ترموديناميكية المنفث في الصاروخ

تقديم : رنيم شعبان محفوض.

تاريخ : ٢٠١٥-٢٠١٦.

ملخص

في هذا البحث تمت دراسة منفث المحرك في الصاروخ للتعرف على أساسيات الدفع، والتعرف على خواصه وكيفية تدفق الغازات المسببة لدفع الصاروخ ضمنه.

المقدمة

خلال قرن مضى تطورت البشرية تطوّراً كبيراً في مختلف مجالات الحياة، وأصبحت الدول في سباق ليس له نهاية في العلم والتحضر والاكتشافات، ومن أبرز هذه السباقات غزو الفضاء الخارجي، ومن يصل إليه أولاً. فكثيراً ما نشاهد على شاشات التلفاز قيام وكالة ناسا بإطلاق صواريخ محملة بمركبات فضائية إلى الفضاء الخارجي لوضع الاقمار الصناعية في مداراتها حول الأرض، بالإضافة إلى دراسة إمكانية الحياة على كواكب أخرى، واحتمالية وجود شعوب وكائنات أخرى في هذا الكون الفسيح.

كما أصبح سباق التسلح هاجس معظم الدول الكبرى، ولاسيما أسلحة الردع والدمار الشامل، حيث باتت كل دولة تسعى لصناعة أسلحة أكثر فتكاً، وأعلى فعاليةَ، من دبابات وصواريخ مختلفة الأنواع في سبيل الحفاظ على سيادتها.

ولذلك أصبحت صناعة الصواريخ ودراسة حركتها علماً قائماً بحدّ ذاته، مبنيّاً على أسس فيزيائية ورياضية ميكانيكيّة، ولتعَقُّده كَثُرَت الاختصاصات في هذا المجال من دفع وهيكل وبناء....، وسأحاول في هذا البحث التعرف على أساسيات الدفع من خلال دراسة منفث المحرك في الصاروخ، والتعرف على خواصه وكيفية تدفق الغازات المسببة لدفع الصاروخ ضمنه.

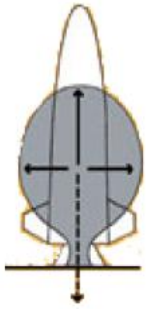
إشكالية **البحث**:

- ما هو السبب الذي يجعل الغازات تمتلك تلك الطاقة القادرة على رفع الصاروخ ودفعه؟
- لاحظنا عند دراسة حركة الصواريخ استخدام الرمز v_e (وهو سرعة خروج الغازات من مؤخرة الصاروخ) في استنتاج معادلات حركة الصاروخ، فكيف يتم حساب وتحديد هذه السرعة؟
- ما هو المنفث (Nozzle) وما دوره في محرك الصاروخ؟
- كيف يؤثر شكل المنفث ونوعه على تسارع الغازات أو تباطؤها؟
- ما هي خواص الغازات ضمن المنفث؟ وكيف يعطى ضغط، ودرجة حرارة، وكثافة الغاز ضمن المنفث؟
-

١ . لمحة عن مبدأ عمل الصواريخ:

١,١ . مقارنة نظرية بين مبدأ عمل القذيفة والصاروخ:

يعتمد كل من القذيفة والصاروخ في إطلاقهما على مبدأ نيوتن الثالث الذي اكتشفه العالم اسحق نيوتن في القرن السابع عشر ميلادياً والذي ينص على أن لكل فعل رد فعل يساويه في الشدة ويعاكسه في الجهة، ولكن من الفروق الأساسية بين القذيفة والصاروخ هو كيفية تطبيق هذا المبدأ على كل منهما، حيث القذيفة تتعرض لقوة دفع فقط عند الإطلاق، ثم تأخذ سرعة ابتدائية مكملة مسيرها خاضعة لقوة ثقلها فقط فتشكل قطعاً مكافئاً (في حال إهمال مقاومة الهواء)، أما عند الصاروخ فإنه يحقق مبدأ نيوتن الثالث في كل لحظة من مساره حتى نفاذ الوقود والسبب في ذلك هو أنه يخضع لقوة دفع دائمة وهي خروج الغازات أو العوادم من مؤخرته، مما يجعل حركته متغيرة الكتلة والتسارع بسبب حرق الوقود اللازم للدفع، فالجزء الأساسي في الصاروخ والذي يميزه عن القذائف هو المحرك.

