

- [1] MATTINGLY, J. D. 2002-Aircraft Engine Design, AIAA, Virginia.
- [2]MATTINGLY, J. D 1996- Elements of Gas Turbine Propulsion,. McGraw-Hill, New York.
- [3] OATES G. C. 1998- Aerothermodynamics of Gas Turbine and Rocket Propulsion, AIAA. Virginia
- [4] Pratt & Whitney Group,GAS TURBINE ENGINE and its operation , USA
- [5] OATES G. C. 1985- Performance Estimation for Turbofans with and Without Mixers, Journal of Propulsion and Power
- [6] OATES G. C 2008-Aircraft Propulsion System Technology and Design USA,AIAA
- [7]Standard Atmosphere, U.S. Government Printing Office, Washington, DC,[1976.]

(1)

حساب التدفقات الكتلية	حساب بارامترات الوسط	الدخل
(T_i, f, M)	T, f	
$(T_i/T, P_i/P, MFP)$	$h, P_r, \phi, c_p, R, \gamma, a$	الخرج

(2)

سرعة الصوت في المحطة i	a_i	المساحة	A
معامل أخذ الطاقة من المحور LP	C_{TOL}	معامل أخذ الطاقة من المحور HP	C_{TOH}
القطر	D	الحرارة النوعية تحت ضغط ثابت	cp
نسبة التدفق في المحطة i	f_i	فعالية البولتربية	e_i
نسبة التدفق الكتلي الوقود إلى التدفق الكتلي للهوا الكلية	f_0	نسبة التدفق الكتلي الوقود إلى التدفق الكتلي للهوا	f
الانتالي الكلي في المحطة i	h_{ti}	انتالي مزيج الغازات في المحطة i	h_i
بارامتر تدفق الكتلي	MFP	رقم ماخ	M
معدل تدفق الوقود في المحطة i	\dot{m}_{fuel}	معدل تدفق في المحطة i	\dot{m}_i
الضغط الكلي في المحطة i	P_{ii}	الضغط الستاتيكي في المحطة i	P_i
الاستطاعة المأخوذة من المحور HP	P_{TOH}	ضغط المخفض في المحطة i	P_{ri}
الانتروبي في المحطة i	s_i	ثابت الغازات المأخوذة	R
درجة الحرارة الكلية في المحطة i	T_{ti}	درجة الحرارة الستاتيكية	T
نسبة التمرير	α	استطاعة الدفع مقدره بالحصان	THP
نسبة الحرارة النوعية	γ	نسبة استنزاف الهوا	β
نسبة تدفق الهوا لمازج الهوا الثاني	ε_2	نسبة تدفق هوا لمازج الهوا الأول	ε_1
نسبة الضغوط الكلية للعنصر	π_i	المردود الأديباتي للعنصر	η_i
نسبة استعادة الإنتالي الكلي للتيار الحر الأديباتي	τ_r	نسبة استعادة الضغط الكلية للهوا الحر	π_r
الأتاحية	ϕ	الكثافة	ρ
نسبة الانتالي للحراق	τ_λ	نسبة انتالي الكلي للعنصر	τ_i

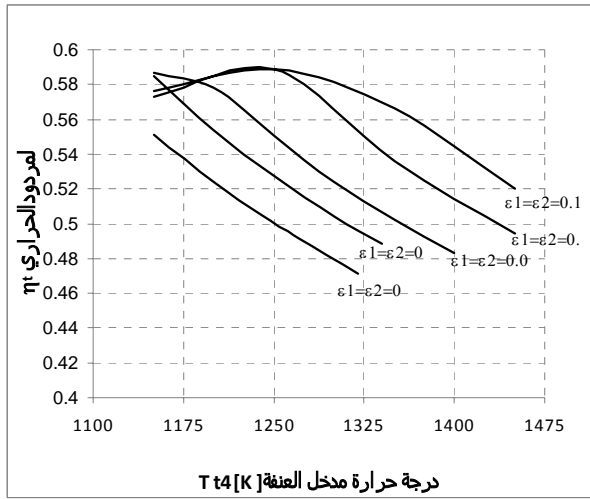
)

$$T_{t4.1} - T_{t4.4}$$

(

$$T_{t4.1} - T_{t4.4}$$

(7)



