

دراسة أثر تغير مواصفات الوسط العامل على أداء العنفة باستخدام خوارزمية جوردان- ماك برايد

Studying of the changes effect of the gas properties on the turbine performance using Gordon-McBride algorithm

د.م عاصم قذاح

مستخلص:

تحسب بارامترات أداء العنفة بفرض أن الغاز العامل تام حرارياً بينما هو غاز تام ندرس في هذا البحث أثر تغير مواصفات الغاز العامل على أنه تام وليس تام حرارياً وذلك على بارامترات أداء العنفة بالاستفادة من خوارزمية جوردن - ماك برايد التي تحدد تغير كل من الحرارة النوعية cp والانتالي كنوابع لدرجة حرارة الغاز ونسبة الوقود واقتراح البدائل في حال تمت الدراسة على أنه غاز تام حرارياً.

Abstract:

The turbine performance parameters are calculated assuming that the working fluid is a calorically perfect gas with constant specific heats, whereas it is actually a perfect gas.

We will study the of the working fluid properties on the turbine performance according to Gordon-McBride algorithm which determines changes of the specific heat and the enthalpy as a function of the temperature and the fuel to air, and suggest an alternatives if the studying was carried out as calorically perfect gas.

مقدمة:

تصمم العنفات عند شروط تصميمية توافق مواصفات محددة للوسط العامل، وبنفس الوقت فإن وظيفة العنفة هي الاستفادة من طاقة الغاز العامل وتحويلها إلى طاقة ميكانيكية تعمل على تدويرها، لذا فإن انحراف مواصفات الغاز العامل عن المواصفات التصميمية سيؤدي إلى تغير بارامترات أداء العنفة كما أن الغاز المدروس يُعالج على أنه غاز تام حرارياً بينما هو غاز تام في الواقع مما يؤدي إلى انحراف القيم الفعلية عن القيم النظرية.

الهدف من البحث:

دراسة تأثير تغير مواصفات الغاز العامل على أداء العنفة بشكل مستقل وعلى أداء محرك نفاث نمذجي له مواصفات المحركات المستخدمة في الطائرات، وتحديد مقدار الانحرافات النسبية لبارامترات أداء العنفة (المحرك النفاث) في حال اعتبار الغاز تام حرارياً عن القيم الفعلية لهذه البارامترات التي توافق الغاز التام .

¹ مدرس في قسم الميكانيك العام - كلية الهندسة الميكانيكية والكهربائية - جامعة دمشق

المناقشة:

بالاستفادة من الدراسات النظرية ولا سيما خوارزمية التوازن الحراري للعالمين جوردان ومايك برايد تم وضع برامج حاسوبية تساعد على حل المسألة المطروحة وحساب النتائج وإيجاد مخططات تابعة البارامترات المختلفة ومن ثم مناقشة النتائج ووضع التوصيات استناداً إلى هذه المناقشة.

1- خوارزمية التوازن الحراري للعالمين جوردن ومايك (Gordon-McBride):

تتم الدراسات النظرية لأداء العنفات لا سيما تلك المستخدمة في المحركات النفاثة على اعتبار أن غاز التشغيل هو غاز تام حرارياً أي أن مميزاته الحرارية النوعية ثابتة وفي هذه الحالة فإنه يمثل الحالة الحدية للتحليل، ولكن في الواقع فإن مزيج الهواء وغازات الاحتراق هو غاز تام أي أن مميزاته الحرارية النوعية متغيرة مع درجة الحرارة، وحتى نستطيع الأخذ بعين الاعتبار هذه التغيرات نعتمد في هذه الدراسة على المعطيات الحرارية للوكالة الأمريكية للفضاء NASA وخوارزمية التوازن الحراري للعالمين جوردن ومايك برايد Gordon-McBride. [5][4] حيث يتم اعتماد التعاريف التالية:

- نسبة التدفق الكتلي للوقود الموجود في الغاز إلى التدفق الكتلي للهواء هي:

$$f = \dot{m}_{fuel} / \dot{m}_{3,1}$$

- الإتاحية الحرارية:

$$\phi = \int_{T_{ref}}^T c_p \frac{dT}{T}$$

- الضغط المخفض:

$$P_r = \exp\left(\frac{\phi - \phi_0}{R}\right)$$

يمثل تغير الضغط المرافق لتغير درجة الحرارة من أجل إجراء ايزوانتروبي.

وبالاستفادة من هذه التعريفات في قوانين الترموديناميك فإن تغير الانتروبي يعطى بالعلاقة:

$$s_2 - s_1 = \phi_2 - \phi_1 - \ln \frac{P_2}{P_1} \quad \dots \quad (1)$$

من أجل عملية ايزوننتروبية:

$$\phi_2 - \phi_1 = \ln \frac{P_2}{P_1} \quad \dots \quad (2)$$

وبالتالي يمكن أن نعرف نسبة الضغوط لعملية ايزوننتروبية باستخدام الضغط المخفض:

$$\left(\frac{P_2}{P_1}\right)_{s=const} = \frac{P_{r2}}{P_{r1}} \dots\dots\dots(3)$$

إن العلاقات المذكورة أعلاه تمثل الحالة النظرية ومن أجل الانتقال إلى دراسة جريان غاز تام اعتمد العالمان جوردن ومايك برايد كثيرات الحدود التي وصفا بها البارامترات المختلفة كتتابع لدرجة الحرارة المطلقة استناداً إلى دراسات تجريبية مخبرية:

- الحرارة النوعية تحت ضغط ثابت (c_p): [kJ/ (kg. K)] [Btu/(lbm . °R)]

$$c_p = \frac{c_{P_{air}} + f * c_{P_f}}{f + 1} \dots\dots\dots(4)$$

حيث:

$$C_{P_{air}} = (A_{0_{air}} + A_{1_{air}} * T + A_{2_{air}} * T^2 + A_{3_{air}} * T^3 + A_{4_{air}} * T^4 + A_{5_{air}} * T^5 + A_{6_{air}} * T^6 + A_{7_{air}} * T^7) \dots\dots\dots (5)$$

$$C_{P_f} = (A_{0_f} + A_{1_f} * T + A_{2_f} * T^2 + A_{3_f} * T^3 + A_{4_f} * T^4 + A_{5_f} * T^5 + A_{6_f} * T^6 + A_{7_f} * T^7) \dots\dots\dots (6)$$

