programa para el cálculo del Turborreactor con Postcombustión (TRpc)

El algoritmo lo programé en lenguaje C, utilizando el compilador Borland C++ V5.

/* <<< ALGORITMO DE CÁLCULO DE TURBORREACTOR CON POSTCOMBUSTIÓN (TRpc) >>> DATOS INICIALES:

*ALTURA DE VUELO......H [km] *NÚMERO DE MATCH DEL VUELO......MH (No dim) *TEMPERATURA ESTÁTICA EN LA ENTRADA DE LA ADMISIÓN......TO [K] *PRESIÓN ESTÁTICA EN LA ENTRADA DE LA ADMISIÓN......P0 [Pa] *EMPUJE EFECTIVO DEL TRpc.....PPC [N] *RELACIÓN DE LAS PRESIONES TOTALES DEL COMPRESOR......PITC (No dim) *TEMPERATURA TOTAL DEL GAS EN LA ENTRADA DE LA TURBINA.......T3T [K] *TEMPERATURA TOTAL DEL GAS EN LA SALIDA DE LA CÁMARA DE *RENDIMIENTO ISENTRÓPICO DEL COMPRESOR.......NUSC (No dim) *RENDIMIENTO ISENTRÓPICO DE LA TURBINA.......NUST (No dim) *COEFICIENTE DE RECUPERACIÓN DE LA PRESIÓN TOTAL EN LA ADMISIÓN......SIGINL (No dim) *COEFICIENTE DE RECUPERACIÓN DE LA PRESIÓN TOTAL EN LA CAMARA *COEFICIENTE DE RECUPERACIÓN DE LA PRESIÓN TOTAL EN LA CÁMAMARA DE POSCOMBUSTIÓN......SIGCPC (No dim) *COEFICIENTE DE LA EFECTIVIDAD DE LA COMBUSTIÓN EN LA CÁMARA DE COMBUSTIÓN (PERFECCIÓN DE LA COMBUSTIÓN)......NUB No (dim) *COEFICIENTE DE LA EFECTIVIDAD DE LA COMBUSTIÓN EN LA CAMARA DE POSCOMBUSTIÓN (PERFECCIÓN DE LA COMBUSTIÓN).......NUBPC (No dim) *RELACIÓN DE GASTOS MÁSICOS DEL AIRE Y DEL GAS PARA LA CÁMARA *COEFICIENTE DE VELOCIDAD EN TOBERA.......FIT (No dim) *RENDIMIENTO MECÁNICO DE LA TRANSMISIÓN......NUM (No dim) *VALOR DEL CALOR ESPECÍFICO.....HU [J/kg] *RELACIÓN AIRE-COMBUSTIBLE (TEÓRICO)......LO [akg/fkg] *INDICE PARA EL AIRE....K=14.8 *INDICE PARA EL GAS EN LA CÁMARA DE COMBUSTIÓN......KG=1.33

```
*INDICE PARA EL GAS EN LA CÁMARA DE POSCOMBUSTIÓN......KGP=1.3
*CONSTANTE UNIVERSAL PARA EL GAS EN LA CÁMARA DE
COMBUSTIÓN.....RG=288 [J/kgk]
*CONSTANTE UNIVERSAL PARA EL GAS EN LA CÁMARA DE
POSCOMBUSTIÓN......RGP=288.5 [J/kgk]
*CALOR ESPECIFICO A PRESIÓN CONSTANTE PARA EL AIRE.......CP=1005 [J/kgK]
*CALOR ESPECÍFICO A PRESIÓN CONSTANTE PARA EL GAS
*CALOR ESPECÍFICO A PRESIÓN CONSTANTE PARA EL GAS
NOTAS:
1)EN LOS PUNTOS 1-7 EL VALOR DEL AÍRE ESTA 1 kg/s.
2)EN LOS PUNTOS 4-7 EL VALOR DEL GASTO MÁSICO ESTA Gg = Ga(V=1).
                                                                            */
#include <stdio.h>
#include <conio.h>
#include <math.h>
#include <ctype.h>
#include <stdlib.h>
      H, MH, TO, PO, P, PPC, PITC, T3T, T4TP, NUSC, NUST, SIGINL, SIGCC, SIGCPC, NUB, NUBPC, V, FIT,
float
      NUM, HU, LO, K, KG, KGP, RG, RGP, CP, CPG, CPGP, altvuel(), nummatch(), tesenad(), pesenad(),
      emeftr(), emeftrpc(), relpretoco(), temtoentu(), temtosacapo(), renisocom(), renisotu(), crpta(), crptac(),
      crptcpc(), copeccc(), copeccpc(), rgmagcc(), coveto(), rmt(), calespa(), relact(), interpola1(float T),
      interpola2(float t), ia(), igcc(), igcpc(), cugcpc(), cugcc(), cepca(), cepcgcc(), cepcgcpc(), TTO, PTO, TT1, PT1,
      NUTC, TT2, PT2, LT12,PT3, CPTT2, CPTT3, ITT3, QF, ACC, LTT, PITT, PT4, TT4, PT4P, DQF, QFS, AS,
      VPC, GGPC, PIE, PIEPC, C5, C5PC, LE, LEPC, TT5, TT5PC, TLE, TLEPC, PLE, PLEPC, PT5, PT5PC, SIGT,
      SIGTPC, PSP, PSPPC, CSP, CSPPC, GA, GAPC, P1, PPPC, GF, GFPC, IT4TP, ITT4, CPT4TP, CPTT4;
void
      inicio(), captura(), impdatin(), calcula(), modifica(), verifdatin(), finprog(), seccion00(), seccion11(),
      seccion22(), seccion33(), seccion44(), seccion4p4p(), seccion55(), paesptrpc(), egmyc();
int
      ef(float c);
main()
 char opc;
 inicio();
 do{
      captura();
      do{
         verifdatin();
         clrscr();
         gotoxy(5,3); printf ("Pude Relaizar Otro Calculo Aprovechando los Datos Iniciales que ya");
         gotoxy(5,5); printf (" se Tienen, Cambiando Solo Algunos Parametros o Cargar Nuevos Datos");
         gotoxy(5,8); printf (" Iniciales Para Realizar el Calculo.");
         do{
            gotoxy(10,11); printf ("1) Calcular Modificando Algunos de los Datos Existentes.");
            gotoxy(10,13); printf ("2) Cargar Datos Nuevamnete. ");
```

```
gotoxy(10,15); printf ("3) Salir Del Programa. ");
              gotoxy(5,17);
                            printf (" Que Quiere Hacer?...");
              opc=getch();
          \text{while ((opc!='1')&&(opc!='2')&&(opc!='3'));}
       \while(opc=='1');
 \mathbf{while} (\mathbf{opc} = '2');
 finprog();
 exit(0);
void inicio()
 clrscr();
 textcolor(YELLOW);
 gotoxy(10,3); cprintf("ESTE PROGRAMA SIGUE Y EJECUTA EL ALGORITMO DE CALCULO DEL");
 gotoxy(15,5); cprintf("TURBORREACTOR CON POSCOMBUSTION (TRpc).");
 textcolor(GREEN);
 gotoxy(10,8); cprintf("INGRESA LOS DATOS QUE SE PIDEN PARA PODER EFECTUAR EL");
 gotoxy(10,10); cprintf("CALCULO, EN LAS UNIDADES CORRESPONDIENTES AL SISTEMA");
 gotoxy(30,12); cprintf("INTERNACIONAL.");
 gotoxy(14,15); printf("Pulsa Cualquier Tecla para Continuar....");
 void captura()
                                    T0=tesenad();
                                                    P0=pesenad();
                                                                     PPC=emeftrpc();
                                                                                       PITC=relpretoco();
 H=altvuel();
                MH=nummatch();
 T3T=temtoentu(); T4TP=temtosacapo(); NUSC=renisocom(); NUST=renisotu(); SIGINL=crpta(); SIGCC=crptcc();
 SIGCPC=crptcpc(); NUB=copeccc(); NUBPC=copeccpc(); V=rgmagcc(); FIT=coveto(); NUM=rmt(); HU=calespa();
 L0=relact(); K=ia(); KG=igcc(); KGP=igcpc(); RG=cugcc(); RGP=cugcpc(); CP=cepca(); CPG=cepcgcc();
 CPGP=cepcgcpc();
void impdatin()
 clrscr();
 gotoxy(30,1); printf("Tabla de Datos Inicial");
 textcolor(3);
 gotoxy(2,2); cprintf(" 1)Altura
                                    de
                                            vuelo: H= %f [km]",H);
 gotoxy(2,4); cprintf(" 3)Temp. Estatica en la Entrada de la Admision: T0= %f [K]",T0);
 gotoxy(2,6); cprintf(" 5)Empuje Efectivo del TRpc: Ppc= %f [N]",PPC);
 gotoxy(2,8); cprintf(" 7) Temp. Tot. del Gas en la Entr. de la Turb.: T3*= %f [K]",T3T);
 gotoxy(2,10); cprintf(" 9) Rend. Isentrop. del Comp.: NUc= %f", NUSC);
 gotoxy(2,12); cprintf(" 11) Coef. de Rec. de Pres. Tot. en la Adm.: SIGinl= %f ",SIGINL);
 gotoxy(2,14); cprintf(" 13) Coef. de Rec. de Pres. Tot. en la C. de Postcomb.: SIGcpc= %f ",SIGCPC);
 gotoxy(2,16); cprintf(" 15) Coef. de Efect. de la Comb. en la C. de Postcomb. NUbpc %f ",NUBPC);
 gotoxy(2,18); cprintf(" 17) Coeficiente de Velocidad en Tobera: FIt= %f ",FIT);
 gotoxy(2,20); cprintf(" 19) Valor del Calor Específico: HU= %f [J/kg K]",HU);
 gotoxy(2,22); cprintf(" 21) Indice para el Aire: k= %f ",K);
 gotoxy(2,24); cprintf(" 23) Indice para el Gas en la C. de Postc.: k'g= %f",KGP);
 gotoxy(2,26); cprintf(" 25) Cte. Univ. para el Gas en la C. de Postcomb.: R'g= %f [J/kg K]",RGP);
 gotoxy(2,28); cprintf(" 27) Cp para el Gas en la C. C.:Cpg= %f [J/kg K]",CPG);
 textcolor(YELLOW);
 gotoxy(2,3); cprintf(" 2) Valor del Num. de Mach de vuelo: MH= %f ",MH);
 gotoxy(2,5); cprintf(" 4) Pres. Estat. en la Entr. de la Adm.: P0= %f [Pa]: ",P0);
 gotoxy(2,7); cprintf(" 6) Relación de las Presiones Totales del Compresor: PIc*= %f ",PITC);
 gotoxy(2,9); cprintf(" 8) Temp. Tot. del Gas en la Salida de la C. Postcomb.: T4*'= %f [K]",T4TP);
 gotoxy(2,11); cprintf(" 10) Rend. Isentr. de la Turbina: NUT*= %f ",NUST);
```

```
gotoxy(2,13); cprintf(" 12) Coef. de Recup. de Pres. Tot. en la C. de Comb.: SIGcc= %f ",SIGCC);
 gotoxy(2,15); cprintf(" 14) Coef. de Efect. de la Comb. en la C. de Comb.: NUb= %f ",NUB);
 gotoxy(2,17); cprintf(" 16) Rel. de Gastos Masicos del Aire del Gas para la C. C.: V= %f ",V);
 gotoxy(2,19); cprintf(" 18) Rend. Meca. de la Transm.: NUm= %f',NUM);
 gotoxy(2,21); cprintf(" 20) Rel. Aire Comb. Teórico: L0= %f [akg/fkg]",L0);
 gotoxy(2,23); cprintf(" 22) Indice para el Gas en la C. C.: kg= %f ",KG);
 gotoxy(2,25); cprintf(" 24) Cte. Univ. para el Gas en C. C.: Rg= %f ",RG);
 gotoxy(2,27); cprintf(" 26) Cp para el Aire.: Cp= %f [J/kg K]",CP);
 gotoxy(2,29); cprintf(" 28) Cp para el Gas en la C. de Postcomb.: C'pg= %f [J/kg K]",CPGP);
  ********************************
void verifdatin()
 char R;
 do{
   clrscr();
   impdatin();
       do{
         gotoxy(7,31); printf("SON CORRECTOS LOS DATOS ?. | | <<(S) PARA SI>> | | * | | <<(N) PARA NO.>> | | ");
         gotoxy(31,33); cprintf("<<(S)>> | | | <<(N)>>...");
         R=toupper(getch());
       }while((R!='N')&&(R!='S'));
   if (R=='S') calcula(); else modifica();
 }while (R=='N');
  float altvuel()
 float x;
 clrscr();
 gotoxy(4,10); printf("<<<<<< Datos iniciales >>>>>>>>>>>)
 textcolor(3);
 gotoxy(5,15); cprintf(" 1) Altura de Vuelo; H [km]: ");
 scanf("%f",&x);
 return(x);
  float nummatch()
 float x;
 clrscr();
 gotoxy(4,10); printf("<<<<<< Datos iniciales >>>>>>>>);
 textcolor(YELLOW);
 gotoxy(5,15); cprintf(" 2) Valor del Numero de Mach de Vuelo; MH: ");
 scanf("%f",&x);
 return(x);
 * *****************************
float tesenad()
 float x;
 gotoxy(4,10); printf("<<<<<< Datos iniciales >>>>>>>>);
 textcolor(3);
```

```
gotoxy(5,15); cprintf(" 3) Temp. Estat. en la Entrada de la Admision; T0 [K]: ");
 scanf("%f",&x);
 return(x);
float pesenad()
 float x;
 clrscr();
 gotoxy(4,10); printf("<<<<<< >>>>>>>>>>>>);
 textcolor(YELLOW);
 gotoxy(5,15); cprintf(" 4) Pres. Estat. en la Entrada de la Admision; P0 [Pa]: ");
 scanf("%f",&x);
 return(x);
  float emeftrpc()
 float x;
 clrscr();
 gotoxy(4,10); printf("<<<<<< Datos iniciales >>>>>>>);
 textcolor(3);
 gotoxy(5,15); cprintf(" 5) Empuje Efect. del TRpc; Ppc [N]: ");
 scanf("%f",&x);
 return(x);
  float relpretoco()
 float x;
 clrscr();
 gotoxy(4,10); printf("<<<<<< Datos iniciales >>>>>>>);
 textcolor(YELLOW);
 gotoxy(5,15); cprintf(" 6) Relacion de las Presiones Totales del Comp.; PIc*: ");
 scanf("%f",&x);
 return(x);
  float temtoentu()
 float x;
 clrscr();
 gotoxy(4,10); printf("<<<<<< Datos iniciales >>>>>>>);
 textcolor(3);
 gotoxy(5,15); cprintf(" 7) Temp. Total del Gas en la Entrada de la Turb.; T3* [K]: ");
 scanf("%f",&x);
 return(x);
  float temtosacapo()
 float x;
 clrscr();
```

```
gotoxy(4,10); printf("<<<<<< Datos iniciales >>>>>>>>>);
 textcolor(YELLOW);
 gotoxy(5,15); cprintf(" 8) Temp. Total del Gas en la Salida de la C. de Poscom.; T4*' [K]: ");
 scanf("%f",&x);
 return(x);
    *************************
float renisocom()
 float x;
 int R;
 do{
     clrscr();
                 gotoxy(4,10);
     textcolor(3);
                 cprintf(" 9) Rendimiento Isentropico del Compresor; NUc: ");
     gotoxy(5,15);
     scanf("%f",&x);
  R=ef(x);
