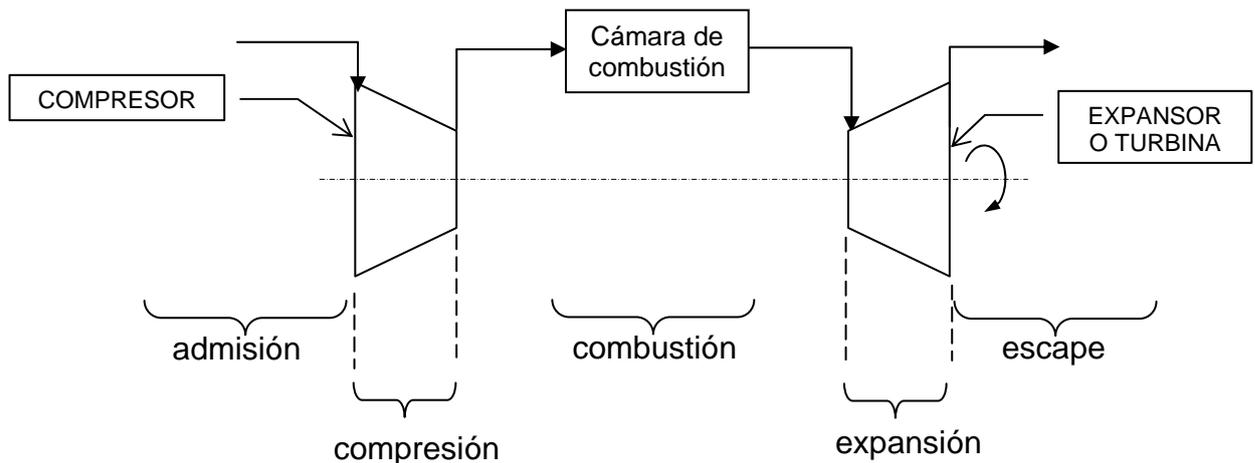


Capítulo 16

Máquinas de combustión interna rotativas:

Son aquellas en las cuales se cumplen prácticamente las mismas evoluciones que en las alternativas, es decir, admisión - compresión - ignición, combustión - expansión - escape, pero en vez de tratarse de un sistema termodinámico único de volumen variable entre dos límites (V_{\min} y V_{\max}) por medio del movimiento *alternativo* de un pistón, es decir, *evoluciones decaladas en el tiempo*, se trata de evoluciones en este caso de evoluciones *decaladas en el espacio*, es decir, que se suceden a lo largo del circuito de la máquina. Se conocen genéricamente como Turbinas de Gas.

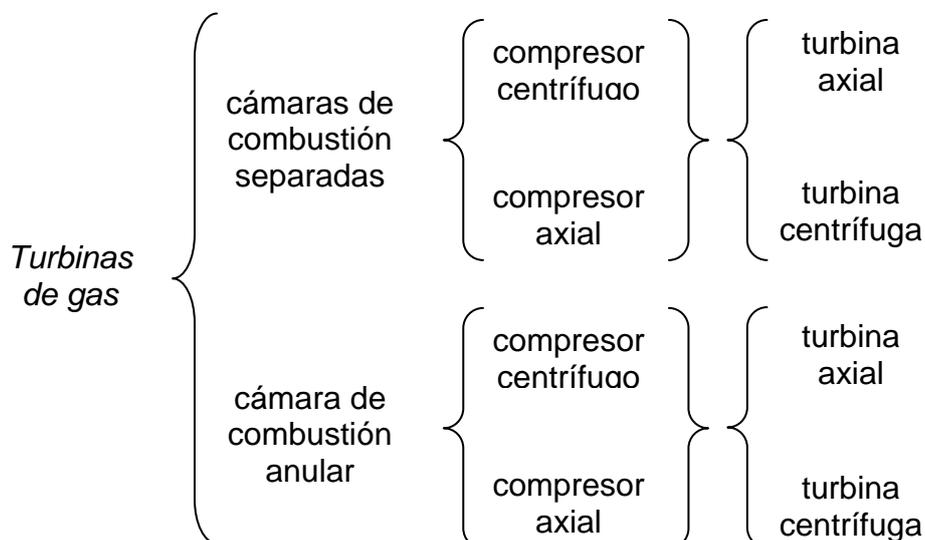
El esquema funcional es el siguiente:



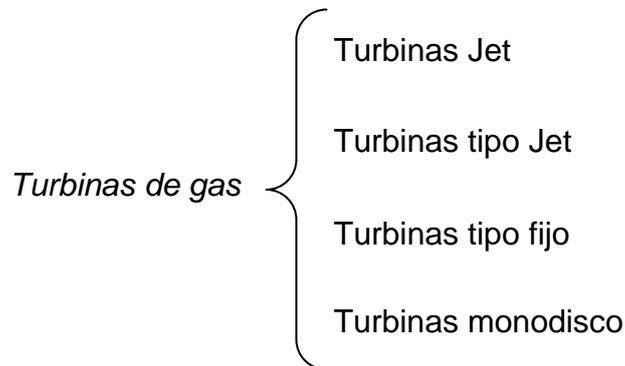
En este esquema se puede apreciar que la energía provista por la expansión del fluido se transforma en el expansor en energía mecánica que se destina al accionamiento del compresor, y en ese caso, la energía restante proveniente de la eyección de los gases en el escape es la que se utiliza en la propulsión aeronáutica.

Tanto los compresores como los expansores pueden ser de flujo axial o centrífugos, siendo las características particulares gran caudal y baja relación de compresión por etapa en el primer caso, y exactamente a la inversa en el segundo.

En base a ello, los distintos tipos de motores se pueden clasificar:



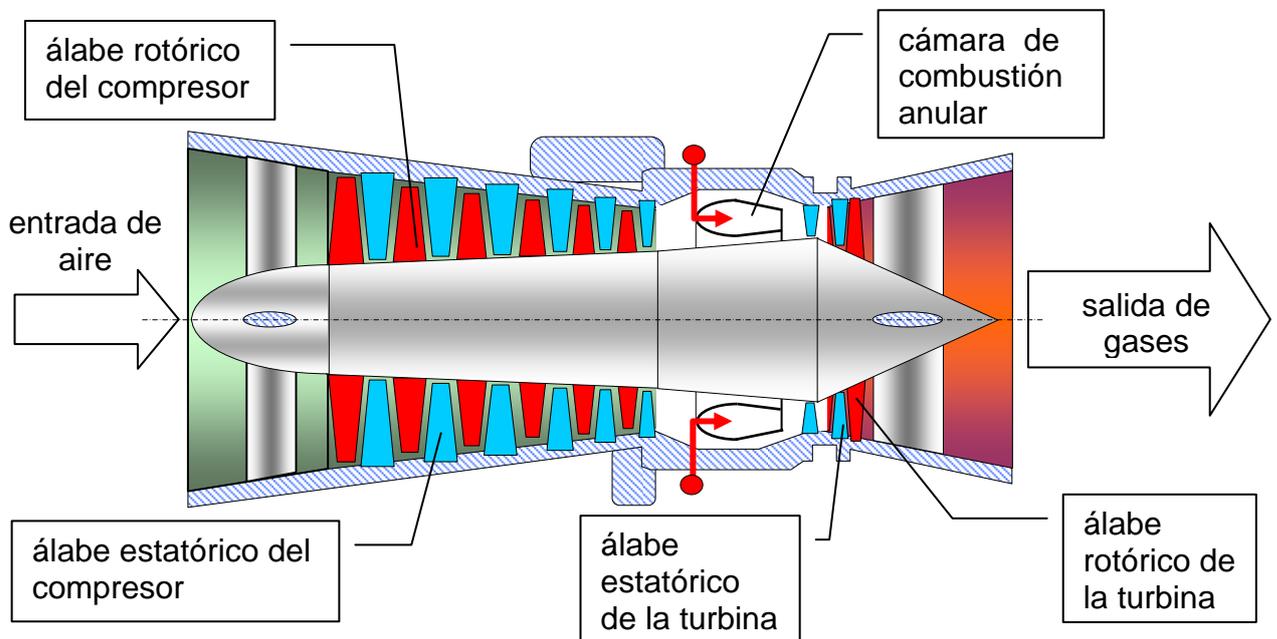
En general, asimismo, se pueden clasificar también por el tipo de máquina:



Las turbinas jet son los motores de uso aeronáutico, en general de compresores axiales multietapas y turbina también axial. Existen modelos en uso con compresores centrífugos y turbina axial. Sus características principales son:

- ❑ Máxima concentración de potencia.
- ❑ Alto costo inicial por los materiales y procesos de fabricación.
- ❑ Alto costo de mantenimiento.
- ❑ Rendimiento modesto.
- ❑ diseñadas para quemar combustibles refinados y livianos.