- الإنتالبي (h): [kJ/kg] [Btu/lbm]

$$h = \frac{h_{air} + f * h_f}{f + 1} \dots\dots\dots(7)$$

$$h_{air} = (A_{0_{air}} * T + A_{1_{air}} * T^2 / 2 + A_{2_{air}} * T^3 / 3 + A_{3_{air}} * T^4 / 4 + A_{4_{air}} * T^5 / 5 + A_{5_{air}} * T^6 / 6 + A_{6_{air}} * T^7 / 7 + A_{7_{air}} * T^8 / 8 + h_{ref_{air}}) \dots\dots\dots (8)$$

$$h_f = (A_{0_f} * T + A_{1_f} * T^2 / 2 + A_{2_f} * T^3 / 3 + A_{3_f} * T^4 / 4 + A_{4_f} * T^5 / 5 + A_{5_f} * T^6 / 6 + A_{6_f} * T^7 / 7 + A_{7_f} * T^8 / 8 + h_{ref_f}) \dots\dots\dots (9)$$

- الاتاحية الحرارية (ϕ): [kJ/ (kg. K)] [Btu/(lbm . °R)]

$$\phi = \frac{\phi_{air} + f * \phi_f}{f + 1} \dots\dots\dots(10)$$

$$\phi_{air} = (A_{0air} * \text{Log}(T) + A_{1air} * T + A_{2air} * T^2 / 2 + A_{3air} * T^3 / 3 + A_{4air} * T^4 / 4 + A_{5air} * T^5 / 5 + A_{6air} * T^6 / 6 + A_{7air} * T^7 / 7 + \phi_{ref air}) \dots (11)$$

$$\phi_f = (A_{0f} * \text{Log}(T) + A_{1f} * T + A_{2f} * T^2 / 2 + A_{3f} * T^3 / 3 + A_{4f} * T^4 / 4 + A_{5f} * T^5 / 5 + A_{6f} * T^6 / 6 + A_{7f} * T^7 / 7 + \phi_{ref f}) \dots (12)$$

حيث تم تحديد الثوابت المختلفة في كثيرات الحدود المذكورة استناداً إلى القراءات التجريبية وبفرض أن تدفق الهواء عبر مدخل وضغط المحرك يتم بشكل مثالي، وكذلك تدفق نواتج الاحتراق عبر العنفة يتم بشكل مثالي.

وبفرض أن ثابت الغاز (R): [kJ/(kg. K)] [Btu/(lbm . °R)]

$$R = \frac{1.9857117 [Btu/(lbm . °R)]}{(28.97 - f * 0.946186)} \dots (13)$$

وباستخدام قيمة مرجعية للضغط المنخفض $P_r = 2$ عند درجة حرارة $600^\circ R$ و $f = 0$ يكون:

$$P_r = 2 * \text{Exp}(\phi / R) / \text{Exp}(1.625953 / R) \dots (14)$$

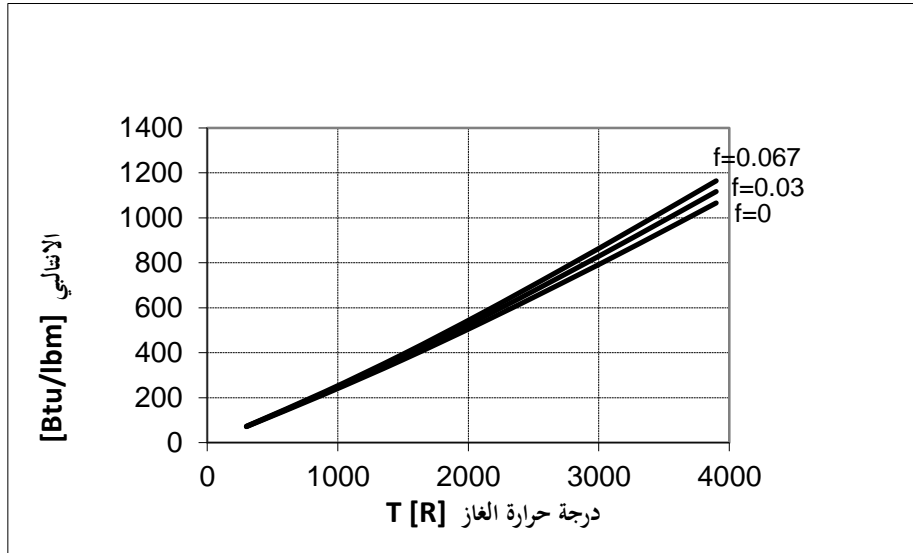
يبين الجدول التالي قيم ثوابت كثيرات الحدود المحسوبة من قبل العالمين جوردن ومايك برايد استناداً إلى الفرضيات والشروط المذكورة أعلاه .

الجدول(1): [6]

$A_{0air} = 0.25020051$	$A_{0f} = 0.0738$
$A_{1air} = -0.0000515$	$A_{1f} = 0.00123$
$A_{2air} = 0.0000000655$	$A_{2f} = -0.00000138$
$A_{3air} = -0.00000000000672$	$A_{3f} = 0.000000000997$
$A_{4air} = -0.000000000000151$	$A_{4f} = -0.00000000000421$
$A_{5air} = 7.62E-18$	$A_{5f} = 0.0000000000000102$
$A_{6air} = -1.45E-21$	$A_{6f} = -1.33357E-20$
$A_{7air} = 1.01E-25$	$A_{7f} = 7.27E-25$
$h_{ref air} = -1.76 [Btu/lbm]$	$h_{ref f} = 30.58153 [Btu/lbm]$
$\phi_{ref air} = 0.0454323 [Btu/(lbm \cdot R)]$	$\phi_{ref f} = 0.6483398 [Btu/(lbm \cdot R)]$

بالأخذ بعين الاعتبار أن معظم المحركات النفاثة تستخدم وقود من الهيدروكربونات المركبة $(CH_2)_n$ وبالتالي فإن القيمة الحدية القصوى لـ f هي 0.0676 من أجل هذا النوع من الوقود، و أن هذه الثوابت تصلح من أجل درجات حرارة تتراوح بين 300-4000 R وبضغوط منخفضة نسبياً أي أننا نستطيع الاستفادة منها واستخدامها في دراستنا هذه.