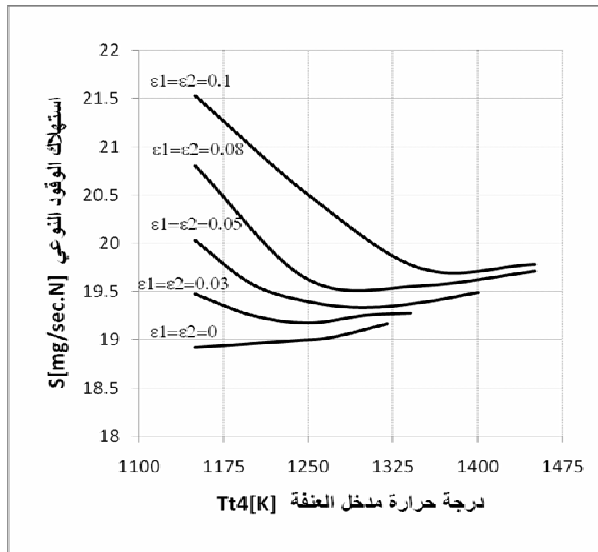
$$T_{t4.5}$$

(7)

: .6

(6)

$$\varepsilon_1 = \varepsilon_2 = 0$$



T_{t4.5}

(6)

:Thermal Efficiency :

(17)

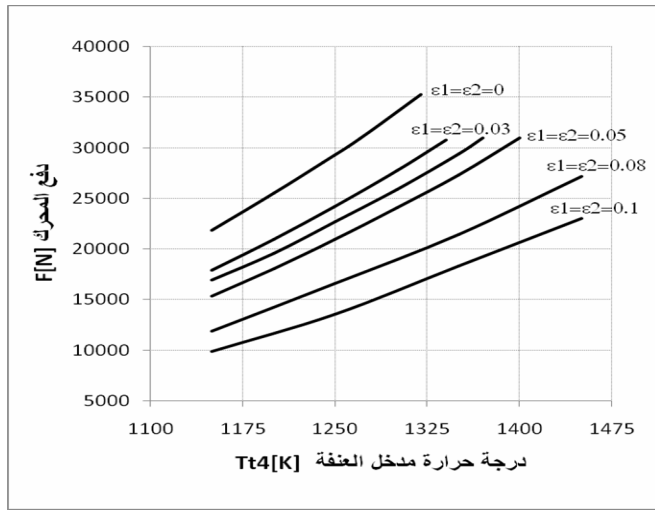
$$\eta_t = \frac{\dot{W}_{out}}{\dot{Q}_{input}} = \frac{\dot{m}_{4.1}(h_{t4.4} - h_{t4.1}) + \dot{m}_{4.5}(h_{t4.5} - h_{t5}) - \dot{m}_3(h_{t3} - h_{t2})}{\dot{m}_{3.1} * \dot{m}_f * h_{PR}} \quad (17)$$

: Engine Thrust :

$$[5] [2] \quad (15)$$

$$F = \frac{1}{g_c} [\dot{m}_9 V_9 + \dot{m}_{19} V_{19} - \dot{m}_0 V_0] + A_9 (P_{4.9} - P_0) + A_{12.5} (P_{12.5} - P_0) \quad (15)$$

(5)



T_{t4}

(5)

: Specific Fuel Consumption :

$$[6] \quad (16)$$

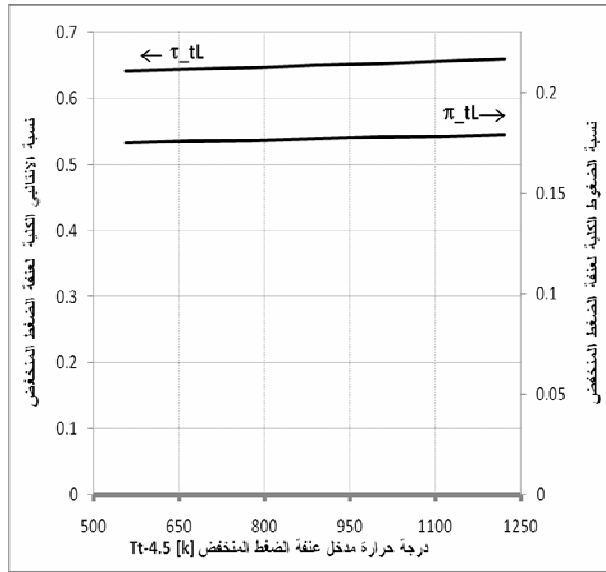
$$S = \frac{\dot{m}_{fuel}}{F} \quad (16)$$