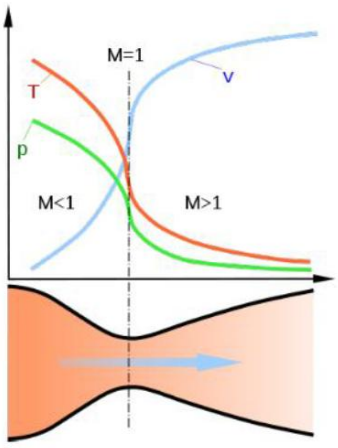


رسم توضيحي 1يعمل الصاروخ مثل البالون– خروج الغازات ينتج ضغطاً غير متساو يجعل الصاروخ أو البالون يترك الأرض

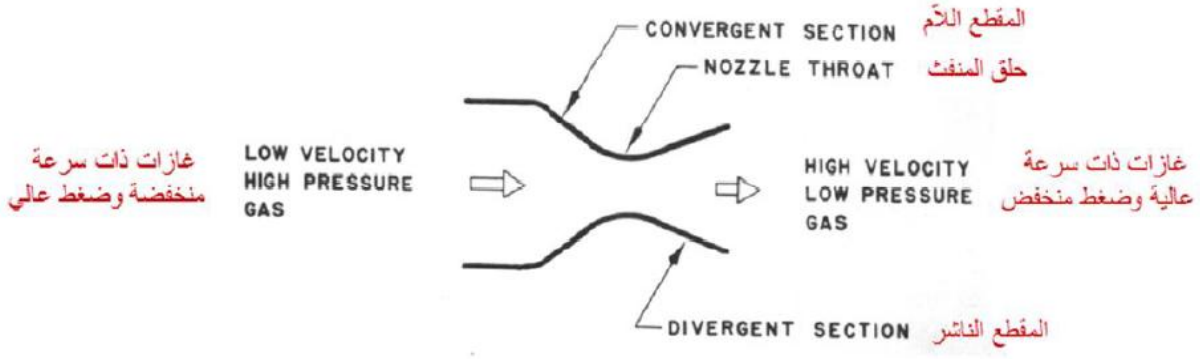
١,٢ . المنفث في الصاروخ:

بما أن قوة الدفع في الصاروخ تعتمد على كتلة الغازات الناتجة عن احتراق الوقود وسرعتها، وتتناسب طرداً مع كل منهما، فإن السرعة العالية للغازات تكون مطلوبة ولذلك يستخدم المنفث في محرك الصاروخ لتسريع الغازات الخارجة من غرفة الاحتراق وتحويل الطاقة الكيميائية التي تمتلكها إلى طاقة حركية. ويعد منفث اللام الناشر من أشهر المنافث المستخدمة في الصواريخ وخاصة الصواريخ الفضائية لأنه يعطي دفعاً عالياً، وشكله كما في الصورة.

ويجدر بالذكر أن ضغط ودرجة حرارة الغاز تكون أعلى ما يمكن في بداية المنفث وسرعة الغاز تكون أبطأ ما يمكن حيث تعتبر مهملة ثم تزداد سرعة الغاز المارّ في المنفث ويرافقه انخفاض في الضغط ودرجة الحرارة وعندما يصل الغاز إلى حلق المنفث (أصغر مساحة مقطع للتدفق ضمن المنفث) تكون سرعته تساوي سرعة الصوت الموضعية، ثم تزداد إلى أن تصل إلى أقصى سرعة لها في نهاية المنفث، حيث يمكن أن تصل إلى أضعاف سرعة الصوت.



رسم توضيحي 3مخطط يوضح خواص الغاز في المنفث



رسم توضيحي 2منفث دي لافال (اللام–الناشر)

ولكن هنا نستطيع أن نطرح سؤالاً، وهو حسب ما نعرفه من معادلة الاستمرارية في ميكانيك السوائل حيث كلما نقصت مساحة مقطع السطح زادت سرعة المائع (أي تناسب عكسي)، ولكن هنا نلاحظ أنه عندما يصل الغاز إلى حلق المنفث ويقطعه تبقى السرعة في زيادة رغم زيادة مساحة مقطع سطح المنفث في الجزء الناشر (Diverging) وهذا تجاوز واضح لمعادلة الاستمرارية كما نظن لأول وهلة، لكن يعود ذلك إلى عدة أسباب سندرسها لاحقاً كالهبوط السريع لقيمة كثافة المائع المار في المنفث