 }while (R);
 return(x);
         ************************************
float renisotu()
 float x;
 int R;
 do{
     clrscr();
                 gotoxy(4,10);
     textcolor(YELLOW);
                 cprintf(" 10) Rendimiento Isentropico de la Turbina; NUT*: ");
     gotoxy(5,15);
     scanf("%f",&x);
     R=ef(x);
 }while (R);
 return(x);
  float crpta()
 float x;
 clrscr();
 gotoxy(4,10); printf("<<<<<<< Datos iniciales >>>>>>>>>);
 textcolor(3);
 gotoxy(5,15); cprintf(" 11) Coef. de Recup. de la Pres. Total en la Adm.; SIGinl: ");
 scanf("%f",&x);
 return(x);
  float crptcc()
     float x;
 clrscr();
```

```
gotoxy(4,10); printf("<<<<<< Datos iniciales >>>>>>>>>);
      textcolor(YELLOW);
      gotoxy(5,15); cprintf(" 12) Coef. de Recup. de la Pres. Tot. en la C. C.; SIGcc: ");
      scanf("%f",&x);
      return(x);
                   ************************************
float crptcpc()
      float x;
      clrscr();
      gotoxy(4,10); printf("<<<<<< Datos iniciales >>>>>>>>>);
      textcolor(3);
      gotoxy(5,15); cprintf(" 13) Coef. de Recup. de la Pres. Tot. en la C. de Poscomb.; SIGcpc: ");
      scanf("%f",&x);
      return(x);
               float copeccc()
      float x;
      clrscr();
      gotoxy(4,10); printf("<<<<<< Datos iniciales >>>>>>>>>);
      textcolor(YELLOW);
      gotoxy(5,15); cprintf(" 14) Coef. de Efect. de la Comb. en la C. C.; NUb: ");
      scanf("%f",&x);
      return(x);
         float copeccpc()
      float x;
      clrscr();
      gotoxy(4,10); printf("<<<<<<C>Control of the printf("</control of the printf("); printf(
      textcolor(3);
      gotoxy(5,15); cprintf(" 15) Coef. de Efect. de la Comb. en la C. de Poscomb.; NUbpc: ");
      scanf("%f",&x);
      return(x);
         float rgmagcc()
      float x;
      clrscr();
      gotoxy(4,10); printf("<<<<<<C>Control of the printf("</control of the printf("); printf(
      textcolor(YELLOW);
      gotoxy(5,15); cprintf(" 16) Rel. de Gastos Masicos del Aire y del Gas para la C. C.; V: ");
      scanf("%f",&x);
      return(x);
```

```
float coveto()
 float x;
 clrscr();
 gotoxy(4,10); printf("<<<<<< Datos iniciales >>>>>>>);
 textcolor(3);
 gotoxy(5,15); cprintf(" 17) Coeficiente de velocidad en Tobera.; FIt: ");
 scanf("%f",&x);
 return(x);
float rmt()
 float x;
 clrscr();
 gotoxy(4,10); printf("<<<<<< Datos iniciales >>>>>>>>>>>)
 textcolor(YELLOW);
 gotoxy(5,15); cprintf(" 18) Rendimiento Mecanico de la Transmision.; NUm: ");
 scanf("%f",&x);
 return(x);
    ************************
float calespa()
 float x;
 clrscr();
 gotoxy(4,10); printf("<<<<<< Datos iniciales >>>>>>>);
 textcolor(3);
 gotoxy(5,15); cprintf(" 19) Valor del Calor Especifico.; Hu [J/kg]: ");
 scanf("%f",&x);
 return(x);
 float relact()
 float x;
 clrscr();
 gotoxy(4,10); printf("<<<<<< Datos iniciales >>>>>>>);
 textcolor(YELLOW);
 gotoxy(5,15); cprintf(" 20) Relacion Aire/Combustible; L0 [akg/fkg]: ");
 scanf("%f",&x);
 return(x);
 float ia()
 float x;
 clrscr();
 gotoxy(4,10); printf("<<<<<< Datos iniciales >>>>>>>>>>>);
 textcolor(3);
 gotoxy(5,15); cprintf(" 21) Indice Para el Aire; k: ");
 scanf("%f",&x);
```

```
return(x);
           ************************************
float igcc()
 float x;
 clrscr();
 gotoxy(4,10); printf("<<<<<< Datos iniciales >>>>>>>);
 textcolor(YELLOW);
 gotoxy(5,15); cprintf(" 22) Indice para el Gas en la Camara de Combustion; kg: ");
 scanf("%f",&x);
 return(x);
float igcpc()
 float x;
 clrscr();
 gotoxy(4,10); printf("<<<<<< Datos iniciales >>>>>>);
 textcolor(3);
 gotoxy(5,15); cprintf(" 23) Indice para el Gas en la Camara de Poscombustion; k'g: ");
 scanf("%f",&x);
 return(x);
  float cugcc()
 float x;
 clrscr();
 gotoxy(4,10); printf("<<<<<<C Datos iniciales >>>>>>>>>>);
 textcolor(YELLOW);
 gotoxy(5,15); cprintf(" 24) Cte. Univ. para el Gas en la C. C.; Rg [J/kg K]: ");
 scanf("%f",&x);
 return(x);
  float cugcpc()
 float x;
 clrscr();
 gotoxy(4,10); printf("<<<<<<C>>>>>>>>>>>>>);
 textcolor(3);
 gotoxy(5,15); cprintf(" 25) Cte. Univ. para el Gas en la Camara de Poscomb.; R'g [J/kg K] : ");
 scanf("%f",&x);
 return(x);
float cepca()
 float x;
 gotoxy(4,10); printf("<<<<<< Datos iniciales >>>>>>>>>>>)
 textcolor(YELLOW);
```

```
gotoxy(5,15); cprintf(" 26) Calor Especifico para el Aire; Cp [J/kg K]: ");
 scanf("%f",&x);
 return(x);
     ************************************
float cepcgcc()
 float x;
 clrscr();
 gotoxy(4,10); printf("<<<<<< Datos iniciales >>>>>>>>>);
 textcolor(3);
 gotoxy(5,15); cprintf(" 27) Calor Especifico para el Gas en la C. C.; Cpg [J/kg K]: ");
 scanf("%f",&x);
 return(x);
  float cepcgcpc()
 float x;
 clrscr();
 gotoxy(4,10); printf("<<<<<< Datos iniciales >>>>>>>>>);
 textcolor(YELLOW);
 gotoxy(5,15); cprintf(" 28) Cal. Esp. para el Gas en la C. de Poscomb.; C'pg [J/Kg K]: ");
 scanf("%f",&x);
 return(x);
  void modifica()
 int opc, Z=0;
 char R;
 clrscr();
 printf("\a");
 textcolor(9);
 gotoxy(30,2); cprintf("MODIFICACIONES.");
 gotoxy(5,5); printf("A Partir de los Datos que Seran Mostrados en la Lista de Datos Iniciales.");
 gotoxy(10,10); printf("Para Corrección de un Solo Parametro Seleccionar el Número 1 ");
 gotoxy(10,12); printf("Para Corregir y Capturar Todo Seleccionar Numero 2");
 gotoxy(18,15); printf("Para Continuar a Elegir, Pulsar Una Tecla.");
 getch();
 clrscr();
 do{
   textcolor(9);
   gotoxy(15,1); cprintf("MODIFICACIONES A LOS DATOS INICIALES.");
   impdatin();
   gotoxy(5,31); printf("Modificar Solo Un Parametro << 1 >> | | | Modificar Todo << 2 >> ... ");
   R=getch();
 }while ((R!='1')&&(R!='2'));
 if (R=='2') captura();
       else{
              clrscr();
              printf("\a");
              gotoxy(5,5); printf("Del Listado que Aparecera en Pantalla Seleccionar el Numero del");
              gotoxy(5,7); printf("Parametro que se Quiere Modificar. Observando que el Numero Debe");
```

```
gotoxy(5,9); printf("Estar en el Intervalo de 1 a 28, en Numero Entero");
               gotoxy(5,14); printf("Para Continuar a Elegir, Pulsar Una Tecla.");
               do{
                   do{
                       clrscr();
                       textcolor(9);
                       gotoxy(20,1); cprintf("MODIFICACIONES A LOS DATOS INICIALES.");
                       impdatin();
                       gotoxy(5,32); printf("Seleccion del Numero de parametro en el Intervalo de 1 a 28 ... ");
                       scanf("%d",&opc);
                   }while ((opc<1) | | (opc>28));
                   switch (opc){
                               case 1: H=altvuel(); break;
                               case 2: MH=nummatch(); break;
                               case 3: T0=tesenad(); break;
                               case 4: P0=pesenad(); break;
                               case 5: PPC=emeftrpc(); break;
                               case 6: PITC=relpretoco(); break;
                               case 7: T3T=temtoentu(); break;
                               case 8: T4TP=temtosacapo(); break;
                               case 9: NUSC=renisocom(); break;
                               case 10: NUST=renisotu(); break;
                               case 11: SIGINL=crpta(); break;
                               case 12: SIGCC=crptcc(); break;
                               case 13: SIGCPC=crptcpc(); break;
                               case 14: NUB=copeccc(); break;
                               case 15: NUBPC=copeccpc(); break;
                              case 16: V=rgmagcc(); break;
                               case 17: FIT=coveto(); break;
                               case 18: NUM=rmt(); break;
                               case 19: HU=calespa(); break;
                               case 20: L0=relact(); break;
                               case 21: K=ia(); break;
                               case 22: KG=igcc(); break;
                              case 23: KGP=igcpc(); break;
                              case 24: RG=cugcc(); break;
                              case 25: RGP=cugcpc(); break;
                               case 26: CP=cepca(); break;
                              case 27: CPG=cepcgcc(); break;
                              case 28: CPGP=cepcgcpc(); break;
                         default:{
                               printf("\a");
                               Z=1;
               while (Z==1);
  void calcula()
 char r;
 do{
       seccion00();
                       seccion11();
                                      seccion22();
                                                      seccion33();
                                                                      seccion44();
                                                                                     seccion4p4p();
       seccion55();
                       paesptrpc();
                                      egmyc();
               do{
                       clrscr();
```

```
gotoxy(8,5); printf("Para Ver Nuevamente los Resultados Pulsar << 1 >>");
                     gotoxy(8,8); printf("Para Continuar Pulsar << 2 >>");
                     gotoxy(12,13); printf(" Opcion Elegida?... ");
                     r=getch();
             }while ((r!='1')&&(r!='2'));
 }while (r=='1');
              *************************************
void seccion00()
 if ((H==0)\&\&(MH==0))
       TT0=T0;
       PT0=P0;
 else modifica();
 clrscr();
 textcolor(9);
 gotoxy(19,5); cprintf("|*|*|*|*|*|*| SECCION 0-0 |*|*|*|*|*|*|*|");
                     Entrada de la Admision.
 gotoxy(19,7); cprintf("
                                                     ");
 gotoxy(19,10); printf(" <<<<< RESULTADOS OBTENIDOS >>>>>
 textcolor(GREEN);
 gotoxy(2,14); cprintf("TEMP. TOTAL EN LA ENTRADA DE LA ADMISION; [T0*] = %f K.",TT0);
 gotoxy(2,17); cprintf("PRES. TOTAL EN LA ENTRADA DE LA ADMISION; [P0*] = %f Pa.",PT0);
 gotoxy(12,22); printf("Para Continuar con el Siguiente Resultado Pulsar Return...");
  void seccion11()
 TT1=TTO;
 PT1=(PT0*SIGINL);
 clrscr();
 textcolor(9);
 gotoxy(19,5); cprintf("|*|*|*|*|*|* SECCION 1-1 |*|*|*|*|*|*|");
                      Entrada del Compresor.
 gotoxy(19,7); cprintf("
                     <><<< RESULTADOS OBTENIDOS >>>>>>
 gotoxy(19,10); printf("
 textcolor(GREEN);
 gotoxy(2,14); cprintf("TEMP. TOTAL EN LA ENTRADA DEL COMPRESOR; [T1*] = %f K.",TT1);
 gotoxy(2,17); cprintf("PRES. TOTAL EN LA ENTRADA DEL COMPRESOR; [P1*] = %f Pa.",PT1);
 gotoxy(12,22); printf("Para Continuar con el Siguiente Resultado Pulsar Return...");
  void seccion22()
 float a, b, c, d;