$T_{t4.5}$

τ_t

π_t

[2]



π_{tL}

τ_{tL}

(4)

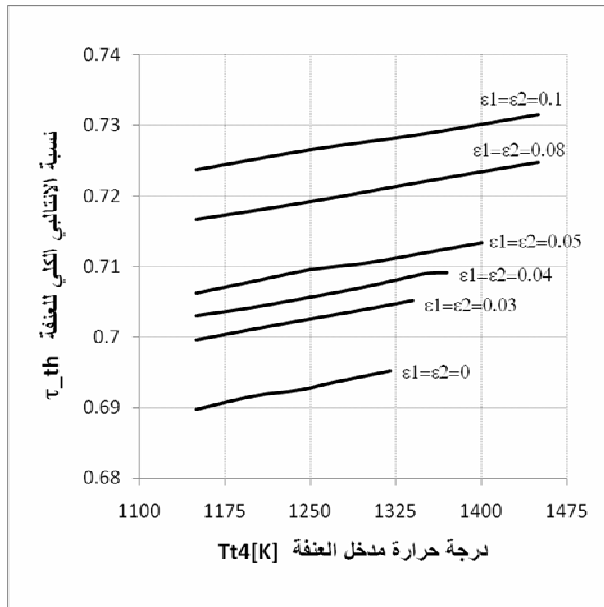
$T_{t4.5}$

:

(3)

τ_t

()



T_{t4}

τ_{tH}

(3)

:

-

π_{tL}

)

(4)

(τ_{tL}

(1)

$(T_{t4}, f, (A_4/A_{4.5}), M_4, M_{4.5}, \eta_{tH}, T_{t3}, \beta, \varepsilon_1, \varepsilon_2)$	
$\pi_{tH}, \tau_{tL}, T_{4.5}$	

M=0.8 11km

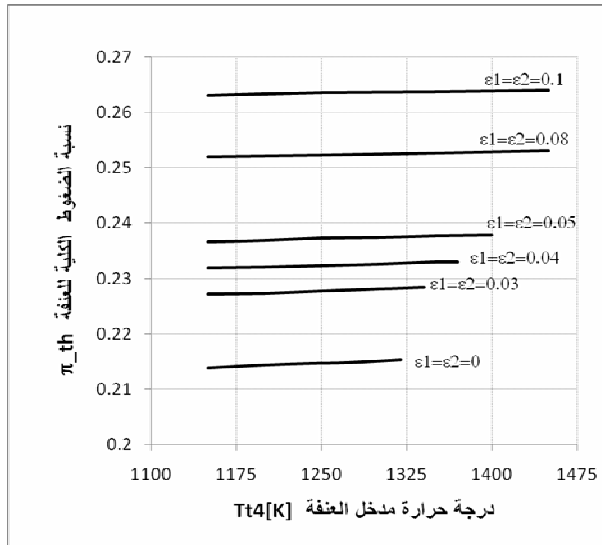
[7]

: .5

:

(2)

π_t



T_{t4}

π_{tH}

(2)

$$h_{t4.1} = h_{t4} \frac{h_{t4.1}}{h_{t4}} = h_{t4} \tau_{m1} \quad (7)$$

:

$$\tau_{m1} = \frac{(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f) + \varepsilon_1 \tau_r \tau_{cL} \tau_{cH} / \tau_\lambda}{(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f) + \varepsilon_1} \quad (8)$$

$$f_{4.1} = \frac{f}{1 + f + \varepsilon_1 / (1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)} \quad (9)$$

:HP

$$P_{r\ t4.4\ i} = \pi_{iH} P_{r\ t4.1} \quad (10)$$

:HP

$$\tau_{iHi} = \frac{h_{t4.4i}}{h_{t4.1}} \quad (11)$$

:HP

$$\tau_{iH} = 1 - \eta_{iH} (1 - \tau_{iHi}) \quad (12)$$

:4.5

$$h_{t4.5} = h_{t4} \frac{h_{t4.1}}{h_{t4}} \frac{h_{t4.4}}{h_{t4.1}} \frac{h_{t4.5}}{h_{t4.4}} = h_{t4} \tau_{m1} \tau_{iH} \tau_{m2} \quad (13)$$

:

$$\tau_{m2} = \frac{(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f) + \varepsilon_1 + \varepsilon_2 \{ \tau_r \tau_{cL} \tau_{cH} / (\tau_\lambda \tau_{m1} \tau_{iH}) \}}{(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f) + \varepsilon_1 + \varepsilon_2} \quad (14)$$

$\cdot T_{t4.5}$

$f_{4.5} \ h_{t4.5}$

Visual Basic

$\tau_{iH} \ \pi_{iH}$

$T_{t4.5}$

$T_{t4.5}$

0.01

(1)

M = 1

checked

[4] [3].