El esquema simplificado es como el siguiente:

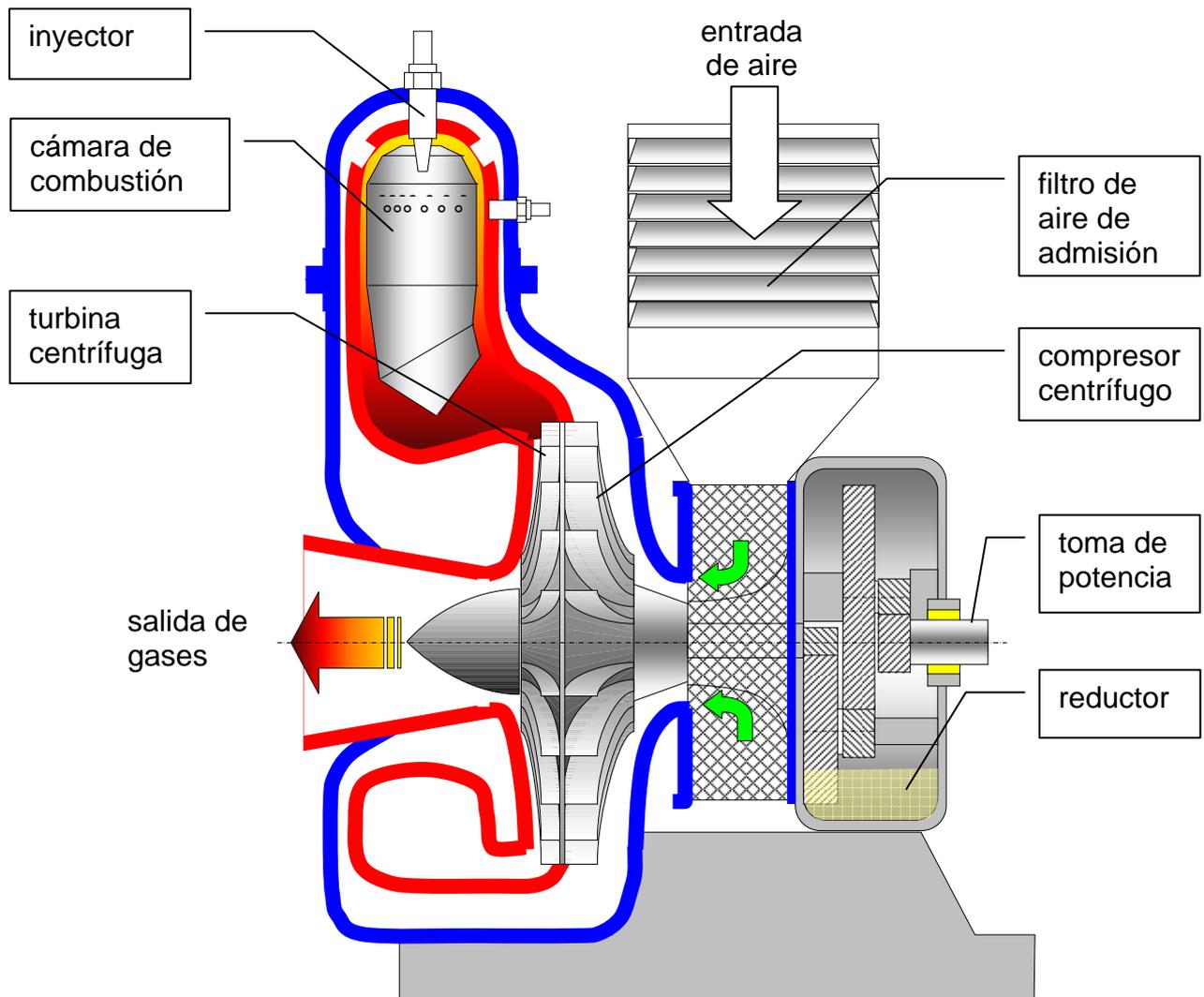


Las turbinas tipo jet son motores derivados de las anteriores o directamente máquinas aeronáuticas fuera de servicio adaptadas, de uso fijo exclusivamente. Comparten la mayoría de las características de las máquinas jet, excepto en su costo inicial, que es mucho menor para la misma potencia. Como característica principal es que poseen toma de potencia por eje, a diferencia de las anteriores, que transmiten la potencia exclusivamente por empuje.