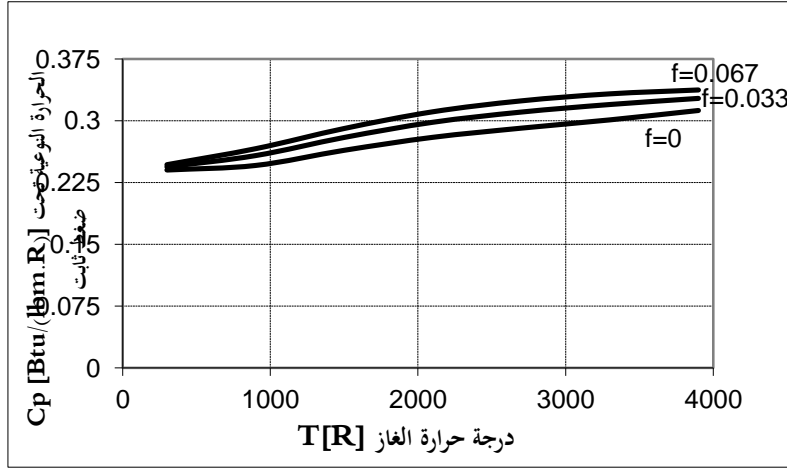
2- سلوك المميزات الحرارية للغاز التام مع درجة الحرارة ونسبة التدفق الوقود إلى الهواء f
تم بناء برنامج حاسوبي استناداً إلى خوارزمية جوردين مايك برايد من أجل تحديد المواصفات الحرارية للغاز بمعرفة درجة الحرارة ونسبة التدفق الكتلي للوقود إلى الهواء في مزيج الاحتراق f وقد تم الحصول على النتائج التالية من هذا البرنامج:
أ- الانتالبي: يوضح الشكل (1) تغير انتالبي نواتج الاحتراق كتابع لكل من درجة الحرارة و نسبة التدفق الكتلي للوقود إلى الهواء.



الشكل (1): سلوك الانتالبي مع درجة الحرارة و نسبة التدفق الكتلي للوقود إلى الهواء f

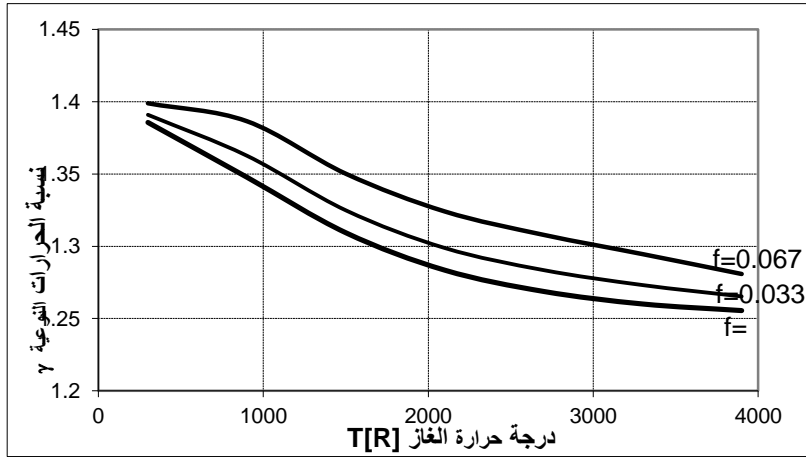
نلاحظ من المخطط زيادة الانتالبي مع زيادة درجة الحرارة وكذلك بزيادة f واستناداً إلى العلاقات النظرية المعروفة فإن النتيجة المذكورة تؤكد صحة الخوارزمية المستخدمة.
من أجل درجة الحرارة التصميمية للمحركات والتي تقارب عادةً 2200 R نلاحظ أن قيمة الانتالبي الفعلي (الذي أخذت قيمة f عند حسابها بعين الاعتبار) أكبر من قيمة الانتالبي النظري (المحسوب عند إهمال قيمة f) بمقدار 10-15%.
ب- الحرارة النوعية تحت ضغط ثابت:

نلاحظ من الشكل (2) ازدياد الحرارة النوعية تحت ضغط ثابت مع زيادة نسبة التدفق الكتلي للوقود إلى تدفق الهواء ويزداد الفرق مع ازدياد درجة حرارة الوسط العامل ويبلغ الفرق النسبي 9.6% عند درجة حرارة 2200R



الشكل(2): سلوك الحرارة النوعية تحت ضغط ثابت c_p مع درجة الحرارة و نسبة التدفق الكتلي للوقود إلى الهواء f

أما الشكل(3) فيبين تغير نسبة الحرارة النوعية $\gamma = \frac{c_p}{c_v} = \frac{c_p}{c_p - R}$ كتابع لدرجة الحرارة T, f



الشكل(3): سلوك نسبة الحرارة النوعية مع درجة الحرارة و نسبة التدفق الكتلي للوقود إلى الهواء.

نلاحظ انخفاض النسبة γ مع ازدياد درجة الحرارة وقيمة نسبة التدفق الكتلي للوقود إلى الهواء.

3. تحليل أداء عنفة الضغط العالي:

تطبق هذه الدراسة على عنفة الضغط العالي في محرك كما ورد أعلاه مؤلف من عنفتين وضاعطين وحجرة احتراق حلقيّة (نموذج V2500) ولإيضاح الرموز والدالات المستخدمة نعتد تقسيم المحرك إلى محطات وهي الطريقة المتبعة في مثل هذه الحالات والمبينة في الشكل (4) حيث نستخدم الرموز والتدفقات المبينة على الشكل (4) في العلاقات التالية:

لدراسة أداء العنفة نعرف نسبة الضغوط الكلية الأيزوانتروبية π_i للعنصر i بأنها نسبة الضغط الكلي عند مغادرة العنصر i إلى الضغط الكلي عند دخوله العنصر i ، ونسبة الانتالبي الكلية الأديباتية τ_i بأنها نسبة الانتالبي الكلي عند مغادرة العنصر i إلى الانتالبي الكلي عند دخولها العنصر i ، لتمييز عناصر المحرك المختلفة عن بعضها نستخدم دليل سفلي معين للدلالة على عنصر بذاته (أنظر ملحق الدالات).