:

.4

$$[1]: P_{t4.5} = P_{t4.5'}, \& P_{t4} = P_{t4'} \quad \begin{matrix} 4.5' & 4' & 4.5 & 4 \\ 4.5' & 4' & & \end{matrix}$$

$$\frac{\dot{m}_{4'}}{\dot{m}_{4.5'}} \frac{P_{t4.5}/P_{t4}}{\sqrt{T_{t4.5}/T_{t4}}} \frac{A_{4.5'}}{A_{4'}} = \frac{MFP(M_{4'}, T_{t4}, f)}{MFP(M_{4.5'}, T_{t4.5}, f_{4.5})} \quad (5-a)$$

$\pi_{m2} = 1$ cooling air mixer

$$\frac{\dot{m}_{4.5'}}{\dot{m}_{4'}} = \frac{\dot{m}_4 + \dot{m}_{Core}(\varepsilon_1 + \varepsilon_2)}{\dot{m}_4} = 1 + \frac{(\varepsilon_1 + \varepsilon_2)}{(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f)} \quad (5-b)$$

:

$$\frac{\pi_{iH}}{\sqrt{T_{t4.5}/T_{t4}}} = \left\{ 1 + \frac{(\varepsilon_1 + \varepsilon_2)}{(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f)} \right\} \frac{A_{4'}}{A_{4.5'}} \frac{MFP(M_{4'}, T_{t4}, f)}{MFP(M_{4.5'}, T_{t4.5}, f_{4.5})} \quad (6)$$

$$M_{4.5'} = 1, \quad M_{4'} = 1, \quad \frac{A_{4'}}{A_{4.5'}} = \text{cons.}$$

:

$$f_{4.5} = \frac{f}{1 + f + (\varepsilon_1 + \varepsilon_2)/(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)}$$

$$\cdot \pi_{iH} \quad T_{t4.5} \quad f \quad T_{t4}$$

$$\eta_{iH}, \pi_{iH}, T_{t4}, f$$

:

$T_{t4.5}$

: $h_{t4.1}$

$$\beta = \frac{\dot{m}_{bleed}}{\dot{m}_{Core}} \quad (4-b)$$

: (ε_2 ε_1)

$$\varepsilon_1 = \frac{\dot{m}_{cool1}}{\dot{m}_{Core}} \quad \varepsilon_2 = \frac{\dot{m}_{cool2}}{\dot{m}_{Core}} \quad (4-c)$$

: (f)

$$f = \frac{\dot{m}_{fuel}}{\dot{m}_{3,1}} \quad (4-d)$$

: (f_0)

$$f_0 = \frac{\dot{m}_{fuel}}{\dot{m}_{Core} + \dot{m}_{Fan}} \quad (4-c)$$

: () 4.1

$$f_{4.1} = \frac{f}{1 + f + \varepsilon_1 / (1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)} \quad (4-e)$$

: () 4.5

$$f_{4.5} = \frac{f}{1 + f + (\varepsilon_1 + \varepsilon_2) / (1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)} \quad (4-f)$$

Mass Flow Parameter :

