ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIEROS AERONÁUTICOS

Examen de Motores de Reacción y Turbinas de Gas 20.06.05

EJERCICIO 1

La polar parabólica de un avión de transporte subsónico, con un peso al despegue de 350 ton, es:

$$C_D = K_1 C_L^2 + K_2 C_L + C_{D0}$$

siendo: K_1 = 0,05; K_2 = -0,006; C_{D0} = 0,018.

Su carga alar es 7,2 kPa.

En la condición de crucero: a = 10000 m (P_0 = 26,461 kPa; T_0 = 223,18 K) y M_0 = 0,85 y con un peso del avión de 280 ton.

¿Cuánto debe ser la relación empuje / peso?.

Comente el resultado a la luz de los valores típicos de empuje / peso al despegue de los aviones de transporte subsónicos.

ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIEROS AERONÁUTICOS

Examen de Motores de Reacción y Turbinas de Gas 20.06.05

EJERCICIO 2

Calcule la resistencia adicional, en despegue, de un motor con un diámetro de entrada de 2 m, sabiendo que para el mismo gasto y condiciones ambientales la resistencia adicional es nula para un $M_0 = 0,5$.

ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIEROS AERONÁUTICOS

Examen de Motores de Reacción y Turbinas de Gas 20.06.05

EJERCICIO 3

En el cuadro adjunto se dan los productos de combustión a la salida de un aerorreactor para tres condiciones: Ralentí, Max. Sin Postcombustión y Max. Con Postcombustión. La masa molar media de los mismos es aproximadamente la del aire (28,96 g/mol)

Sabiendo que la relación combustible aire para las condiciones anteriores son, f = 0,01; 0,027 y 0,06 respectivamente; y el poder calorífico del combustible es L = 42 MJ/kg; calcular para cada caso el rendimiento de la combustión.

Datos:

Poder Calorífico de CO, L_{CO} = 10,1 MJ/kg de CO; Masa molar de CO = 28 g/mol

de H_2, L_{H2} = 120,8 MJ/kg de H_2 ; H_2 = 2 g/mol

de HC, L_{HC} = 42 MJ/kg de HC ;

Hipótesis: para los cálculos suponga que todo está a la temperatura de referencia

Nota: ppmv significa partes por millón en volúmenes; o sea, fracciones molares / 10^{-6}

ppm significa pastes por millón en masa; o sea fracciones másicas / 10^{-6}

Se recuerda que las fracciones másicas = las fracciones molares x la masa molar del componente / masa molar media.

ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIEROS AERONÁUTICOS

Examen de Motores de Reacción y Turbinas de Gas 20.06.05

EJERCICIO 4

El gasto nominal (en SLS) de aire de un turborreactor monoeje con tobera convergente es G = 40 kg/s y su relación de compresión nominal vale 20:1. Suponiendo que la turbina y tobera funcionan en condiciones críticas, calcular:

a) El gasto en crucero, M_0 = 0,8; a = 10000 m (P_0 = 26,461 kPa; T_0 = 223,18 K), si la temperatura fin de combustión, T_{4t}, permanece constante.

b) El gasto en las mismas condiciones de crucero si la relación de temperaturas T_{4t}/T_{2t} ha permanecido constante.

Nota: Suponga rendimientos adiabáticos y perdidas de presión de remanso constantes, y que no existe perdida de presión de remanso en la toma dinámica.

ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIEROS AERONÁUTICOS

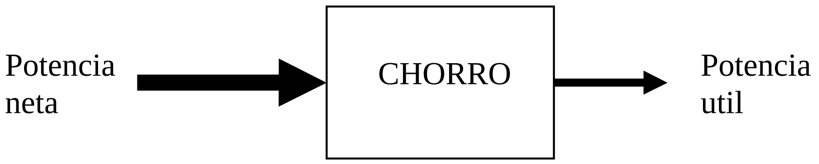
Examen de Motores de Reacción y Turbinas de Gas 20.06.05