نرمز للمحطة عند عنق فوهة دخول العنفة مباشرة عند وصول الجريان لسرعة الصوت (الجريان مخنوق) بالمحطة 4' وقبل وصول الجريان حالة الخنق مباشرة بالمحطة 4 وكذلك عند مدخل عنفة الضغط المنخفض عند وصول الجريان حالة الخنق المحطة 4.5' وقبل وصول الجريان مرحلة الخنق المحطة 4.5 ، وبافتراض أن الجريان مخنوق عند المحطة 4' والمحطة 4.5' أي أن

$$P_{t4.5} = P_{t4.5'}, P_{t4} = P_{t4'} \quad [1]$$

$$\frac{\dot{m}_{4'}}{\dot{m}_{4.5'}} \frac{P_{t4.5}/P_{t4}}{\sqrt{T_{t4.5}/T_{t4}}} \frac{A_{4.5'}}{A_{4'}} = \frac{MFP(M_{4'}, T_{t4}, f_{3.1})}{MFP(M_{4.5'}, T_{t4.5}, f_{4.5})} \quad (15)$$

حيث:

$$MFP = \frac{\dot{m} \sqrt{T_t}}{P_t A}$$

بارامتر التدفق الكتلي ويحسب بالعلاقة

ويفيد هذا البارامتر في تحديد مقدار التدفق وكذلك في حساب المقطع الذي يخنق عنده الجريان والذي يوافق التدفق الأعظمي ($M=1$). [3]

وبما أن نسبة الضغوط الكلية لمازج هواء التبريد الثاني $\pi_{m2} = 1$

$$\frac{\dot{m}_{4.5'}}{\dot{m}_{4'}} = \frac{\dot{m}_4 + \dot{m}_C (\varepsilon_1 + \varepsilon_2)}{\dot{m}_4} = 1 + \frac{(\varepsilon_1 + \varepsilon_2)}{(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f_{3.1})} \quad (16)$$

حيث:

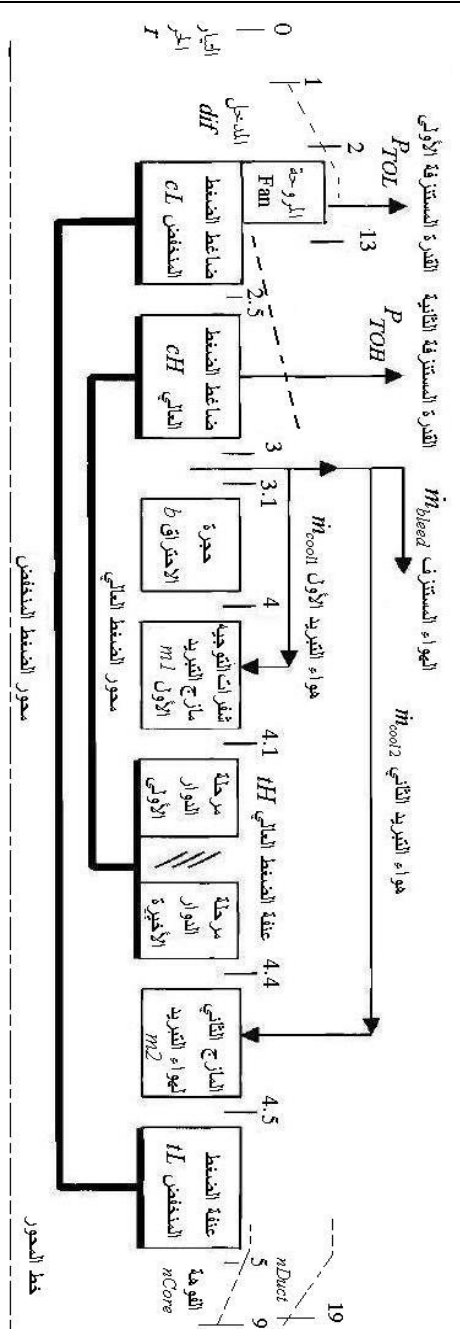
$$\beta = \frac{\dot{m}_{bleed}}{\dot{m}_{Core}}$$

نسبة الهواء المستنزف

$$\varepsilon_1 = \frac{\dot{m}_{cool1}}{\dot{m}_{Core}}$$

و ε_1 و ε_2 نسبة هواء التبريد للمازجين:

$$\varepsilon_2 = \frac{\dot{m}_{cool2}}{\dot{m}_{Core}}$$



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

الشكل (4) توزيع المحطات الأيروديناميكية وماخذ هوارة الاستنزاف [1], وقيم تدفقات هوارة الكتلية عند المحطات المختلفة.

وبالتالي:

$$\frac{\pi_{tH}}{\sqrt{T_{t4.5}/T_{t4}}} = \left\{ 1 + \frac{(\varepsilon_1 + \varepsilon_2)}{(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f_{3.1})} \right\} \frac{A_{4'} MFP(M_{4'}, T_{t4}, f_{3.1})}{A_{4.5'} MFP(M_{4.5'}, T_{t4.5}, f_{4.5})} \quad (17)$$

كونه تم القبول أن الرمز '4' و'4.5' يوافق جريان مخنوق أي أن عدد ماخ في كلا المقطعين يساوي 1 فإن الطرف الثاني من المعادلة (17) يعتبر ثابت واستناداً إلى الشكل (4) نجد:

$$f_{4.5} = \frac{f_{3.1}}{1 + f_{3.1} + (\varepsilon_1 + \varepsilon_2)/(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)}$$

من أجل قيم محددة لـ T_{t4} و $f_{3.1}$ يمكن حساب π_{tH} بافتراض قيمة ابتدائية لـ $T_{t4.5}$.