 NUTC= (NUSC/NUM);
   a=((K-1)/K); b=pow(PITC,a); c=((b-1)/NUTC); d=(1+c);
 TT2=(TT1*d);
 PT2=(PT1*PITC);
 LT12=(CP*(TT2-TT1));
 clrscr();
 textcolor(9);
```

```
gotoxy(19,5); cprintf("|*|*|*|*|*|*| SECCION 2-2 |*|*|*|*|*|*|");
                          Salida del Compresor.
 gotoxy(19,7); cprintf("
                                                    ");
 gotoxy(19,10); printf(" <<<<< RESULTADOS OBTENIDOS >>>>>>
 textcolor(GREEN);
 gotoxy(2,13); cprintf(" RENDIMIENTO IDEAL TEORICO DEL COMPRESOR; [Nc*] = %f", NUTC);
 gotoxy(2,15); cprintf("TEMP. TOTAL EN LA SALIDA DEL COMPRESOR; [T2*] = %f K.",TT2);
 gotoxy(2,17); cprintf("PRES. TOTAL EN LA SALIDA DEL COMPRESOR; [P2*] = %f Pa.",PT2);
                                                        [LC^*] = \% f J/kg.", LT12);
 gotoxy(2,19); cprintf("TRABAJO DEL COMPRESOR;
 gotoxy(12,22); printf("Para Continuar con el Siguiente Resultado Pulsar Return...");
 getch();
  void seccion33()
 clrscr();
 CPTT2=interpola1(TT2);
 CPTT3=interpola1(T3T);
 ITT3=interpola2(T3T);
 gotoxy(15,5); printf("con T2*= %f y T3*= %f", TT2, T3T);
 gotoxy(20,10); printf("[CpT2*]..: ");
 gotoxy(20,12); printf("[CpT3*]..: ");
 gotoxy(20,14); printf("[iT3*]..: ");
 gotoxy(32,10); printf("%f [J/k]",CPTT2);
 gotoxy(32,12); printf("%f [J/k]",CPTT3);
 gotoxy(32,14); printf("%f [J/k]",ITT3);
 gotoxy(30,18); cprintf("Pulsar una Tecla Para Continuar...");
 getch();
 PT3=PT2*SIGCC;
 QF=(CPTT3-CPTT2)/((NUB*HU)-ITT3+CPTT2);
 ACC=1/(QF*L0);
 clrscr();
 textcolor(9);
 gotoxy(19,5); cprintf("|*|*|*|*|*|*| SECCION 3-3 |*|*|*|*|*|*|*|");
 gotoxy(19,7); cprintf(" Salida de la Camara de Combustion.
 gotoxy(19,10); printf(" <<<<< RESULTADOS OBTENIDOS >>>>> ");
 textcolor(GREEN);
 gotoxy(2,13); cprintf("TEMP. TOTAL A LA SALIDA DE LA CAMARA DE COBUSTION; [T3*] = %f K.",T3T);
 gotoxy(2,15); cprintf("PRES. TOTAL A LA SALIDA DE LA CAMARA DE COMBUSTION; [P3*] = %f Pa.",PT3);
 gotoxy(2,17); cprintf("//////////;
                                                                      [qf] = \%f ", QF);
 gotoxy(2,19); cprintf("////////////////;
                                                                     [aCC] = \%f ",ACC);
 gotoxy(12,22); printf("Para Continuar con el Siguiente Resultado Pulsar Return...");
 getch();
    *************************************
void seccion44()
 float a, b, c, d;
 LTT=LT12/NUM;
   a=KG/(KG-1); b=LTT/(CPG*T3T*NUST); c=1-b; d=pow(c,a);
 PITT=1/d;
```

```
TT4=T3T-(LTT/CPG);
 PT4=PT3/PITT;
 clrscr();
 textcolor(9);
 gotoxy(19,5); cprintf("|*|*|*|*|*|* SECCION 4-4 |*|*|*|*|*|*|");
                    Salida de la Turbina del Compresor.
 gotoxy(19,7); cprintf("
 gotoxy(19,10); printf("
                     <><<< RESULTADOS OBTENIDOS >>>>>
 textcolor(GREEN);
 gotoxy(2,13); cprintf("///////////////; [LT*] = %f J/kg.",LTT);
 gotoxy(2,15); cprintf("////////////////; [PIT*] = %f ",PITT);
 [T4*] = \%f K'', TT4);
                                                                 [P4*] = \%f Pa", PT4);
 gotoxy(2,19); cprintf("//////////;
 gotoxy(12,22); printf("Para Continuar con el Siguiente Resultado Pulsar Return...");
  **************************
void seccion4p4p()
 float a, b, c;
 PT4P=SIGCPC*PT4;
 clrscr();
 IT4TP=interpola2(T4TP);
 CPT4TP=interpola1(T4TP);
 ITT4=interpola2(TT4);
 CPTT4=interpola1(TT4);
 gotoxy(5,3); printf("con T4*'= %f y T4*= %f", T4TP, TT4);
 gotoxy(10,6); printf("CpT4*'=..: ");
 gotoxy(10,8); printf("CpT4*=..: ");
 gotoxy(10,10); printf("iT4*'=..: ");
 gotoxy(10,12); printf("iT4*=..: ");
 gotoxy(21,6); printf("%f [J/k]",CPT4TP);
 gotoxy(21,8); printf("%f [J/k]",CPTT4);
 gotoxy(21,10); printf("%f [J/k]",IT4TP);
 gotoxy(21,12); printf("%f [J/k]",ITT4),
 gotoxy(5,15); cprintf("Pulsar una Tecla Para Continuar...");
 getch();
   a=QF*(IT4TP-ITT4); b=CPT4TP-CPTT4; c=NUBPC*HU;
 DQF=(a+b)/(c-IT4TP+CPTT2);
 QFS=QF+DQF;
 AS=1/(QFS*L0);
                    /* Es necesario tener a 1.1 < AS < 1.15 */
 VPC= V+DQF;
 clrscr();
 textcolor(9);
 gotoxy(19,5); cprintf("|*|*|*|*|*|*| SECCION 4'-4' |*|*|*|*|*|*|");
 gotoxy(19,7); cprintf("
                    Salida de la Camara de Postcombustion.
                    <><<< RESULTADOS OBTENIDOS >>>>>
 gotoxy(19,10); printf("
 textcolor(GREEN);
```

```
gotoxy(2,15); cprintf("////////////; P4*'= %f [Pa].",PT4P);
 gotoxy(2,19); cprintf("////////////////; qfs= %f ",QFS);
 gotoxy(2,21); cprintf("///////////////; as= %f ",AS);
 gotoxy(12,25); printf("Para Continuar con el Siguiente Resultado Pulsar Return...");
 getch();
  ********************************
void seccion55()
 float a, b, c, d;
 PIE= PT4/P0;
 PIEPC= PT4P/P0;
  a=(KG-1)/KG; b=1-(1/pow(PIE,a)); c=sqrt(2*CPG*TT4*b);
 C5=FIT*c;
     a=(KGP-1)/KGP; b=1-(1/pow(PIEPC,a)); c=sqrt(2*CPGP*T4TP*b);
 C5PC=FIT*c;
     a=(2*KG)/(KG+1);
 LE=C5/sqrt(a*RG*TT4);
     a=(2*KGP)/(KGP+1);
 LEPC=C5PC/sqrt(a*RGP*T4TP);
 TT5= TT4;
 TT5PC=T4TP;
  a=KG-1; b=KG+1; c=a/b; d=pow(LE,2);
 TLE=1-(c*d);
  a=KGP-1; b=KGP+1; c=a/b; d=pow(LEPC,2);
 TLEPC=1-(c*d);
     a=KG/(KG-1);
 PLE=pow(TLE,a);
     a=KGP/(KGP-1);
 PLEPC=pow(TLEPC,a);
 PT5=P0/PLE;
 PT5PC=P0/PLEPC;
 SIGT=PT5/PT4;
 SIGTPC=PT5PC/PT4P;
 clrscr();
 textcolor(9);
 gotoxy(19,2); cprintf("|*|*|*|*|*|*| SECCION 5-5 |*|*|*|*|*|*|");
 gotoxy(19,4); cprintf("
                       Salida de la Tobera.
                                           ");
 gotoxy(19,6); printf(" <<<<< RESULTADOS OBTENIDOS >>>>>>
 textcolor(GREEN);
 gotoxy(2,8); cprintf("/////////; PIe= %f .",PIE);
 gotoxy(2,9); cprintf("//////////; PIepc= %f .",PIEPC);
```

```
gotoxy(2,11); cprintf("////////////////; C5pc= %f ",C5PC);
 gotoxy(2,12); cprintf("//////////; Le= %f ",LE);
 gotoxy(2,14); cprintf("///////////; T5*= %f ",TT5);
 gotoxy(2,15); cprintf("//////////; T5pc*= %f ",TT5PC);
 gotoxy(2,16); cprintf("//////////; T(Le)= %f ",TLE);
 gotoxy(2,17); cprintf("////////////; T(Lepc)= %f ",TLEPC);
 gotoxy(2,18); cprintf("////////////; P(Le)= %f ",PLE);
 gotoxy(2,19); cprintf("/////////////; P(Lepc)= %f ",PLEPC);
 gotoxy(2,20); cprintf("///////////; P5*= %f ",PT5);
 gotoxy(2,21); cprintf("/////////; P5pc*= %f ",PT5PC);
 gotoxy(2,22); \ cprintf("////////////; \ SIGt= \%f ",SIGT);
 gotoxy(2,23); cprintf("///////////; SIGtpc= %f ",SIGTPC);
 gotoxy(12,25); printf("Para Continuar con el Siguiente Resultado Pulsar Return...");
 getch();
 void paesptrpc()
 PSP=(V*C5);
 PSPPC=(VPC*C5PC);
 CSP=(3600*QF)/PSP;
 CSPPC=(3600*QFS)/PSPPC;
 clrscr();
 textcolor(9);
 gotoxy(19,7); cprintf("
               Parametros Especificos del TRpc.
               <><<< RESULTADOS OBTENIDOS >>>>>>
 gotoxy(19,10); printf("
                                            ");
 textcolor(GREEN);
 gotoxy(2,15); cprintf("//////////////; Psppc= %f [N s/kg] ",PSPPC);
 gotoxy(2,17); cprintf("//////////; Csp= %f [kg/N h] ",CSP);
 gotoxy(2,22); printf("Para Continuar con el Siguiente Resultado Pulsar Return...");
 getch();
 void egmyc()
 GAPC=V*(PPC/PSPPC);
 GA = GAPC/V;
 P=GA*PSP;
 PPPC=PPC/P;
 GF=CSP*P;
 GFPC=CSPPC*PPC;
 GGPC=VPC*GA;
 clrscr();
 textcolor(9);
 gotoxy(19,7); cprintf("
                Empuje, Gastos Masicos del Aire y de Combustible
                                                   ");
 gotoxy(19,10); printf("
               <><<< RESULTADOS OBTENIDOS >>>>>
 textcolor(GREEN);
```

```
Gfpc= %f [kg/h] ",GFPC);
       gotoxy(2,23); cprintf("///////////////////////////;
      gotoxy(2,25); cprintf("//////////////; Ggpc= %f [kg/s]",GGPC);
      gotoxy(12,27); printf("Para Continuar con el Siguiente Resultado Pulsar Return...");
float interpola1(float T)
      float cpt, t[19], CPT[19];
      int i;
       t[0] = 273.16; \quad t[1] = 300; \quad t[2] = 400; \quad t[3] = 500; \quad t[4] = 600; \quad t[5] = 700; \quad t[6] = 800; \quad t[7] = 900; \quad t[8] = 1000; \quad t[9] = 1100; \quad t[9] = 11
       t[10]=1200; t[11]=1300; t[12]=1400; t[13]=1500; t[14]=1600; t[15]=1700; t[16]=1800; t[17]=1900; t[18]=2000; t[17]=1900; t[18]=2000; t[18
       t[19]=2100;
       CPT[0]=273.26; CPT[1]=300.23; CPT[2]=401.4; CPT[3]=503.16; CPT[4]=607.1; CPT[5]=713.4; CPT[6]=822.2;
       CPT[7]=932.99; CPT[8]=1045.86; CPT[9]=1161.0; CPT[10]=1278.1; CPT[11]=1395.8; CPT[12]=1515.3;
       CPT[13]=1634.98; CPT[14]=1757.45; CPT[15]=1880.0; CPT[16]=2003.3; CPT[17]=2127.4; CPT[18]=2252.08;
       CPT[19]=2364.684;;
                            for (i=0;i<=19;i++)
                                                         if (T==t[i])
                                                                                       cpt=CPT[i]*1000;
                                                                                      break;
                                                         if ((T>t[i])&&(T<t[i+1]))
                                                                                       cpt=(CPT[i]+(((CPT[i+1]-CPT[i])/(t[i+1]-t[i]))*(T-t[i])))*1000;
      return(cpt);
    * ************************* * /
float interpola2(float t)
      float it, T[19], iT[19];
      int i;
      T[0] = 273.16; \ T[1] = 300; \ T[2] = 400; \ T[3] = 500; \ T[4] = 600; \ T[5] = 700; \ T[6] = 800; \ T[7] = 900; \ T[8] = 1000; \ T[9] = 1100;
      T[10]=1200; T[11]=1300; T[12]=1400; T[13]=1500; T[14]=1600; T[15]=1700; T[16]=1800; T[17]=1900; T[10]=1200; T[10
      T[18]=2000; T[19]=2100;
       iT[0]=413.65; iT[1]=472.73; iT[2]=675.02; iT[3]=908.14; iT[4]=1158.4; iT[5]=1425.7;
                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                      iT[6]=1706.5;
       iT[7]=2001.08; iT[8]=2311.19; iT[9]=2632.28; iT[10]=2965.51; iT[11]=3311.8; iT[12]=3668.09; iT[13]=4034.52;
       iT[14]=4407.19; iT[15]=4789.49; iT[16]=5176.22; iT[17]=5568.32; iT[18]=5968.01; iT[19]=6266.4105;
```

```
for (i=0;i<=19;i++)
      if (t==T[i])
             it=iT[i]*1000;
            break;
      if ((t>T[i])&&(t<T[i+1]))
             it=(iT[i]+(((iT[i+1]-iT[i])/(T[i+1]-T[i]))*(t-T[i])))*1000;
             break;
 return(it);
  /* Final del programa*/
void finprog()
 clrscr();
 textcolor(6);
 gotoxy(17,3); cprintf("QUE TE SEAN DE UTILIDAD LOS DATOS ENCONTRADOS.");
 textcolor(GREEN);
 gotoxy(17,8); cprintf("Programa Elaborado Por JORGE A. SANCHEZ RAMOS.");
 gotoxy(22,20); cprintf("Mexico, Distrito Federal, Mayo 2006.");
 gotoxy(33,17); printf("SEPI CULHUACAN.");
 textcolor(12);
 gotoxy(26,13); cprintf("Instituto Politecnico Nacional.");
 gotoxy(14,15); printf("Escuela Superior de Ingenieria Mecanica y Electrica.");
 gotoxy(8,24); printf("Ahora Presiona Cualquier Tecla para Finalizar el Programa....");
 getch();
 exit(0);
  int ef(float c)
int R=0;
if ((c<0)&&(c>1)) R=1;
return(R);
```