Pueden ser de cámara anular o con cámaras separadas para facilitar el mantenimiento. Asimismo, están adaptadas para utilizar combustibles más pesados, generalmente gas-oil pudiendo inclusive usar combustibles residuales, y por supuesto, gas natural.

En cuanto a las turbinas de tipo monodisco, representan un caso particular de las turbinas de tipo fijo, y tienen como característica particular que el compresor y la turbina, ambos centrífugos, se ubican a ambos lados de un disco, con lo cual se logran tamaños y pesos muy reducidos, para usos muy especiales, como por ejemplo, generadores eléctricos de carga constante de poca potencia. Trabajan a elevados regímenes de revoluciones (100.000 r.p.m. o más), utilizan combustibles livianos, generalmente el mismo de las jet, o gas natural, y tienen toma de potencia al eje, generalmente con un reductor de alta relación de transmisión.

Un esquema simplificado puede ser el siguiente:

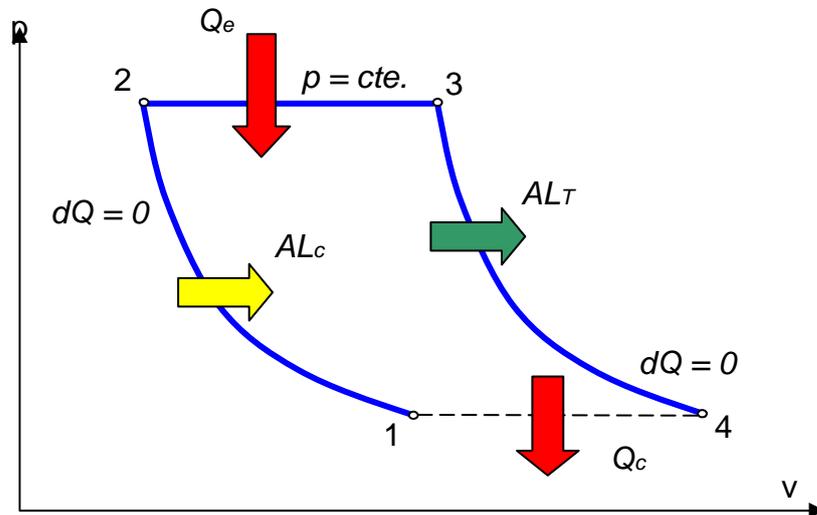


Existen otros motores destinados a diversos usos, como por ejemplo el motor de turbohélice y el turbo-fan, que son motores aeronáuticos, cuya parte principal la constituye un motor jet, adaptado en el primer caso para entregar potencia al eje, y para arrastrar un ventilador en el segundo caso.

El ciclo que desarrollan es el de Brayton-Joule, que se detalla a continuación. Se debe recordar que las evoluciones principales pueden ser asimiladas a las correspondientes vistas para los motores alternativos, es decir:

- Admisión y compresión
- Combustión
- Expansión
- Escape

Considerando entonces el ciclo ideal, se tiene:



El ciclo ideal se compone por una evolución de compresión adiabática 1-2, la cual se lleva a cabo a expensas del trabajo AL_c en el compresor mono o multi etapa; el aire recibe calor del medio Q_e entre los puntos 2 y 3 a presión constante, que es prácticamente la evolución en la cámara de combustión, hasta adquirir su máxima entalpía; luego se expande en la turbina adiabáticamente en la evolución 3-4, entregando trabajo AL_T . El ciclo se completa porque el aire de escape en las condiciones del punto 4 regresa en la atmósfera a las condiciones del punto 1, que es la forma en que el sistema cede calor al medio.

Se analizará el ciclo ideal, con las consideraciones de borde similares al caso del ciclo del motor alternativo antes visto.