وبنفس النمط من أجل قيم معينة لـ T_{t4} و $f_{3.1}$ و π_{tH} ، يمكن تحديد درجة حرارة مخرج العنفة $T_{t4.5}$ على الشكل التالي:

يعطى الانتالبي الكلي $h_{t4.1}$:

$$h_{t4.1} = h_{t4} \frac{h_{t4.1}}{h_{t4}} = h_{t4} \tau_{m1} \dots \dots \dots (18)$$

حيث:

$$\tau_{m1} = \frac{(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f_{3.1}) + \varepsilon_1 \tau_r \tau_{cL} \tau_{cH} / \tau_\lambda}{(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f_{3.1}) + \varepsilon_1} \dots \dots \dots (19)$$

$$f_{4.1} = \frac{f_{3.1}}{1 + f_{3.1} + (\varepsilon_1 + \varepsilon_2)/(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)} \dots \dots \dots (20)$$

الضغط الكلي المخفض المثالي عند مخرج العنفة HP:

$$P_{r t4.4 i} = \pi_{tH} P_{r t4.1} \dots \dots \dots (21)$$

نسبة الانتالبي الكلي المثالي للعنفة HP:

$$\tau_{tHi} = \frac{h_{t4.4i}}{h_{t4.1}} \dots\dots\dots(22)$$

HP:نسبة الانتالبي الكلي للعنفة:

$$\tau_{tH} = 1 - \eta_{tH} (1 - \tau_{tHi}) \dots\dots\dots(23)$$

4.5:الانتالبي الكلي عند المحطة:

$$h_{t4.5} = h_{t4} \frac{h_{t4.1}}{h_{t4}} \frac{h_{t4.4}}{h_{t4.1}} \frac{h_{t4.5}}{h_{t4.4}} = h_{t4} \tau_{m1} \tau_{tH} \tau_{m2} \dots\dots\dots(24)$$

حيث نسبة الانتالبي الكلي لمزاج هواء التبريد الثاني:

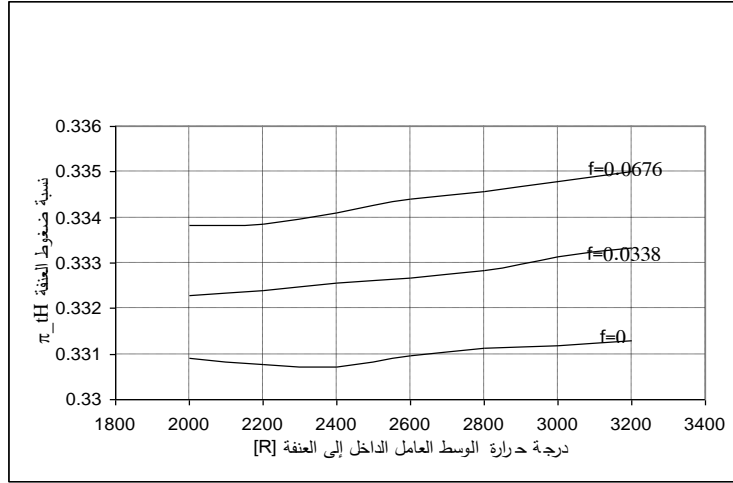
$$\tau_{m2} = \frac{(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f_{3.1}) + \varepsilon_1 + \varepsilon_2 \{ \tau_r \tau_{cL} \tau_{cH} / (\tau_\lambda \tau_{m1} \tau_{tH}) \}}{(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f_{3.1}) + \varepsilon_1 + \varepsilon_2} \dots\dots\dots (25)$$

$$P_{rt4.5i} = \pi_{m2} P_{rt4.4} = P_{rt4.4} \dots\dots\dots(26)$$

بمعرفة $h_{t4.5}$ و $f_{4.5}$ يمكن معرفة $T_{t4.5}$ [1].

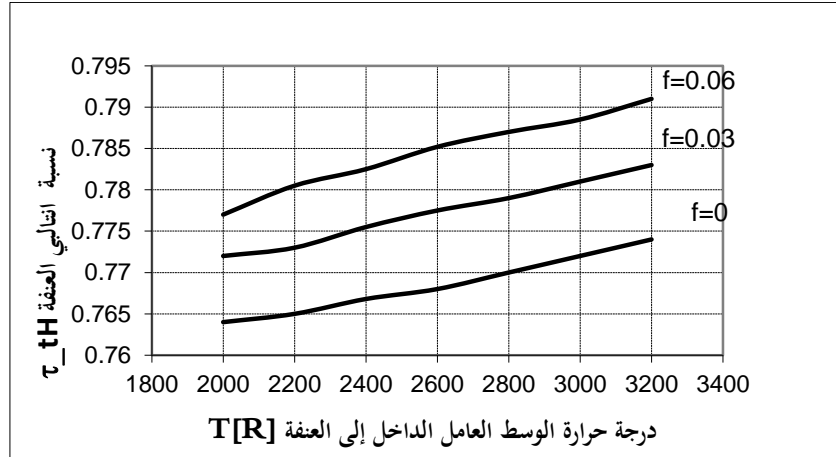
تم بناء برنامج حاسوبي باستخدام مجموعات العلاقات السابقة لحساب π_{tH} بافتراض قيم ابتدائية $T_{t4.5}$ ، وباستخدام المعادلة (17) تنتج لدينا قيمة جديدة $T_{t4.5}$ وبطريقة التقريب المتتالي حتى يصبح الفرق بين قيمتين فرعيتين: 0.01 وفي كل خطوة عند حساب بارامتر من بارامترات العنفة نعتمد على القيم المستحصلة من البرنامج الحاسوبي المستند إلى خوارزمية جوردن مايك برايد.