<u>EJERCICIO 5</u>

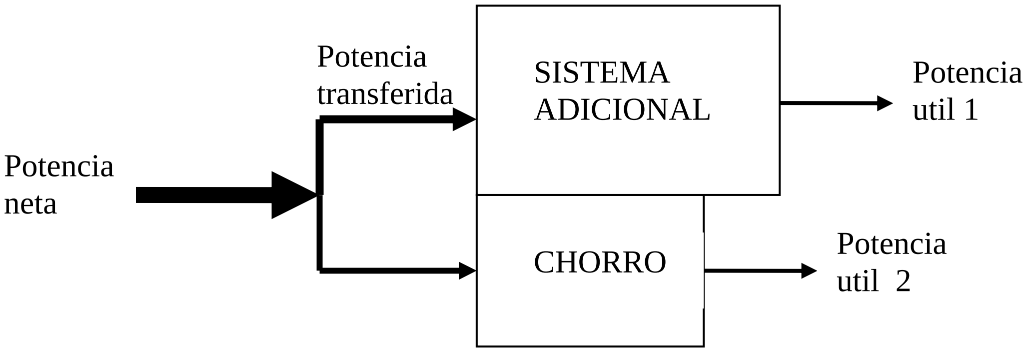
Un turborreactor de flujo único, en condiciones de crucero, M_0 = 0,85 y a = 11000 m (P_0 = 22,634 kPa; T_0 = 216,65 K), presenta una velocidad de salida adaptada V_s = 800 m/s. Calcular: a) Potencia específica neta y la potencia específica útil.

Si manteniendo la potencia específica neta constante, además del chorro, se usara un sistema de propulsión adicional, de rendimiento propulsivo, η_p = 0,85; calcular b) la velocidad de salida del chorro que proporcionaría la máxima potencia específica útil del sistema mixto, c) la potencia específica neta que habría que dar al sistema de propulsión adicional para obtener dicha potencia útil máxima; y d) la potencia específica útil máxima.

SISTEMA INICIAL



SISTEMA TRANSFORMADO



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIEROS AERONÁUTICOS

Examen de Motores de Reacción y Turbinas de Gas 20.06.05

EJERCICIO (suplente complicado)

Un motor con un gasto de aire G = 50 kg/s consume un combustible cuya relación hidrógeno / carbono es H/C = 1,97. La relación combustible /aire, a una velocidad de vuelo V_0 = 250 km/h, es f = 0,03. La temperatura de entrada del aire T_0 = 275 K y la temperatura del combustible T_i = 298 K. Sabiendo que la temperatura de los productos de combustión T_s = 900 K, calcular la velocidad del chorro de salida, V_s.

Datos a T* = 298 K

$\eta_q L = 42$ MJ/kg

$h_a^* = -0,268$ kJ/kg	$C_{p,a} = 1004,78$ J/kg
$h_{o_2}^* = 0$ kJ/mol	$C_{p,O_2} = 1073$ J/kg
$h_{co_2}^* = -393,534$ kJ/mol	$C_{p,CO_2} = 1209$ J/kg
$h_{H_2O}^* = -241,836$ kJ/mol	$C_{p,H_2O} = 2213$ J/kg

Se recuerda que $h_n(T) = h_n^* + C_{p,n}(T - T^*)$

SOLUCIONES

EJERCICIO 1

Para vuelo rectilíneo y uniforme, las ecuaciones de equilibrio de fuerzas dan

$$\frac{E}{W}=\frac{1}{L/D}$$

La sustentación, $L=W=qC_L S \Rightarrow C_L=\frac{W}{qS}$

La resistencia, $D=qC_D S=qS\left(K_1 C_L^2+K_2 C_L+C_{D0}\right)=qS\left[K_1\left(\frac{W}{qS}\right)^2+K_2\frac{W}{qS}+C_{D0}\right]$

La eficiencia aerodinámica, $\frac{L}{D}=\frac{W}{qS\left[K_1\left(\frac{W}{qS}\right)^2+K_2\frac{W}{qS}+C_{D0}\right]}=\frac{1}{K_1\frac{W}{qS}+K_2+\frac{C_{D0}}{\frac{W}{qS}}}$

Sustituyendo valores, se tiene

$$q=\frac{1}{2}\frac{P_0}{RT_0}\gamma RT_0 M_0^2=\frac{1}{2}\gamma P_0 M_0^2$$

$$\frac{W}{qS}=2\frac{W}{\gamma P_0 M_0^2 S}$$

$$\frac{E}{W}=K_1\frac{W}{qS}+K_2+\frac{C_{D0}}{\frac{W}{qS}}=2K_1\frac{\beta W_{to}}{\gamma P_0 M_0^2 S}+K_2+\frac{1}{2}C_{D0}\frac{\gamma P_0 M_0^2 S}{\beta W_{to}}$$

donde $\begin{cases}\beta=\frac{W}{W_{to}}=\frac{280}{350}=0,8\\ \frac{W_{to}}{S}\text{ es la carga alar}\end{cases}$

Operando queda:

$$\frac{E}{W}\approx 0,054$$

Usando la nomenclatura de los apuntes, el empuje peso al despegue de este sistema sería

$$\frac{E}{W}=\frac{\alpha E_{sl}}{\beta W_{to}}\Rightarrow\frac{E_{sl}}{W_{to}}=\frac{\beta}{\alpha}\frac{E}{W}$$

La relación de empujes máximos, α, se puede aproximar por la relación de presiones

$$\alpha \approx \frac{P_0|_{10}}{P_0|_{sl}} = 0,26$$

En crucero este valor estará claramente por debajo, así se tendrá: $\frac{E_{sl}}{W_{to}} > 0,16$

Que está en consonancia con los valores de 0,20 – 0,35 que presentan los aviones de transporte subsónico actuales.