Datos de arranque:

P_1 ; T_1 ; relación de compresión λ , y asimismo, la temperatura T_3 , que es la

$$T_2 = \lambda^m \cdot T_1$$

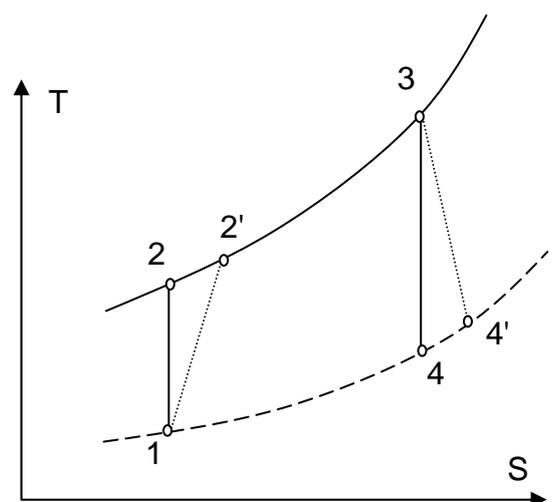
temperatura límite de resistencia de los álabes de la turbina.

Para determinar los siguientes puntos del ciclo ideal de Brayton - Joule, se considera:

Donde es asimismo

$$m = \frac{\kappa - 1}{\kappa} = 1,41 \quad \text{para el aire}$$

$$\frac{T_4}{T_1} = \frac{T_3}{T_2} \rightarrow T_4 = \frac{T_3}{T_2} \cdot T_1$$



Además es $A.L_C = c_p \cdot (T_2 - T_1)$; de igual forma, $A.L_T = c_p \cdot (T_3 - T_4)$ por lo cual es

$$A.L_U = c_p \cdot (T_3 - T_4) - c_p \cdot (T_2 - T_1) = c_p \cdot [(T_3 - T_4) - (T_2 - T_1)] = c_p \cdot [(T_3 - T_2) - (T_4 - T_1)]$$

Y como $Q_e = c_p \cdot (T_3 - T_2)$ es

$$\eta_{ideal} = \frac{A.L_U}{Q_e} = \frac{c_p [(T_3 - T_2) - (T_4 - T_1)]}{c_p \cdot (T_3 - T_2)} = 1 - \frac{(T_4 - T_1)}{(T_3 - T_2)}$$

Pero en las evoluciones a presión constante se cumple que

$$\frac{(T_4 - T_1)}{T_1} = \frac{(T_3 - T_2)}{T_2} \rightarrow \frac{T_4 - T_1}{T_3 - T_2} = \frac{T_1}{T_2} \therefore \eta_{ideal} = 1 - \frac{T_1}{T_2}$$

En el caso de tratarse del ciclo real, se deberían considerar los rendimientos del compresor y de la turbina, quedando el ciclo como el 1-2'-3-4' y donde se tiene que

$$\eta_{compresor} = \frac{T_2 - T_1}{T_{2'} - T_1} \therefore T_{2'} = T_1 + \frac{T_2 - T_1}{\eta_c}$$

De igual forma

$$\eta_{turbina} = \frac{T_3 - T_{4'}}{T_3 - T_4} \therefore T_{4'} = T_3 - \eta_t (T_3 - T_4)$$

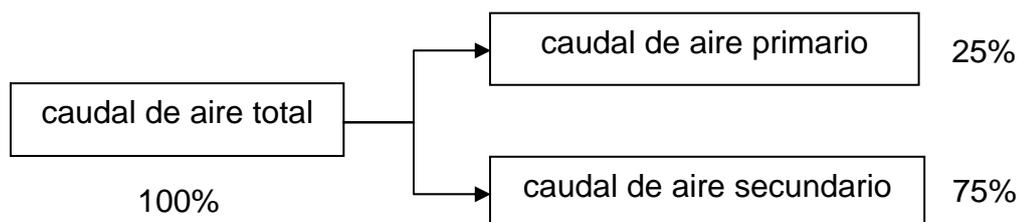
Entonces, de la expresión del rendimiento del ciclo ideal, reemplazando se tiene:

$$\eta_{real} = 1 - \frac{T_{4'} - T_1}{T_3 - T_{2'}}$$

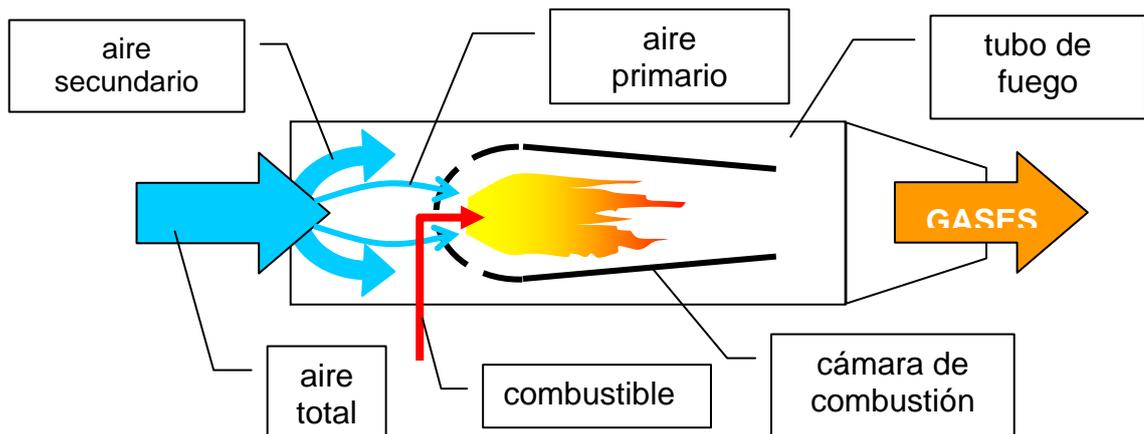
siendo ésta la expresión del rendimiento del ciclo real.

Si se efectúa el análisis considerando los flujos de energía entre turbina y compresor, se puede notar que en general, de la potencia total entregada por la turbina se destina aproximadamente un 75% en mover el compresor, con lo cual la potencia útil al eje se ve notablemente reducida.

Si se analiza entonces el flujo de aire se puede notar que se cumple que:



la razón de ello se puede ver en el flujo de un tubo de fuego,



Se puede notar que los gases de combustión, pese a salir con una gran entalpía, están muy diluidos en el aire secundario, cuya única función es lograr que la temperatura descienda desde la de la llama hasta aquella en la que pueden trabajar los álabes de la turbina.

Se puede inclusive efectuar algunos análisis respecto del aire secundario, como por ejemplo, qué ocurre si se pudiese disminuirlo al 50%.

No debe olvidarse que el caudal de aire primario se calcula en base al valor del calor entregado.

Dicho calor entregado por unidad de tiempo es

$$Q_e = H_c \cdot G_c$$

donde H_c es el poder calorífico del combustible, en [KCal/Kg], y G_c el caudal de combustible en [Kg/h]; y como la relación aire combustible λ es fija, de aproximadamente 14 a 15 Kg. de aire por Kg de combustible, no hay dificultad en determinar el caudal de aire primario;

$$G_{ap} = \lambda \cdot G_c \quad (1)$$

En el ciclo real se cumple:

$$\eta_{tt} = \frac{N_u [CV] 632}{G_c \cdot H_c} \quad \text{o bien,} \quad \eta_{tt} = \frac{N_u [KW] 860}{G_c \cdot H_c} \rightarrow \text{de donde se puede sacar } G_c$$

de la (1), conociendo el valor de $\lambda = 15$ se calcula el valor del aire primario G_{ap} , además si se tiene que de acuerdo al diagrama del ciclo real

$$G_{at} \cdot c_p \cdot (T_3 - T_{2'}) = H_c \cdot G_c \rightarrow \text{de donde se puede sacar } G_{at}$$

y como se cumple que

$$G_{at} = G_{ap} + G_{as} \quad \text{se calcula por diferencia } G_{as} \text{ y con ese valor, la relación } G_{ao}/G_{as}$$

lo cual contribuye a dar una idea de lo limitante del rendimiento que resulta el valor máximo que puede alcanzar T_3 .

Como ejercicio se recomienda efectuar para un caso común el análisis antedicho en cuanto a considerar la posibilidad de trabajar con solamente el 50% del aire secundario.