Algoritmo de Cálculo de la Primera Etapa de una Turbina Refrigerada

Algoritmo del cálculo de la etapa de la turbina

Cálculos de los parámetros en la salida de la etapa

$$T_{2}^{*} = T_{g}^{*} - \frac{L_{T}^{*}}{c_{Pg}}$$

$$\pi_{st}^{*} = \frac{1}{\left(1 - \frac{L_{T}^{*}}{c_{Pg}T_{g}^{*}\eta_{T}^{*}}\right)^{\frac{k_{s}}{k_{s}-1}}}$$

$$P_{2}^{*} = \frac{P_{g}^{*}}{\pi_{st}^{*}}$$

$$q(\lambda_{2}) = \frac{G_{g}\sqrt{T_{2}^{*}}}{0.0396\pi D_{m}h_{2}P_{2}^{*}\sin\alpha_{2}'}$$

$$P(\lambda_{2}) = \lambda_{2} = P_{2}^{*}P(\lambda_{2})$$

$$L_{ad} = c_{Pg}T_{g}^{*} \left[1 - \frac{1}{\left(\frac{P_{g}^{*}}{P_{2}}\right)^{\frac{k_{s}-1}{k_{s}}}}\right]$$

Cálculos de los parámetros en la salida del estator

$$C_1 = \varphi_t \sqrt{2L_{ad}(1-\rho_T)}$$

$$a_{1cr} = 18.1\sqrt{T_g^*}$$

$$\lambda_1 = \frac{C_1}{a_{1cr}}$$

$$T_1 = T_g^* - \frac{C_1^2}{2c_{Pg}}$$

$$T_{1ad} = T_g^* - \frac{C_1^2}{2\varphi_t^2 c_{Pg}}$$

$$P_1 = P_g^* \left(\frac{T_{1ad}}{T_g^*}\right)^{\frac{k_s}{k_s - 1}}$$

$$P_1^* = P_1 \left(\frac{T_g^*}{T_1}\right)^{\frac{k_s}{k_s - 1}}$$

$$\sigma_{gv} = \frac{P_1^*}{P_g^*}$$

$$\rho_1 = \frac{P_1}{R_g T_1}$$

$$\sin \alpha_1 = \frac{G_g}{\pi D_m h_1 C_1 \rho_1}$$

$$\alpha_1 = \arcsin \alpha_1$$

$$\cos \alpha_1$$

$$C_{1a} = C_1 \sin \alpha_1$$

$$C_{1u} = C_1 \cos \alpha_1$$

$$tg\beta_1 = \frac{\sin \alpha_1}{\cos \alpha_1 - \frac{U_m}{C_1}}$$

$$\beta_1 = arctg\beta_1$$

$$\sin \beta_1$$

$$W_1 = C_1 \frac{\sin \alpha_1}{\sin \beta_1}$$

$$T_{1w}^* = T_1 + \frac{W_1^2}{2c_{Pg}}$$

$$\rho_{Th} = 1 - (1 - \rho_T) \left(\frac{1}{1 - \frac{h_2}{D_m}} \right)$$

Cálculos de los parámetros en la salida del rotor

$$C_{1u}U_{m} - \frac{L_{T}^{*}}{\delta_{R}}$$

$$C_{2u} = \frac{U_{m}}{U_{m}}$$

$$C'_{2a} = C_{1a} + 15$$

$$C'_{2a} = \sqrt{C'_{2a}^{2} + C_{2u}^{2}}$$

$$T_{2} = T_{2}^{*} - \frac{C'_{2a}^{2}}{2c_{Pa}}$$

$$P_{2} = P_{2}^{*} \left(\frac{T_{2}}{T_{2}^{*}}\right)^{\frac{k_{s}}{k_{s}-1}}$$

$$\rho_{2} = \frac{P_{2}}{R_{g}T_{2}}$$

$$C''_{2a} = \frac{G_{g}}{\pi D_{m}h_{2}\rho_{2}}$$

$$\overline{\Delta}C''_{2a} = \frac{C''_{2a} - C'_{2a}}{C'_{2a}}100$$

$$h_{2} = \frac{G_{g}}{\pi D_{m}\rho_{2}C'_{2a}}$$

$$C_{2a} = C'_{2a}\frac{h_{2}}{h'_{2}}$$

$$C_{2} = \sqrt{C_{2a}^{2} + C_{2u}^{2}}$$

$$\overline{\Delta} = \frac{C_{2a} - C'_{2a}}{C_{2a}}100$$

$$\sin \alpha_{2} = \frac{C_{2a}}{C_{2}}$$

$$\alpha_{2} = \arcsin \alpha_{2}$$

$$\cos \alpha_{2}$$

$$tg\beta_{2} = \frac{\sin \alpha_{2}}{\cos \alpha_{2} - \frac{U_{m}}{C}}$$

$$\beta_2 = \operatorname{arct} g \beta_2$$

$$\sin \beta_2$$

$$W_2 = C_2 \frac{\sin \alpha_2}{\sin \beta_2}$$

$$T_{2w}^* = T_2 + \frac{W_2^2}{2c_{Pg}}$$

$$T_{2ad}' = T_1 \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{k_s - 1}{k_s}}$$

$$W_{2ad} = \sqrt{2c_{Pg} \left(T_{2w}^* - T_{2ad}'\right)}$$

$$\psi = \frac{W_2}{W_{2ad}}$$

Cálculos para evaluación de la resistencia del alabe del rotor

$$\overline{C}_{2u} = \frac{C_{2u}}{U_m}
T_w^* = T_2^* + \frac{0.5 + \overline{C}_{2u}}{c_{Pg}} U_m^2
T_{bl} = T_w^* - 75
\sigma_{\Sigma} = 0.0000026 \rho_{bl} U_m^2 \Phi \frac{h_1}{D_m}
P = T_{bl} (\lg \tau + C)$$

Código de programa para el Cálculo de la Primera Etapa de una Turbina Refrigerada

El algoritmo lo programé en lenguaje C, utilizando el compilador Borland C++ V5.

```
/* <<<<< CALCULO DE LA PRIMERA ETAPA DE LA TURBINA >>>>>>>
```