أولاً: تأثير نسبة التدفق الكتلي للوقود إلى التدفق الكتلي للهواء على نسبة الضغوط الكلية للعنفة: يوضح الشكل(5) زيادة في نسبة ضغوط العنفة مع زيادة نسبة التدفق الوقود إلى تدفق الهواء $f_{3.1}$ وهذا يعني انخفاض أداء العنفة، ومن أجل هواء صرف $f_{3.1} = 0$ يمكن اعتبار أداء العنفة ثابت مع تزايد درجة حرارة الغازات المدخل بشكل تقريبي ثابت $\pi_{tH} \cong 0.331$



الشكل (5): سلوك نسبة الضغوط للعنفة π_{tH} مع درجة حرارة غازات المدخل T_{t4} و $f_{3.1}$ ثانياً: تأثير نسبة التدفق الكتلي للوقود إلى التدفق الكتلي للهواء على نسبة الانتالبي الكلية:

إن تزايد في قيمة نسبة الانتالبي τ_t والمنرافق مع تزايد في نسبة الضغوط π_t سوف يخفض مقدار الطاقة المستخرجة من الوسط العامل المار من خلال العنفة وبالتالي يخفض استطاعة العنفة من أجل واحدة التدفق الكتلي للوسط [2] ، وكما أن هذا أيضاً من مميزات انفلات الغازات من المحرك بسبب بقاء ضغط كلي كبير نسبياً في الوسط العامل عند خروجه من فوهة النفث.



الشكل (6): سلوك نسبة الانتالبي للعنفة τ_{tH} مع درجة حرارة غازات المدخل T_{t4} و $f_{3.1}$

نلاحظ من الشكل (6) أنه من أجل هواء صرف $f_{3.1} = 0$ أي إهمال تأثير الوقود في الغاز تتزايد نسبة الانتالبي مع زيادة درجة الحرارة وهذا يعود إلى تأثير درجة الحرارة على المميزات النوعية للهواء ، لهذا السبب ندرس أداء العنفة مع ثبات المميزات النوعية مع درجة الحرارة من أجل هواء صرف $f_{3.1} = 0$ أي غاز تام حرارياً.

ثالثاً: تحليل أداء عنفة الضغط العالي باعتبار الوسط العامل غاز تام حرارياً

وبما أن بارامتر التدفق عند المحطتين 4' و 4.5' له نفس القيمة وبما أن $M_{4'} = M_{4.5'} = 1$ ،
 $\gamma_{4'} = \gamma_{4.5'} = \gamma_t$ ، $R_{4'} = R_{4.5'} = R_t$ ،
 تصبح المعادلة (17) بالشكل:

$$\frac{\pi_{tH}}{\sqrt{\tau_{tH}}} = \left\{ 1 + \frac{(\varepsilon_1 + \varepsilon_2)}{(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f_{3.1})} \right\} \frac{A_{4'}}{A_{4.5'}} \sqrt{\tau_{m1} \tau_{m2}} \dots\dots\dots (17) \text{ CPG}$$

حيث:

$$A_{4'} / A_{4.5'} = \text{CONT},$$

$$1 + \frac{(\varepsilon_1 + \varepsilon_2)}{(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f)} = \text{CONT}$$

(25) و (19) ودمج المعادلتين

$$\tau_{m2} \tau_{m1} = \left[1 + \frac{(\varepsilon_1 + \varepsilon_2 / \tau_{tH}) \tau_r \tau_{cL} \tau_{cH} / \tau_\lambda}{(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f_{3.1}) + \varepsilon_1} \right] / \left[1 + \frac{\varepsilon_1 + \varepsilon_2}{(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f_{3.1}) + \varepsilon_1 + \varepsilon_2} \right] \quad (18) \text{ CPG}$$

من ظروف التشغيل نلاحظ:

$$\tau_{m1} = \frac{\tau_\lambda}{\tau_r \tau_{cL} \tau_{cH}} = \frac{c_{pt} T_{t4}}{c_{pc} T_{t3}} \approx 2 \rightarrow 4 \text{ و } \tau_{tH} \approx 0.85$$

وبالتالي مرتبة قيمة الحد الثاني من بسط المعادلة السابقة (18-CPG) هو رتبة ε أو أقل وتغيرات هذا الحد ضمن ظروف التشغيل صغيرة مقارنة مع الواحد. وبما أن المقام ثابت أيضاً يكون جداء

الحدين $\tau_{m2} \tau_{m1}$ ثابت وبالتالي تصبح المعادلة (18-CPG)

$$\frac{\pi_{tH}}{\sqrt{\tau_{tH}}} = \text{constant} \dots\dots\dots (27)$$

من أجل غاز تام حرارياً يمكن كتابة المعادلة (23) وبافتراض ثبات قيمة فاعلية عنفة الضغط العالي

$$\tau_{tH} = 1 - \eta_{tH} (1 - \tau_{tH}^{(\gamma_t - 1) / \gamma_t}) \dots\dots\dots (23)$$

CPG

وحتى تتحقق المعادلتين (23-CPG) و(27) معاً يجب أن يكون نسبة الضغوط والانتاليبي ثابتة: [2]

$$\pi_{iH} = \text{const } t$$

$$\tau_{iH} = \text{const } t$$

وبتطبيق نفس المحاكمة المستخدمة على المعادلة (18-CPG) على المعادلتين (19) و (25) بشكل

منفصل من أجل τ_{m1} و τ_{m2} نجد:

$$\tau_{m1} = \text{const } t$$

$$\tau_{m2} = \text{const } t$$

رابعاً: مقارنة بين أداء عنفة باعتبار الوسط العامل التام (ذو المميزات الحرارية المتغيرة مع درجة الحرارة) وعنفة باعتبار الوسط العامل تام حرارياً (ذو مميزات حرارية ثابتة):

نلاحظ أن يتغير أداء العنفة (نسبة الضغوط والانتاليبي) باعتبار أن غاز تام وذلك بسبب تغير المواصفات النوعية مع درجة الحرارة ونسبة الوقود f ، نجد τ_{iH} و π_{iH} تتزايد بشكل بسيط جداً مع شروط تشغيل المحرك أي يتناقص أداء العنفة.

من اجل الهواء الصرف $f_{3.1} = 0$ يكون تغير أداء عنفة صغير بسبب تغير المواصفات النوعية مع درجة الحرارة.