EJERCICIO 2

La expresión de la resistencia adicional, en función de la velocidad de vuelo es

$$D_{adc} = G\left(V_e - V_0\right) + A_e\left(P_e - P_0\right)$$

En despegue, la velocidad de vuelo es nula, luego la resistencia adicional será

$$D_{adc}\Big|_{to} = GV_e + A_e\left(P_e - P_0\right)$$

Como para las mismas condiciones ambientales y gasto, la resistencia adicional es nula para un M_0 = 0,5; eso significa que para las condiciones las condiciones de despegue (las estándares) P_0* y T_0* el $M_e = M_0$ = 0,5. Por lo tanto el gasto que está atravesando la toma será

$$G = \frac{P_0^*}{RT_0^*} M_0 \sqrt{\gamma RT_0} A_e = \sqrt{\gamma}\,\frac{P_0^*}{\sqrt{RT_0}} M_0 A_e \qquad (1)$$

En despegue, el Me deberá ser tal que el gasto permanezca constante; o sea, el gasto en despegue se puede poner como

$$G_{despegue} = \sqrt{\gamma}\,\frac{P_e}{\sqrt{RT_e}} M_e A_e \qquad (2)$$

Sabemos que las condiciones "e" se pueden poner en función de las ambientalez, ya que al ser la velocidad de vuelo cero se cumple

$$\frac{T_0}{T_e} = \left(\frac{P_0}{P_e}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2$$

Sustituyendo en la expresión anterior e igualando los gastos (1) y (2) se llega a

$$M_0 = \frac{M_e}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}$$

Resolviendo esta última ecuación, se obtiene

$$M_e = 0,628$$

Con este valor, se puede calcular

$$V_e = M_e \sqrt{\gamma R T_e}$$

$$T_e = \frac{T_{0t}}{1+\frac{\gamma-1}{2}M_e^2} = \frac{T_0\big|_{sl}}{1+\frac{\gamma-1}{2}M_e^2}$$

$$P_e = P_0\big|_{sl}\left(\frac{T_e}{T_0\big|_{sl}}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$G = \frac{P_e}{RT_e} V_e A_e$$

Operando queda:

T_e = 267,1 K

P_e = 77,681 kPa

V_e = 205,75 m/s

G = 654,8 kg/s

D_{adc} = 60,461 kN

EJERCICIO 3

La combustión completa de los combustibles basados en hidrocarburos produce solamente CO_2 y H_2O. En este caso el calor liberado en la reacción sería máximo y el rendimiento de combustión sería la unidad. Como en nuestro caso tenemos otras especies distintas, esto significa que no ha habido una combustión completa y por consiguiente parte de los componentes no se han oxidado completamente, el calor liberado ha sido menor y el rendimiento de la combustión es menor que uno.

El calor que se ha dejado de liberar es tanto mayor cuanta mayor cantidad haya de productos parcialmente oxidados y dicho calor se podrá evaluar multiplicando la cantidad de producto parcialmente oxidado por el poder calorífico de la reacción que le oxidará completamente.

Los productos parcialmente oxidados y que liberan una apreciable cantidad de energía cuando se complete su oxidación son: el monóxido de carbono (CO) el hidrógeno (H_2) y los hidrocarburos sin quemar (HC). Todos los demás productos no son relevantes desde el punto de vista energético (o sea, su aparición o no, no cambia la cantidad de calor liberado)

Si se produce una combustión completa, el calor liberado, $Q_{liberado\ ideal}$, por una cantidad de combustible c, de poder calorífico L, es igual a cL

$$Q_{liberado\,ideal} = cL$$

El calor que se ha dejado de liberar, $Q_{no\ liberado}$ por la presencia de una cantidad de CO, m_{CO}, una cantidad de H2, m_{H2}, y una cantidad de hidrocarburo sin quemar, m_{HC} es el producto de dichas cantidades por el poder calorífico de la reacción que las oxidaría completamentes

$$Q_{no\,liberado} = m_{CO}L_{CO} + m_{H_2}L_{H_2} + m_{HC}L$$

El calor liberado realmente, $Q_{liberado\ real}$, será el ideal menos el que se ha dejado de liberar

$$Q_{liberado\,real} = Q_{liberado\,ideal} - Q_{no\,liberado} = cL - \left(m_{CO}L_{CO} + m_{H_2}L_{H_2} + m_{HC}L\right)$$