$$MFP = \frac{\dot{m} \sqrt{T_t}}{P_t A} \quad (4-j)$$

$$\dots) \dots (1)$$

$$(\dots) :$$

$$\tau_r = \frac{h_{t0}}{h_0} = \frac{h_0 + V_0^2 / (2g_c)}{h_0} \quad (1)$$

$$\pi_r = \frac{P_{t0}}{P_0} = \frac{P_{r0}}{P_{r0}} \quad (2)$$

: burner τ_λ

$$\tau_\lambda = \frac{h_{t4}}{h_0} \quad (3)$$

$$(T_{t4})$$

$$(1)$$

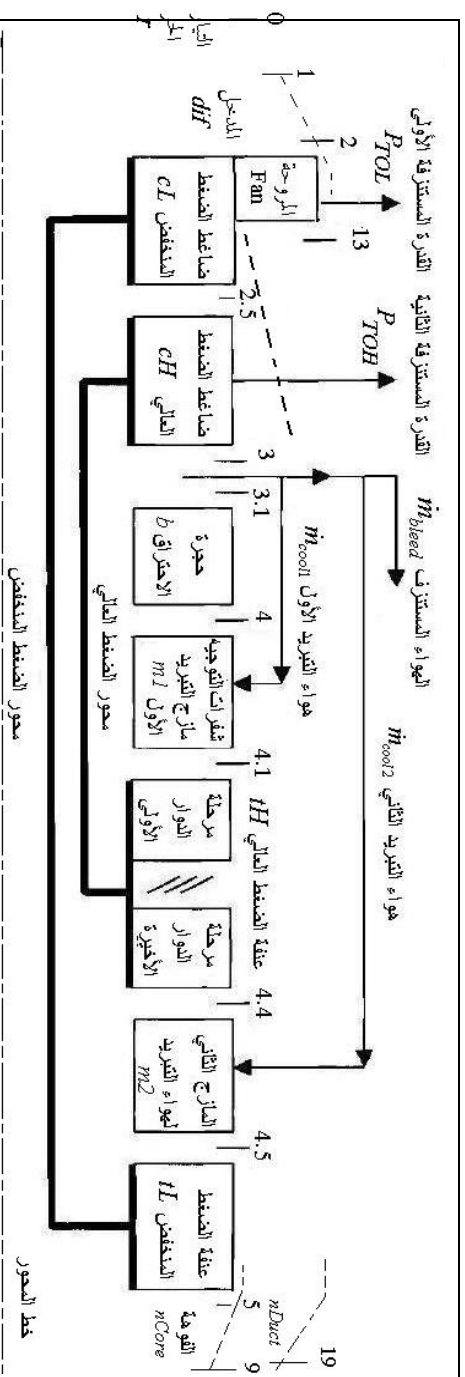
air mass flow rate \dot{m}

[2][1]:

$$: (\alpha)$$

$$\alpha = \frac{\dot{m}_{Fan}}{\dot{m}_{Core}} \quad (4-a)$$

$$: (\beta)$$



محور الضغط المنخفض

خط المحور

$\dot{m}_{bleed} = \beta * \dot{m}_{Core}$	$\dot{m}_{cool1} = \epsilon_1 * \dot{m}_{Core}$
$\dot{m}_0 = \dot{m}_{Core} + \dot{m}_{Fan} = (1 + \alpha) \dot{m}_{Core}$	$\dot{m}_4 = \dot{m}_{Core} (1 - \beta - \epsilon_1 - \epsilon_2)(1 + f)$
$\dot{m}_3 = \dot{m}_{Core}$	$\dot{m}_{4,1} = \dot{m}_{4,4} = \dot{m}_{Core} \left\{ (1 - \beta - \epsilon_1 - \epsilon_2)(1 + f) + \epsilon_1 \right\}$
$\dot{m}_{3,1} = \dot{m}_{Core} (1 - \beta - \epsilon_1 - \epsilon_2)$	$\dot{m}_{4,1} = \dot{m}_{4,4} = \dot{m}_{Core} \left\{ (1 - \beta - \epsilon_1 - \epsilon_2)(1 + f) + \epsilon_1 + \epsilon_2 \right\}$

[1]

(1)

:

. isentropic total pressure ratio π_t •

.adiabatic total enthalpie ratio τ_t •

i π_i

τ_i

i

i

. [1] i

i

: .1

turbines

: .2

typical jet engine

high pressure turbine

low

)

high pressure compressor

(pressure turbine

: .3

stations ()

(1)

The Effect of Turbine Blade Cooling on its Performance

Assem Kaddah¹, PhD.

NGVs

Abstract

The turbine works within conditions whose very high temperature, especially nozzle guide vanes NGVs which located at the turbine entrance and burner exit, so the turbine rotating blades and stator vanes are cooled with relatively cold air taken form the compressor end . The turbine cooling affects negatively its performance, but the cooling is considered as necessary to maintain health of the vanes and blades as long possible . If the focus on the economic efficiency, we will prefer the cooling.

Keywords : Turbine , Gas Turbine , Jet engine