بافتراض أن الغاز تام حرارياً تبقى τ_{iH} و π_{iH} ثابتة من أجل عنفة.

4. تحليل أداء محرك نفث:

ندرس أثر اعتبار الغاز العامل غازاً تاماً بدلاً من افتراضه غازاً تاماً حرارياً على أداء محرك نفث نمذجي يتألف من عنفتين وضاعطين، وذلك على الدفع النوعي واستهلاك الوقود النوعي واللذان يمثلان البارامترين الأساسيين عند عمل المحركات النفاثة ، بالاستفادة من العلاقات الرياضية التي تعطي القيم الحسابية لهذين البارامترين :

$$\text{أولاً: سلوك الدفع النوعي } F/\dot{m}_a$$

يعبر الدفع النوعي عن مقدار الدفع الناتج عن تدفق واحدة كتلة الهواء عبر المحرك ويعطى بالعلاقة:

$$F = \frac{1}{g_c} [\dot{m}_9 V_9 + \dot{m}_{19} V_{19} - \dot{m}_0 V_0] + A_9 (P_9 - P_0) + A_9 (P_9 - P_0) \dots \dots \dots (28) [2]$$

حيث:

V_0, M_0, P_0, A_0 هي سرعة ورقم ماخ وضغط ومقطع الجريان عند مدخل المحرك.

والمعالجة هذه العلاقة ومن أجل غاز تام حرارياً ينتج العلاقة [2](29) بالمحرك.

$$\frac{F g_c}{\dot{m}_0 a_o} = \frac{1}{1+\alpha} \left\{ \begin{array}{l} (1+f_{3.1}) \frac{V_9}{a_o} + \alpha \frac{V_{19}}{a_o} - (1+\alpha) M_0 \\ + (1+f_{3.1}) \frac{T_9/T_o}{V_9/a_o} \frac{1-P_o/P_9}{\gamma} \\ + \alpha \frac{T_{19}/T_o}{V_{19}/a_o} \frac{1-P_o/P_{19}}{\gamma} \end{array} \right\} \dots\dots\dots(29)$$

أما من أجل غاز تام (مع تغير المواصفات الحرارية) فيعطى العلاقة [1](30)

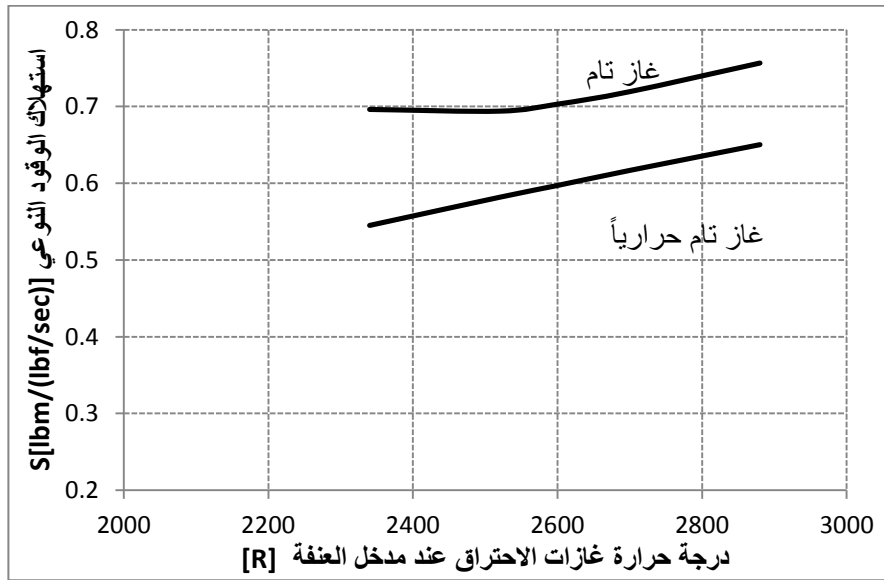
$$\frac{F g_c}{\dot{m}_0 a_o} = \frac{1}{1+\alpha} \left\{ \begin{array}{l} (1+f_0(1+\alpha)-\beta) \frac{V_9}{a_o} + \alpha \frac{V_{19}}{a_o} - (1+\alpha) M_0 \\ + (1+f_0(1+\alpha)-\beta) \frac{R_t}{R_c} \frac{T_9/T_o}{V_9/a_o} \frac{1-P_o/P_9}{\gamma_c} \\ + \alpha \frac{R_t}{R_c} \frac{T_{19}/T_o}{V_{19}/a_o} \frac{1-P_o/P_{19}}{\gamma_c} \end{array} \right\} \dots\dots\dots(30)$$

وبالمعالجة الحاسوبية من خلال برنامج حاسوبي تم تنفيذه يمكن إيجاد المنحنيات البيانية التي تمثل تغير الدفع النوعي بتغير درجة حرارة غازات الاحتراق في كلتا الحالتين والمعطاة في الشكل (7)

$$(32) [2] \dots \dots \dots S = \frac{f_0}{F/\dot{m}_0} = \frac{f_{3.1}}{(1+\alpha)F/\dot{m}_0}$$

يُعبّر عن استهلاك الوقود النوعي لأجل غاز تام بالعلاقة التالية:

$$(33) [1] \dots \dots \dots S = \frac{f_0}{F/\dot{m}_0} = \frac{f_{3.1}(1-\beta-\varepsilon_1-\varepsilon_2)}{(1+\alpha)F/\dot{m}_0}$$



الشكل (8): سلوك استهلاك الوقود النوعي مع تغير درجة حرارة غازات الاحتراق

إن حساب استهلاك الوقود النوعي يفرض أن الغاز تام حرارياً سيؤدي إلى حصول على قيم لهذا الاستهلاك أقل من القيم الفعلية المستهلكة والتي يمكن الحصول عليها عند دراسة الغاز أنه تام أي بالاستفادة من خوارزمية جوردين مايك الشكل (8) وبالعودة إلى العلاقة الرياضية الناطمة (33) فإننا نلاحظ أن هذا الفارق يعود إلى نسبة تغير المتحولين f_0 و F/\dot{m}_0 ،