Como se puede constatar en los apuntes de la asignatura, se define el rendimiento de la combustión, η_q, como la relación entre el calor real liberado y el calor liberado ideal

$$\eta_q = \frac{Q_{liberado\,real}}{Q_{liberado\,ideal}} = \frac{cL - \left(m_{CO}L_{CO} + m_{H_2}L_{H_2} + m_{HC}L\right)}{cL} = 1 - \frac{m_{CO}L_{CO} + m_{H_2}L_{H_2} + m_{HC}L}{cL}$$

Haciendo aplicación numérica a los casos presentados en la tabla adjunta, se tiene:

Las concentraciones de CO y H2 se dan en partes por millón de volumen, ppmv, pasando a fracciones másicas, y_n , queda

$$y_n = ppmv \times 10^{-6} \frac{M_n}{\bar{M}} \quad \frac{\mathrm{kg}_{\mathrm{de\ n}}}{\mathrm{kg}_{\mathrm{total}}}$$

La concentración de HC está en partes por millón, ppm, de masa

$$y_{HC} = ppm \times 10^{-6} \quad \frac{\mathrm{kg}_{\mathrm{de\ HC}}}{\mathrm{kg}_{\mathrm{total}}}$$

Para obtener la masa de cada componente sólo hay que multiplicar la fracción másica por la masa total que se tiene a la salida y que, por unidad de tiempo es ($G + c$).

Sustituyendo en la expresión del rendimiento de la combustión, se obtiene

$$\eta_q = 1 - \frac{\left(y_{CO}L_{CO} + y_{H_2}L_{H_2} + y_{HC}L\right)(G+c)}{cL} = 1 - \frac{1+f}{f}\frac{y_{CO}L_{CO} + y_{H_2}L_{H_2} + y_{HC}L}{L} =$$

$$= 1 - \frac{1+f}{f}\left(y_{CO}\frac{L_{CO}}{L} + y_{H_2}\frac{L_{H_2}}{L} + y_{HC} \right) =$$

$$= 1 - \frac{1+f}{f}\left(ppmv_{CO}\frac{M_{CO}}{\bar{M}}\frac{L_{CO}}{L} + ppmv_{H_2}\frac{M_{H_2}}{\bar{M}}\frac{L_{H_2}}{L} + ppm_{Hc} \right)\times 10^{-6}$$

Finalmente, operando se llega a:

Para ralentí, η_q = 0,8745

Para Max. Sin Postcombustor, η_q = 0,9989

Para Max. Sin Postcombustor, η_q = 0,9853

EJERCICIO 4

a)

Al estar la turbina y tobera funcionando en condiciones críticas y permaneciendo los rendimientos constantes, el trabajo específico del compresor tiene que variar como la temperatura fin de combustión. Si ésta es constante el trabajo específico del compresor también lo será. También serán constantes la relación de temperaturas y presiones entre la entrada y la salida de la turbina.

Al estar la tobera bloqueada el parámetro de gasto es constante; así que el gasto varía directamente proporcionalmente a la presión de remanso en la tobera e inversamente proporcional a la raíz cuadrada de la temperatura de remanso en la tobera.

Como la temperatura fin de combustión y el trabajo específico del compresor permanecen constantes, la temperatura de remanso en la tobera también permanecerá constante; por consiguiente

$$\frac{G}{G^*} = \frac{P_{5t}}{P_{5t}^*} = \frac{P_{3t}}{P_{3t}^*} = \frac{P_{2t}\pi_c}{P_{2t}^*\pi_c^*} \qquad \text{(el * indica condiciones nominales)}$$

Al ser el trabajo específico del compresor y el rendimiento adiabático constantes, se cumple

$$T_{2t}^*\left(\pi^{*\frac{\gamma-1}{\gamma}}_c - 1\right) = T_{2t}\left(\pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1\right)$$

Sustituyendo esta expresión en la relación de gastos queda (ver apuntes)

$$\frac{G}{G^*} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2}M_0^2 + \frac{\pi^{*\frac{\gamma-1}{\gamma}}_c - 1}{\theta}\right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \frac{\delta}{\pi_c^*}$$

donde $\theta = T_0/T_0^*$ y $\delta = P_0/P_0^*$

Operando queda:

$G = 0{,}537G^* = 21{,}06$ kg/s

b)

Al estar la tobera crítica, existe una única línea de funcionamiento; esto quiere decir que todos los parámetros adimensionales internos del motor son función de uno de ellos.