DATOS INICIALES.

```
tgt=1600......Temperatura Total de Gas en la Entrada de la Turbina;
lt=202300......Trabajo de la Etapa de la Turbina;
cpg=1160......Calor Especifico a la Presión Constante para el Gas en la Cámara
                        de Combustión,
kg=1.33......Indice Adiabático para el Gas en la Cámara de Combustión,
pgt=1281050......Presión Total de Gas en la Entrada de la Turbina;
gg=83.08......Gasto Masico del Gas en la Entrada de la Turbina:
dm=0.6......Diámetro Externo de la Etapa de la Turbina;
h2p=0.120......Altura del Alabe en la Salida de la Etapa de la Turbina;
a2p=850......Angulo de la Velocidad Absoluta del Flujo en la Salida del Rotor
                        de la Etapa de la Turbina;
fit=0.98......Coeficiente de la Velocidad en la Etapa de la Turbina;
rot=0.38......Grado de Reacción en la Etapa de la Turbina;
h1=0.109......Altura del Alabe en la Salida del Estator de la Etapa de la Turbina;
pbl=8250......Densidad del Material del Alabe;
tao=500 hrs......Tiempo del Trabajo del Alabe antes de Destrucción;
c=20......Constante.
um=340.....
#include <stdio.h>
#include <conio.h>
#include <math.h>
#include <ctype.h>
#include <stdlib.h>
float nutt, tgt, lt, cpg, kg, pgt, gg, dm, h2p, a2p, fit, rot, Rg, h1, dr, Robl, fi, tao, c, um, T2T, PISTT, P2T,
    QL2,PL2, L2, P2P, LAD, C1, A1CR, L1, T1, T1AD,P1, P1T, SIGGV, RO1, SENA1, A1, COSA1, C1A, C1U,
    TGB1, B1, SENB1, W1, T1WT, ROTH, C2U, C2AP, C2P, T2, P2R, RO2, C2APP, DC2APP, H2, C2A, C2,
    DTEST, SENA2, A2, COSA2, TGB2, B2, SENB2, W2, T2WT, T2ADP, W2AD, PSI, C2UTEST, TWT, TBL,
    SISU, P, INTERP1(float Q11), INTERP2(float Q12), RIET(), TTGET(), TET(), CPGCC(), IAGCC(), PTGT(),
    GMGT(), DEET(), AASRET(), AVAFSRE(), CVET(), GRET(), CUGCC(), AASEET(), CDTTE(), RBL(), FI(), TAO(),
    C(), UM(), pi=3.1415;
void inicio(), finprog(), captura(), modifica(), verifdatin(), calcula(), impdatin(), SALETAP(), SALESTAT(),
    SALROT(), RESALROT();
main()
     char opc;
     inicio();
 do{
```

```
captura();
               do{
                               verifdatin();
                               clrscr();
                               gotoxy(5,3); printf ("Puede Relaizar Otro Calculo Aprovechando los Datos Iniciales que ya");
                               gotoxy(5,5); printf (" se Tienen, Cambiando Solo Algunos Parametros o Cargar Nuevos Datos");
                               gotoxy(5,7); printf (" Iniciales Para Realizar el Calculo.");
                               do{
                                               gotoxy(10,11); printf ("1) Calcular Modificando Algunos de los Datos Existentes.");
                                               gotoxy(10,13); printf ("2) Cargar Datos Nuevamente. ");
                                               gotoxy(10,15); printf ("3) Salir Del Programa. ");
                                               gotoxy(5,18); printf (" Que Quiere Hacer?...");
                                               opc=getch();
                               }while ((opc!='1')&&(opc!='2')&&(opc!='3'));
               }while(opc=='1');
   }while (opc=='2');
   finprog();
   exit(0);
  void captura()
   nutt=RIET(); tgt=TTGET(); lt=TET(); cpg=CPGCC(); kg=IAGCC(); pgt=PTGT(); gg=GMGT(); dm=DEET();
   a2p=AVAFSRE(); fit=CVET(); rot=GRET(); Rg=CUGCC(); h1=AASEET(); dr=CDTTE(); Robl=RBL(); fi=FI();
   tao=TAO(); c=C(); um=UM();
     float RIET()
   float x;
   clrscr();
   gotoxy(4,10); printf("<<<<<<< Datos iniciales >>>>>>>>>>
   textcolor(3);
   gotoxy(5,15); cprintf(" 1) Rend. Isent. de la Etapa de la Turbina; Nu*T: ");
   scanf("%f",&x);
   return(x);
    float TTGET()
   float x;
   clrscr();
   gotoxy(4,10); printf("<<<<<<< Datos iniciales >>>>>>>>>>
   textcolor(YELLOW);
   gotoxy(5,15); cprintf(" 2) Temp. Total del Gas en la Entrada de la Turbina; Tg* [K]: ");
   scanf("%f",&x);
   return(x);
   float TET()
   float x;
   clrscr();
   gotoxy(4,10); printf("<<<<<<<C>Control of the control of the contr
```

```
textcolor(3);
           gotoxy(5,15); cprintf(" 3) Trabajo de la Etapa de la Turbina; LT* [J/kg]: ");
           scanf("%f",&x);
           return(x);
                float CPGCC()
           float x;
           clrscr();
           gotoxy(4,10); printf("<<<<<<<C>Control of the control of the contr
           textcolor(YELLOW);
           gotoxy(5,15); cprintf(" 4) Cp para el Gas en la Camara de Combustion; Cpg [J/kg K]: ");
           scanf("%f",&x);
           return(x);
        float IAGCC()
           float x;
           clrscr();
           gotoxy(4,10); printf("<<<<<<<C>Control of the control of the contr
           textcolor(3);
           gotoxy(5,15); cprintf(" 5) Indice Adiabatico para el Gas en la Cam. de Comb.; Kg: ");
           scanf("%f",&x);
           return(x);
         float PTGT()
           float x;
           clrscr();
           gotoxy(4,10); printf("<<<<<<<C>Control of the control of the contr
           textcolor(YELLOW);
           gotoxy(5,15); cprintf(" 6) Pres. Tot. de Gas en la Entrada de la Turbina; Pg* [Pa]: ");
           scanf("%f",&x);
           return(x);
         float GMGT()
           float x;
           clrscr();
           gotoxy(4,10); printf("<<<<<<<C>Control of the control of the contr
           textcolor(3);
           gotoxy(5,15); cprintf(" 7) Gasto Masico del Gas en la Entrada de la Turbina; Gg [Kg/s]: ");
           scanf("%f",&x);
           return(x);
     float DEET()
                                                 float x;
```

```
clrscr();
   gotoxy(4,10); printf("<<<<<<<C>Control of the control of the contr
   textcolor(YELLOW);
   gotoxy(5,15); cprintf(" 8) Diametro Externo de la Etapa de la Turbina; Dm [m]: ");
   scanf("%f",&x);
   return(x);
  float AASRET()
   float x;
   clrscr();
   gotoxy(4,10); printf("<<<<<<< Datos iniciales >>>>>>>>>>
   textcolor(3);
   gotoxy(5,15); cprintf(" 9) Altura del Alabe en la Salida del Rotor de la Etapa");
   gotoxy(7,17); cprintf ("de la Turbina; h'2 [m]: ");
   scanf("%f",&x);
   return(x);
     float AVAFSRE()
   float x;
   clrscr();
   gotoxy(4,10); printf("<<<<<<< Datos iniciales >>>>>>>>>>
   textcolor(YELLOW);
   gotoxy(5,15); cprintf(" 10) Angulo de la Velocidad Absoluta del Flujo en la Salida");
   gotoxy(7,17); cprintf("del Rotor de la Etapa; a'2 [°]: ");
   scanf("%f",&x);
   x=(pi*x)/180;
   return(x);
     ********************************
float CVET()
   float x;
   clrscr();
   textcolor(3);
   gotoxy(5,15); cprintf(" 11) Coef. de la Vel. en la Etapa de la Turbina; FiT: ");
   scanf("%f",&x);
   return(x);
     float GRET()
   float x;
   clrscr();
   gotoxy(4,10); printf("<<<<<<<C>Oatos iniciales >>>>>>>>>>);
   textcolor(YELLOW);
   gotoxy(5,15); cprintf(" 12) Grado de Reaccion en la Etapa de la Turbina; RoT: ");
   scanf("\%f",&x);
   return(x);
```

```
float CUGCC()
 float x;
 clrscr();
 gotoxy(4,10); printf("<<<<<<< Datos iniciales >>>>>>>>>);
 textcolor(3);
 gotoxy(5,15); cprintf(" 13) Cte. Univ. del gas en la Camara de Combustion; Rg [J/kg K]: ");
 scanf("%f",&x);
 return(x);
   *************************************
float AASEET()
 float x;
 clrscr();
 gotoxy(4,10); printf("<<<<<<< Datos iniciales >>>>>>>>>);
 textcolor(YELLOW);
 gotoxy(5,15); cprintf(" 14) Altura del Alabe en la Salida del Estator de la Etapa");
 gotoxy(7,17); cprintf("de la Turbina; h1 [m]: ");
 scanf("%f",&x);
 return(x);
 float CDTTE()
 float x;
 clrscr();
 textcolor(3);
 gotoxy(5,15); cprintf(" 15) Coeficiente de Disminucion del Trabajo Teorico de la Etapa; dR: ");
 scanf("%f",&x);
 return(x);
 float RBL()
 float x;
 clrscr();
 gotoxy(4,10); printf("<<<<<< Datos iniciales >>>>>>>>);
 textcolor(YELLOW);
 gotoxy(5,15); cprintf(" 16) Densidad del Material del Alabe; Robl [kg/m3]: ");
 scanf("%f",&x);
 return(x);
 float FI()
     float x;
 clrscr();
 textcolor(3);
 gotoxy(5,15); cprintf(" 17) Coeficiente de la Configuración del Alabe; FI: ");
```

```
scanf("%f",&x);