النتائج:

من الواضح أن حسابات استثمار العنفة يفرض أن الغاز تام حرارياً يعطي قيم منحرفة عن القيم الفعلية والتي يمكن الحصول عليه بالأخذ بعين الاعتبار أن الغاز تام أي الأخذ بعين الاعتبار تغير السعة الحرارية للغاز بتغير درجة الحرارة ونسبة الوقود وفي هذا الشأن يمكن الاستفادة من خوارزمية جوردين مايك برايد من أجل مواصفات وقود مشابه لنوع الوقود المستخدم عند احتساب

الثوابت في الخوارزمية المذكورة ويظهر الفارق في القيم المحسوبة في هاتين الحالتين من أجل البارامترات المعتمدة لحساب أداء محرك نفاث كالتالي:

تزداد نسبة الضغوط في العنفة أي أن أدائها ينخفض كما يزداد كل من الدفع النوعي واستهلاك الوقود النوعي إذا ما تم الحساب أن الغاز تام لذلك نوصي الأخذ بعين الاعتبار تغير الحرارة النوعية عند حساب العنفات أو لحظ الفارق باستخدام معاملات تصحيح عند الحساب على أنه غاز تام حرارياً لاسيما وأنه من الواضح تماماً من المنحنيات البيانية المحسوبة أن مقدار الانحراف النسبي لكل بارامتر مدروس يمكن أن يعتبر ثابتاً بتقريب مقبول لكل قيمة من قيم f .

الملاحق:

ملحق(1): الدالات السفلية لنسب الضغوط والانتالبي.

المحطة	العنصر	الدليل السفلي
3.1 ~ 4	الحراق	b
2 ~ 3	الضاغط	c
2.5 ~ 3	الضاغط HP	cH
2 ~ 2.5	الضاغط LP	cL
0 ~ 2	المدخل الناشر	dif
2 ~ 12.5	المروحة	f
4 ~ 4.1	مازج هواء التبريد الأول	$m1$
4.4 ~ 4.5	مازج هواء التبريد الثاني	$m2$
4.9 ~ 9	فوهة اللب	$nCore$
12.5 ~ 9	فوهة مجرى المروحة	$nDuct$
4.1 ~ 4.9	العنفة	t
4.1 ~ 4.5	العنفة HP	tH
4.5 ~ 4.9	العنفة LP	tL

ملحق(2): الدالات السفلية لنسب التدفق.

المحطة	الدالة	الدليل السفلي
3~3.1	الهواء المستنزف	bleed
2.5 ~ 3	جريان الهواء ضمن لب المحرك	Core
3~3.1,4~4.1	هواء التبريد شفرات توجيه المرحلة الأولى من HPT	cool1
3-3.1,4.1~4.4	هواء التبريد العنفة HP	cool2
12.5~16	جريان الهواء ضمن مجرى المروحة	Fan
3.1~4	تدفق الوقود إلى الحراق الأساسي	fuel

ملحق (3): البرامج الفرعية

مخرجات	مدخلات	ترميز البرنامج
$h, P_r, \phi, c_p, R, \gamma, a$	T, f	$FAIR(1, f, T, h, P_r, \phi, c_p, R, \gamma, a)$
$(T_t/T, P_t/P, MFP)$	(T_t, f, M)	$MASSF(T_t, f, M, T_t/T, P_t/P, MFP)$

ملحق (4): الرموز

المساحة	A
سرعة الصوت في المحطة i	a_i
معامل أخذ الطاقة من المحور HP	C_{TOH}
معامل أخذ الطاقة من المحور LP	C_{TOL}
الحرارة النوعية تحت ضغط ثابت	c_p
الفطر	D
فعالية البولترية	e_i
نسبة التدفق الكتلي الوقود إلى التدفق الكتلي للهواء	f
نسبة التدفق الكتلي الوقود إلى التدفق الكتلي للهوا الكلية	f_0
نسبة التدفق في المحطة i	f_i
انتالبي مزيج الغازات في المحطة i	h_i
النتالبي الكلي في المحطة i	h_{ii}
رقم ماخ	M
بارامتر تدفق الكتلي	MFP
معدل تدفق في المحطة i	\dot{m}_i
معدل تدفق الوقود في المحطة i	\dot{m}_{fuel}
الضغط الستاتيكي في المحطة i	P_i
الضغط الكلي في المحطة i	P_{ii}
ضغط المخفض في المحطة i	P_{ri}
الاستطاعة المأخوذة من المحور HP	P_{TOH}
ثابت الغازات المأخوذة	R

الانتروبي في المحطة i	s_i
درجة الحرارة الستاتيكية	T
درجة الحرارة الكلية في المحطة i	T_{ii}
استطاعة الدفع مقدرة بالحصان	THP
نسبة التمرير	α
نسبة استنزاف الهواء	β
نسبة الحرارة النوعية	γ
نسبة تدفق هواء لمزاج الهواء الأول	ε_1
نسبة تدفق الهواء لمزاج الهواء الثاني	ε_2
المردود الأديباتي للعنصر	η_i
نسبة الضغوط الكلية للعنصر	π_i
نسبة استعادة الضغط الكلية للهواء الحر	π_r
الكثافة	ρ
نسبة انتالبي الكلي للعنصر	τ_i
نسبة استعادة الانتالبي الكلي للتيار الحر الأديباتي	τ_r
نسبة الانتالبي للحراق	τ_λ
الاتاحية	ϕ

المراجع:

- [1] Mattingly, J.D 1996, Elements of Gas Turbine Propulsion, McGraw-Hill, New York (841) pgs.
- [2] Mattingly, J.D 2002 Aircraft Engine Design. AIAA, Virginia (679) pgs.
- [3] Gordon, C.O 1998, Aerothermodynamics of Gas Turbine and Rocket Propulsion, AIAA (452) pgs.
- [4] Gordon, S & McBride, B 2000, Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions NASA.
- [5] Capt. McKinney, J.S Air Force's Aero Propulsion Laboratory (U.S. Air Force).
- [6] The Properties of Gases and Liquids, McGraw-Hill, New York [2000].