Si T4t/T2t (que es un parámetro adimensional interno) es constante todos los demás lo serán; en particular

$$\frac{G\sqrt{T_{2t}}}{P_{2t}} = \text{constante} = \frac{G^{*}\sqrt{T_{2t}^{*}}}{P_{2t}^{*}} \Rightarrow \frac{G}{G^{*}} = \frac{P_{2t}}{P_{2t}^{*}}\sqrt{\frac{T_{2t}^{*}}{T_{2t}}} = \frac{\delta}{\sqrt{\theta}}\left(1+\frac{\gamma-1}{2}M_0^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

Operando queda

$G = 0{,}486G^{*} = 19{,}45$ kg/s

EJERCICIO 5

a)

Las expresiones para la potencia específica neta y útil son

$$\frac{W_n}{G} = \frac{1}{2}\left(V_s^2 - V_0^2\right)$$
$$\frac{W_u}{G} = \left(V_s - V_0\right)V_0$$

Usando los datos del enunciado se llega a:

W_n/G = 288,545 kW/(kg/s) ;

W_u/G = 137,745 kW/(kg/s);

b)

Se propone desviar parte de la potencia a un sistema propulsor adicional de rendimiento propulsivo de 0,85. Sea W_t la potencia transferida a este sistema adicional, la potencia útil $W_{u,t}$ aportada por él será (usando la definición de rendimiento propulsivo)

$$W_{u,t} = \eta_p W_t$$

El resto de la potencia disponible se utilizaría en un chorro propulsivo cuya potencia útil $W_{u,ch}$ sería

$$W_{u,ch} = G\left(V_{s,2} - V_0\right)V_0$$

donde $V_{s,2}$ será la velocidad del chorro en este nuevo caso.

Debemos tener claro que nuestro nuevo sistema solamente reacondiciona de forma diferente las potencias útiles, pero la potencia neta total será la misma que la del sistema anterior, por tanto la potencia transferida más la potencia neta del nuevo chorro serán igual a la potencia neta primitiva

$$W_t + \frac{1}{2}G\left(V_{s,2}^2 - V_0^2\right) = cte = \frac{1}{2}G\left(V_s^2 - V_0^2\right) \qquad (1)$$

La potencia específica útil total que queremos maximizar vale

$$\frac{W_{u,total}}{G} = \frac{W_{u,t}}{G} + \frac{W_{u,ch}}{G} = \frac{\eta_p W_t}{G} + \left(V_{s,2} - V_0\right)V_0 \qquad (2)$$

El problema propuesto es encontrar la $V_{s,2}$ que maximiza (2), pero con la ligadura (1), para ello sustituyendo (1) en (2), derivando esta expresión e igualando a cero se llega a la expresión que da la velocidad de salida nueva que maximiza la potencia específica útil, $V_{s,2}^{\max}$,

$$\frac{W_{u,total}}{G} = \eta_p\left(cte - \frac{1}{2}\left(V_{s,2}^2 - V_0^2\right)\right) + \left(V_{s,2} - V_0\right)V_0$$

$$\frac{d\left(\dfrac{W_{u,total}}{G}\right)}{dV_{s,2}} = 0 \Rightarrow -\eta_p V_{s,2} + V_0 = 0 \Rightarrow V_{s,2}^{\max} = \frac{V_0}{\eta_p}$$

Operando queda $V_{s,2}^{\max}$ = 295,08 m/s. Velocidad de salida muy inferior a la del sistema original (800 m/s) lo que viene a decir que hay que transferir mucha potencia al sistema adicional, cosa lógica sabiendo que el chorro propulsivo es un sistema propulsor muy ineficiente en el rango de vuelo subsónico.

Como se puede observar el sistema presentado es similar a un turbohélice y el resultado obtenido esta de acuerdo con el obtenido en los apuntes al estudiar la optimización de los turbohélices.

c)

La potencia específica neta que hay que trasferir al sistema adicional para obtener potencia específica útil máxima es

$$\frac{W_t^{\max}}{G} = \frac{W_n}{G} - \frac{1}{2}\left[\left(V_{s,2}^{\max}\right)^2 - V_0^2\right] = 288,545 - 12,298 = 276,464 \text{ kW/(kg/s)}$$

d)

Por último la potencia específica útil máxima es

$$\left.\frac{W_{u,total}}{G}\right|_{\max} = \frac{\eta_p W_t^{\max}}{G} + \left(V_{s,2}^{\max} - V_0\right)V_0 = 246,096 \text{ kW/(kg/s)}$$

Que comparada con la del sistema primitivo representa un aumento del 78,7 %.