 return(x);
          **************************************
float TAO()
 float x;
 clrscr();
 gotoxy(4,10); printf("<<<<<< >>>>>>>>>>>>);
 textcolor(YELLOW);
 gotoxy(5,15); cprintf(" 18) Tiempo de Trabajo del Alabe; TAO [Hrs]: ");
 scanf("%f",&x);
 return(x);
float C()
 float x;
 clrscr();
 gotoxy(4,10); printf("<<<<<< Datos iniciales >>>>>>>>);
 textcolor(3);
 gotoxy(5,15); cprintf(" 19) Constante; C: ");
 scanf("%f",&x);
 return(x);
float UM()
 float x;
 clrscr();
 gotoxy(4,10); printf("<<<<<< >>>>>>>>>>>>);
 textcolor(YELLOW);
 gotoxy(5,15); cprintf(" 20); Um: ");
 scanf("%f",&x);
 return(x);
void verifdatin()
 char R;
 do{
   clrscr();
   impdatin();
   do{
      gotoxy(7,31); printf("SON CORRECTOS LOS DATOS ?. | | <<(S) PARA SI>> | | * | | <<(N) PARA NO.>> | | ");
      gotoxy(31,33); cprintf("<<(S)>> | | | <<(N)>>...");
      R=toupper(getch());
   }while((R!='N')&&(R!='S'));
   if (R=='S') calcula();
    else modifica();
 }while (R=='N');
void inicio()
```

```
clrscr();
 textcolor(YELLOW);
 gotoxy(10,3); cprintf("ESTE PROGRAMA SIGUE Y EJECUTA EL ALGORITMO DE CALCULO DE");
 gotoxy(15,5); cprintf("LA PRIMERA ETAPA DE LA TURBINA.");
 textcolor(GREEN);
 gotoxy(10,8); cprintf("INGRESA LOS DATOS QUE SE PIDEN PARA PODER EFECTUAR EL");
 gotoxy(10,10); cprintf("CALCULO, EN LAS UNIDADES CORRESPONDIENTES AL SISTEMA");
 gotoxy(30,12); cprintf("INTERNACIONAL.");
 gotoxy(14,15); printf("Pulsa Cualquier Tecla para Continuar....");
 getch();
  /* Final del programa*/
void finprog()
 clrscr();
 textcolor(6);
 gotoxy(17,3); cprintf("QUE TE SEAN DE UTILIDAD LOS DATOS ENCONTRADOS.");
 textcolor(GREEN);
 gotoxy(17,8); cprintf("Programa Elaborado Por JORGE A. SANCHEZ RAMOS.");
 gotoxy(22,20); cprintf("Mexico, Distrito Federal, Junio 2006.");
 gotoxy(33,17); printf("SEPI CULHUACAN.");
 textcolor(12);
 gotoxy(26,13); cprintf("Instituto Politecnico Nacional.");
 gotoxy(14,15); printf("Escuela Superior de Ingenieria Mecanica y Electrica.");
 gotoxy(8,24); printf("Ahora Presiona Cualquier Tecla para Finalizar el Programa....");
 getch();
 exit(0);
 void modifica()
 int opc, Z=0;
 char R;
 clrscr();
 printf("\a");
 textcolor(9);
 gotoxy(30,2); cprintf("MODIFICACIONES.");
 gotoxy(5,5); printf("A Partir de los Datos que Seran Mostrados en la Lista de Datos Iniciales.");
 gotoxy(10,10); printf("Para Corrección de un Solo Parametro Seleccionar el Número 1 ");
 gotoxy(10,12); printf("Para Corregir y Capturar Todo Seleccionar Numero 2");
 gotoxy(18,15); printf("Para Continuar a Elegir, Pulsar Una Tecla.");
 getch();
 clrscr();
 do{
       textcolor(9);
       gotoxy(15,1); cprintf("MODIFICACIONES A LOS DATOS INICIALES.");
       impdatin();
       gotoxy(5,31); printf("Modificar Solo Un Parametro << 1 >> | | | Modificar Todo << 2 >> ... ");
       R=getch();
 \{while \((R!='1')\&&(R!='2')\);
 if (R=='2') captura();
 else{
       clrscr();
       printf("\a");
       gotoxy(5,5); printf("Del Listado que Aparecera en Pantalla Seleccionar el Numero del");
```

```
gotoxy(5,7); printf("Parametro que se Quiere Modificar. Observando que el Numero Debe");
        gotoxy(5,9); printf("Estar en el Intervalo de 1 a 20, en Numero Entero");
        gotoxy(5,14); printf("Para Continuar a Elegir, Pulsar Una Tecla.");
        getch();
        do{
           do{
                clrscr();
                textcolor(9);
                gotoxy(20,1); cprintf("MODIFICACIONES A LOS DATOS INICIALES.");
                impdatin();
                gotoxy(5,32); printf("Seleccion del Numero de parametro en el Intervalo de 1 a 20 ... ");
                scanf("%d",&opc);
           }while ((opc<1) | | (opc>19));
           switch (opc) {
                case 1: nutt=RIET(); break;
                case 2: tgt=TTGET(); break;
                case 3: lt=TET(); break;
                case 4: cpg=CPGCC(); break;
                case 5: kg=IAGCC(); break;
                case 6: pgt=PTGT(); break;
                case 7: gg=GMGT(); break;
                case 8: dm=DEET(); break;
                case 9: h2p=AASRET(); break;
                case 10: a2p=AVAFSRE(); break;
                case 11: fit=CVET(); break;
                case 12: rot=GRET(); break;
                case 13: Rg=CUGCC(); break;
                case 14: h1=AASEET(); break;
                case 15: dr=CDTTE(); break;
               case 16: Robl=RBL(); break;
                case 17: fi=FI(); break;
                case 18: tao=TAO(); break;
                case 19: c=C(); break;
               case 20: um=UM(); break;
               default:{
                        printf("\a");
                        Z=1;
        \mathbf{While} (Z==1);
void calcula()
 char r;
 do{
        SALETAP(); SALESTAT(); SALROT(); RESALROT();
          clrscr();
          gotoxy(8,5); printf("Para Ver Nuevamente los Resultados Pulsar << 1 >>");
          gotoxy(8,8); printf("Para Continuar Pulsar << 2 >>");
          gotoxy(12,13); printf(" Opcion Elegida?... ");
          r=getch();
        while ((r!='1')&&(r!='2'));
 }while (r=='1');
```

```
void impdatin()
  clrscr();
  gotoxy(30,1); printf("Tabla de Datos Inicial");
  textcolor(3);
  gotoxy(2,2); cprintf(" 1) Rend. Isent. de la Etapa de la Turbina; Nu*T= %f",nutt);
  gotoxy(2,4); cprintf(" 3) Trabajo de la Etapa de la Turbina; LT*= %f [J/kg]",lt);
  gotoxy(2,6); cprintf(" 5) Indice Adiabatico para el Gas en la Cam. de Comb.: Kg= %f",kg);
  gotoxy(2,8); cprintf(" 7) Gasto Masico del Gas en la Entrada de la Turb.: Gg= %f [kg/s]",gg);
  gotoxy(2,10); cprintf(" 9) Alt. del Alabe en la Sal. del Rot. de la Etapa: h'2= %f [m]",h2p);
  gotoxy(2,13); cprintf(" 11) Coef. de la Vel. en la Etapa de la Turbina: FiT= %f ",fit);
  gotoxy(2,15); cprintf(" 13) Cte. Univ. del gas en la Camara de Combustion: Rg= %f [J/kg K]",Rg);
  gotoxy(2,17); cprintf(" 15) Coef. de Disminucion del Trab. Teor. de la Etapa: Dr= %f ",dr);
  gotoxy(2,19); cprintf(" 17) Coeficiente de la Configuración del Alabe: FI= %f ",fi);
  gotoxy(2,21); cprintf(" 19) Constante: C= %f ",c);
  textcolor(YELLOW);
  gotoxy(2,3); cprintf(" 2) Temp. Total del Gas en la Entrada de la Turbina: Tg*= %f [K]",tgt);
  gotoxy(2,5); cprintf(" 4) Cp para el Gas en la Camara de Combustion: Cpg= %f [J/kg K]:",cpg);
  gotoxy(2,7); cprintf(" 6) Pres. Tot. de Gas en la Entrada de la Turbina: Pg*= %f [Pa]",pgt);
  gotoxy(2,9); cprintf(" 8) Diametro Externo de la Etapa de la Turbina: Dm= %f [m]",dm);
  gotoxy(2,11); cprintf(" 10) Ang. de la Vel. Abs. del Flujo en la Sal. del Rotor");
  gotoxy(8,12); cprintf("de la Etapa: a'2= %f [°]",a2p*180/pi);
  gotoxy(2,14); cprintf(" 12) Grado de Reaccion en la Etapa de la Turbina: RoT= %f ",rot);
  gotoxy(2,16); cprintf(" 14) Alt. del Alabe en la Sal. del Estat. de la Etapa de la Turb.: h1= %f ",h1);
  gotoxy(2,18); cprintf(" 16) Densidad del Material del Alabe: Robl= %f ",Robl);
  gotoxy(2,20); cprintf(" 18) Tiempo de Trabajo del Alabe: TAO= %f",tao);
  gotoxy(2,22); cprintf(" 20) : Um= %f",um);
void SALETAP()
 float a, b, d;
 T2T = tgt-(lt/cpg);
       a=kg/(kg-1); b=1-(lt/(cpg*tgt*nutt)); d=pow(b,a);
 PISTT = 1/d;
 P2T = pgt/PISTT;
       a=gg*sqrt(T2T); b=0.0396*pi*dm*h2p*P2T*sin(a2p);
  QL2 = a/b;
 PL2 = INTERP1(QL2);
 L2 = INTERP2(QL2);
 P2P = P2T*PL2;
       a=(kg-1)/kg; b=pgt/P2P; d=1/pow(b,a);
 LAD = cpg*tgt*(1-d);
 clrscr();
 printf ("\n\n\t *** Result. del Calc. de los Paramet. en la sal. de la Etapa *** \n\n");
 printf ("\t T2* = \%f[K] \n", T2T);
 printf ("\t \ PIst* = %f \n", PISTT);
  printf ("\t \t \P2* = %f [Pa] \n", P2T);
 printf ("\t \t \q(L2) = \%f \n", QL2);
 printf ("\t \t \p(L2) = \%f \n", PL2);
```

```
printf ("\t L2 = \%f \n",L2);
 printf ("\t\t P2 = %f \n",P2);
 printf ("\t \text{Lad} = \%f",LAD);
 printf ("\n\n \t\t Pulsar Cualquier Tecla para Continuar...");
  void SALESTAT()
 float a, b, d, e;
       a=2*LAD*(1-rot); b=sqrt(a);
 C1 = fit*b;
 A1CR = 18.1*sqrt(tgt);
 L1 = C1/A1CR;
       a=pow(C1,2); b=a/(2*cpg);
 T1 = tgt-b;
       b=pow(fit,2); d=a/(2*b*cpg);
 T1AD = tgt-d;
       a=kg/(kg-1); b=T1AD/tgt; d=pow(b,a);
 P1 = pgt*d;
       b=tgt/T1; d=pow(b,a);
 P1T = P1*d;
 SIGGV = P1T/pgt;
 RO1 = P1/(Rg*T1);
 SENA1 = gg/(pi*dm*h1*C1*RO1);
 A1 = asin(SENA1);
 COSA1 = cos(A1);
 C1A = C1*SENA1;
 C1U = C1*COSA1;
       a=um/C1; b=COSA1-a;
 TGB1 = SENA1/b;
 B1 = atan(TGB1);
 SENB1 = sin(B1);
 W1 = C1*(SENA1/SENB1);
       a=pow(W1,2); b=a/(2*cpg);
 T1WT = T1+b;
       a=h2p/dm; b=1-a; d=1/b; e=(1-rot)*d;
 ROTH = 1-e;
 clrscr();
 printf ("\n\n\t *** Result. del Calc. de los Paramet. en la sal. del Estator *** \n\n");
 printf ("\t C1 = \%f \n", C1);
 printf ("\t \ a1cr = %f \n", A1CR);
 printf ("\t L1 = \%f \n", L1);
 printf ("\t T1 = \%f \n", T1);
 printf ("\t T1ad = \%f \n", T1AD);
```

```
printf ("\t \ P1 = \%f \ n", P1);
 printf ("\t\t\ P1* = %f \n", P1T);
 printf ("\t \ SIGgv = %f \n", SIGGV);
 printf ("\t \ Ro1 = \%f \ n", RO1);
 printf ("\t \ Sen(a1) = %f \n", SENA1);
 printf ("\t\t\ a1 = \%f\n [\circ\]",A1*180/pi);
 printf ("\t \ Cos(a1) = %f \n", COSA1);
 printf ("\t C1a = %f \n", C1A);
 printf ("\tt\tt C1u = %f \n", C1U);
 printf ("\t \Tan(B1) = %f \n \TGB1);
 printf ("\t B1 = \%f \n", B1*180/pi);
 printf ("\t \ Sen(B1) = %f \n \, SENB1);
 printf ("\t \ W1 = \%f \ n", W1);
 printf ("\t\t\ T1w* = %f \n", T1WT);
 printf ("\t\t\t RoTh = %f ", ROTH);
 printf ("\n\n \t\t Pulsar Cualquier Tecla para Continuar...");
  void SALROT()
 float a, b, d;
       a=lt/dr; b=(C1U*um)-a;
 C2U = b/um;
 C2AP = C1A+15;
       a=pow(C2AP,2); b=pow(C2U,2); d=a+b;
 C2P = sqrt(d);
 T2 = T2T-(d/(2*cpg));
       a=kg/(kg-1); b=(T2/T2T); d=pow(b,a);
 P2R = P2T*d;
 RO2 = P2R/(Rg*T2);
 C2APP = gg/(pi*dm*h2p*RO2);
       a=C2APP-C2AP;
 DC2APP = (a/C2AP)*100;
 H2 = gg/(pi*dm*RO2*C2AP);
 C2A = C2AP*(H2/h2p);
       a=pow(C2A,2); b=pow(C2U,2); d=a+b;
 C2 = sqrt(d);
       a=(C2A-C2AP);
 DTEST = (a/C2A)*100;
 SENA2 = (C2A/C2);
 A2 = asin(SENA2);
 COSA2 = cos(A2);
       a=um/C2; b=COSA2+a;
```

```
TGB2 = SENA2/b;
 B2 = atan(TGB2);
 SENB2= sin(B2);
 W2 = C2*(SENA2/SENB2);
       a=pow(W2,2); b=a/(2*cpg);
 T2WT = T2+b;
       a=(kg-1)/kg; b=(P2R/P1); d=pow(b,a);
 T2ADP = T1*d;
       a=T2WT-T2ADP; b=2*cpg*a;
 W2AD = sqrt(b);
 PSI = W2/W2AD;
 clrscr();
 printf ("\n \  Result. del Calc. de los Paramet. en la sal. del Rotor *** \n \ ");
 printf ("\t C2u = \%f \n", C2U);
 printf ("\t C'2a = \%f \n", C2AP);
 printf ("\t C'2= \%f \n", C2P);
 printf ("\t T2 = \%f \n", T2);
 printf ("\t P2 = \% f \n", P2R);
 printf ("\t \ Ro2 = \%f \ n", RO2);
 printf ("\t \ C"2a = %f \n", C2APP);
 printf ("\t\t\ DC"2a = \%f\n", DC2APP);
 printf ("\t h2 = \%f \n", H2);
 printf ("\t C2a = \%f \n", C2A);
 printf ("\t C2 = \%f \n", C2);
 printf ("\t \ DT = \%f \ n", DTEST);
 printf ("\t \ Sen(a2) = %f \n", SENA2);
 printf ("\t\t\ a2 = %f \n",A2*180/pi);
 printf ("\t \ Cos(a2) = %f \n", COSA2);
 printf ("\t \Tan(B2) = %f \n", TGB2);
 printf ("\t B2 = \% f \n", B2*180/pi);
 printf ("\t \in Sen(B2) = \%f \in SENB2);
 printf ("\t W2 = \% f \n", W2);
 printf ("\t\t\ T2w* = %f \n", T2WT);
 printf ("\t\t\ T'2ad = \%f \n", T2ADP);
 printf ("\t\t\t W2ad = \%f \n", W2AD);
 printf ("\t \ Psi = %f ", PSI);
 printf ("\n\n \t\t Pulsar Cualquier Tecla para Continuar...");
  void RESALROT()
 float a, b, d, e;
 C2UTEST = C2U/um;
       a=pow(um,2); b=0.5+C2UTEST; d=b/cpg; e=d*a;
 TWT = T2 + e;
 TBL = TWT-75;
```

```
b=h1/dm;
   SISU = 0.0000026*Robl*a*fi*b;
              a=log10(tao); b=a+c;
   P = TBL*b;
   clrscr();
   printf ("\n\n\t *** Result. del Calc. de los Paramet. en la sal. del Rotor *** \n\n");
   printf ("\t \t \ C2uTest = %f \n", C2UTEST);
   printf ("\t Tbl = %f \n", TBL);
   printf ("\t\t\ SigSum = %f \n", SISU);
   printf ("\t \ P = \%f", P);
   printf ("\n\n \t\t Pulsar Cualquier Tecla para Continuar...");
  float INTERP1(float Q11)
   float pl2, ql[49], PL2[49];
   int i;
   ql[0] = 0.1582; \ ql[1] = 0.1738; \ ql[2] = 0.1894; \ ql[3] = 0.2050; \ ql[4] = 0.2205; \ ql[5] = 0.2360; \ ql[6] = 0.2514; \ ql[7] = 0.2667;
   ql[8] = 0.2820; \ ql[9] = 0.2972; \ ql[10] = 0.3123; \ ql[11] = 0.3273; \ ql[12] = 0.3423; \ ql[13] = 0.3571; \ ql[14] = 0.3719; \ ql[14] = 0.37
   ql[15]=0.3866; ql[16]=0.4011; ql[17]=0.4156; ql[18]=0.4300; ql[19]=0.4442; ql[20]=0.4584; ql[21]=0.4724;
   q1[22]=0.4863; q1[23]=0.5001; q1[24]=0.5137; 1[25]=0.5273; q1[26]=0.5406; q1[27]=0.5539; q1[28]=0.5670;
   q1[29]=0.5800; q1[30]=0.5928; q1[31]=0.6054; q1[32]=0.6179; q1[33]=0.6303; q1[34]=0.6425; q1[35]=0.6545;
   q1|36|=0.6663; q1|37|=0.6780; q1|38|=0.6896; q1|39|=0.7009; q1|40|=0.7121; q1|41|=0.7338; q1|42|=0.7549;
   q[[43]=0.7751; q[[44]=0.7946; q[[45]=0.8133; q[[46]=0.8312; q[[47]=0.8482; q[[48]=0.8644; q[[49]=0.8797;
   PL2[0]=0.9943; PL2[1]=0.9931; PL2[2]=0.9918; PL2[3]=0.9904; PL2[4]=0.9889; PL2[5]=0.9872; PL2[6]=0.9855;
   PL2[7]=0.9836; PL2[8]=0.9816; PL2[9]=0.9796; PL2[10]=0.9774; PL2[11]=0.9751; PL2[12]=0.9727;
   PL2[13]=0.9701; PL2[14]=0.9675; PL2[15]=0.9648; PL2[16]=0.9620; PL2[17]=0.9590; PL2[18]=0.9560;
   PL2[19]=0.9529; PL2[20]=0.9496; PL2[21]=0.9463; PL2[22]=0.9428; PL2[23]=0.9393; PL2[24]=0.9356;
   PL2[25]=0.9319; PL2[26]=0.9281; PL2[27]=0.9241; PL2[28]=0.9201; PL2[29]=0.9161; PL2[30]=0.9118;
   PL2|31|=0.9075; PL2|32|=0.9031; PL2|33|=0.8986; PL2|34|=0.8940; PL2|35|=0.8893; PL2|36|=0.8846;
   PL2[37]=0.8798; PL2[38]=0.8748; PL2[39]=0.8698; PL2[40]=0.8648; PL2[41]=0.8544; PL2[42]=0.8437;
   PL2[43]=0.8327; PL2[44]=0.8214; PL2[45]=0.8098; PL2[46]=0.7980; PL2[47]=0.7860; PL2[48]=0.7736;
   PL2[49]=0.7611;
   for (i=0;i<=49;i++)
              if (Q11 == q1[i])
                            pl2=PL2[i];
                             break:
              if ((Q11>q1[i])&&(Q11<q1[i+1]))
                             p12=(PL2[i]+(((PL2[i+1]-PL2[i])/(q1[i+1]-q1[i]))*(Q11-q1[i]));
                             break:
   return(pl2);
```

```
float INTERP2(float Q12)
    float 12, ql[49], L2[49];
    int i;
    ql[0] = 0.1582; \ ql[1] = 0.1738; \ ql[2] = 0.1894; \ ql[3] = 0.2050; \ ql[4] = 0.2205; \ ql[5] = 0.2360; \ ql[6] = 0.2514; \ ql[7] = 0.2667;
    ql[8] = 0.2820; \ ql[9] = 0.2972; \ ql[10] = 0.3123; \ ql[11] = 0.3273; \ ql[12] = 0.3423; \ ql[13] = 0.3571; \ ql[14] = 0.3719; \ ql[14] = 0.37
    ql[15] = 0.3866; \ ql[16] = 0.4011; \ ql[17] = 0.4156; \ ql[18] = 0.4300; \ ql[19] = 0.4442; \ ql[20] = 0.4584; \ ql[21] = 0.4724;
    ql[22] = 0.4863; \ ql[23] = 0.5001; \ ql[24] = 0.5137; \ ql[25] = 0.5273; \ ql[26] = 0.5406; \ ql[27] = 0.5539; \ ql[28] = 0.5670;
    ql[29] = 0.5800; \ ql[30] = 0.5928; \ ql[31] = 0.6054; \ ql[32] = 0.6179; \ ql[33] = 0.6303; \ ql[34] = 0.6425; \ ql[35] = 0.6545;
    q1[36] = 0.6663; q1[37] = 0.6780; q1[38] = 0.6896; q1[39] = 0.7009; q1[40] = 0.7121; q1[41] = 0.7338; q1[42] = 0.7549;
    q[[43]=0.7751; q[[44]=0.7946; q[[45]=0.8133; q[[46]=0.8312; q[[47]=0.8482; q[[48]=0.8644; q[[49]=0.8797;
    L2[0]=0.10; L2[1]=0.11; L2[2]=0.12; L2[3]=0.13; L2[4]=0.14; L2[5]=0.15; L2[6]=0.16; L2[7]=0.17; L2[8]=0.18;
    L2[9]=0.19; L2[10]=0.20; L2[11]=0.21; L2[12]=0.22; L2[13]=0.23; L2[14]=0.24; L2[15]=0.25; L2[16]=0.26;
    L2[17]=0.27; L2[18]=0.28; L2[19]=0.29; L2[20]=0.30; L2[21]=0.31; L2[22]=0.32; L2[23]=0.33; L2[24]=0.34;
    L2[25]=0.35; L2[26]=0.36; L2[27]=0.37; L2[28]=0.38; L2[29]=0.39; L2[30]=0.40; L2[31]=0.41; L2[32]=0.42;
    L2[33]=0.43; L2[34]=0.44; L2[35]=0.45; L2[36]=0.46; L2[37]=0.47; L2[38]=0.48; L2[39]=0.49; L2[40]=0.50;
    L2[41]=0.52; L2[42]=0.54; L2[43]=0.56; L2[44]=0.58; L2[45]=0.60; L2[46]=0.62; L2[47]=0.64; L2[48]=0.66;
    L2[49]=0.68;
    for (i=0;i<=49;i++)
                  if (Q12 = q1[i])
                                   12=L2[i];
                                    break;
                  if ((Q12>q1[i])&&(Q12<q1[i+1]))
                                    12=(L2[i]+(((L2[i+1]-L2[i])/(ql[i+1]-ql[i]))*(Ql2-ql[i])));
                                   break;
    return(12);
```

Anexo E

Algoritmo de cálculo de los parámetros principales de la turbina multietapa

Algoritmo de cálculo de los parámetros principales de la turbina multietapa.

$$\left(rac{h}{D_m}
ight)_4$$
 Relación de la altura del alabe al diámetro medio en la salida de la turbina.

 $F_4=\pi\!D_m h_4$ Área del ducto en la salida de la turbina.

$$q(\lambda_4)\!=\!\frac{G_g\,\sqrt{T_T^*}}{0.0396P_T^*F_4} \ \ \text{Función gasodinamica del gasto másico en la salida de la turbina.}$$

 λ_4 Velocidad especifica en la salida de la turbina.

$$a_{4cr} = \sqrt{\frac{2k_g}{k_g+1}R_gT_T^*}$$
 Velocidad crítica del sonido en la salida de la turbina.

 $C_4=\lambda_4 a_{4cr}$ Velocidad absoluta en la salida de la turbina.

$$n = \frac{60U_m}{\pi D_m}$$
 Número de revoluciones por minuto del rotor.

$$N_T = rac{L_C^* G_a}{\eta_m}$$
 Potencia de la turbina.

$$\mu_T = rac{L_T^*}{U_m^2}$$
 Coeficiente de carga de la turbina.

 μ_{TI} Coeficiente de carga de la etapa primera de la turbina.

 $L_{TI} = \mu_{TI} U_m^2$ Trabajo de la etapa primera de la turbina.

$$N_{TI} = rac{L_{TI} G_g}{\eta_m}$$
 Potencia de la etapa primera de la turbina.

 $N_{T\,I\!I}=N_T-N_{T\!I}$ Potencia de la etapa segunda de la turbina.

$$L_{TII} = rac{\eta_{\scriptscriptstyle m} N_{\scriptscriptstyle TII}}{G_{\scriptscriptstyle g}}$$
 Trabajo de la etapa segunda de la turbina.

$$\mu_{II} = rac{L_{TII}}{U_m^2}$$
 Coeficiente de la carga de la etapa segunda de la turbina.