وتغير سرعة الصوت الموضعية ويجب أن تكون قيمة الضغط مناسبة، ولكن[1] قبل البدء بدراسة دفع الغاز في المنفث وخواصه وتغيراتها ينبغي وضع عدة افتراضات وهي:

- اعتبار أن االغاز مثالي: أي أنه يتبع لقانون الغازات الكاملة.
- اعتبار انتروبية الغاز ثابتة: أي أن طاقة الغاز ثابتة في كل مقطع من مقاطع المنفث، وبمعنى آخر سرعة الغازات وضغطها وكثافتها كلها منتظمة عبر كل مقطع من مقاطع المنفث.
- التفاعل كظومي: أي لا يوجد تبادل حراري بين المحرك والوسط الخارجي، فغرفة الاحتراق مع المنفث جملة معزولة.
- التدفق عبر الفوهة أحادي البعد، وأن يكون اتجاه الاندفاع الغازي مواز لمحور المنفث.
- ثبات اندفاع الغاز طوال فترة احتراق الوقود: أي لا يوجد تقطعات في اندفاع الغاز.
- تمدد الغازات يجري فقط وفق نمط منتظم بدون أي تصادمات والاحتكاكات معدومة.

٢. دراسة سرعة الغاز بتغير مساحة مقطع المنفث:

يعطى معدل التدفق بالعلاقة:

$$\frac{m}{t} = \dot{m} = \rho A v = const \ldots\ldots\ldots(1)$$

أي معدل التدفق الكتلي يساوي الكتلة الحجمية للغاز ρ في معدل التدفق الحجمي Av وبما أن معدل التدفق الحجمي والكتلة الحجمية في تغير دائم نفاضل المعادلة السابقة تفاضلاً كلياً ثم نقسم على معدل التدفق الكتلي.

$$Avd\rho + \rho v dA + \rho A dv = 0 \ldots\ldots\ldots(2)$$

$$\frac{d\rho}{\rho} + \frac{dA}{A} + \frac{dv}{v} = 0 \ldots\ldots\ldots(3)$$

ومن معادلة برنولي مع اعتبار تغير الطاقة الكامنة مهملة حسب الافتراضات:

---

[1] تم اعتماد كتابين أساسيين في هذه الدراسة ١- Thermodynamics An Engineering Aooroach 7th ED الفصل ١٧ compressible flow

٢- How To Design, Build and Test Small Liquid-Fuel Rocket Engines

$$P+\frac{1}{2}\rho v^2 = const.....(4)$$

أيضاً بالتفاضل الكلي وبالتقسيم على ρ نحصل على:

$$dP/\rho + vdv = 0 \Rightarrow dP/\rho v = -dv$$

نعوضها في (٣)

$$\frac{dA}{A} = \frac{dP}{\rho}\left(\frac{1}{v^2} - \frac{d\rho}{dP}\right).....(5)$$

لكن عند ثبات الانتروبية يكون $\frac{d\rho}{dP} = \frac{1}{c^2}$ حيث c سرعة الصوت الموضعية في المنفث وبالتعويض في (5) وإخراج $\frac{1}{v^2}$ عامل مشترك ينتج لدينا:

$$\frac{dA}{A} = \frac{dP}{\rho v^2}(1-Ma^2).....(6)$$

وهذه علاقة هامة في التدفقات ثابتة الانتروبية في المنفث حيث تصف تغيرات الضغط مع مساحة التدفق، ونعلم أن A, ρ, v دائماً يأخذون قيمة موجبة، لكن الحد $(1-Ma^2)$ يمكن أن يكون سالب أو موجب حسب قيمة سرعة الغاز المار في المنفث فيكون لدينا هنا هذه الحالتين:

١- السرعات التحت صوتية (subsonic flow): حيث $Ma<1$ فيكون الحد $(1-Ma^2)>0$ وبالتالي dA, dP يجب أن يكون لهما نفس الإشارة. فضغط الغاز يزداد بازدياد مساحة مقطع المنفث كما في (subsonic diffusers)[٢] في القسم الناشر من المنفث، وينقص بنقصانه كما في (subsonic nozzles) في القسم اللام من المنفث.

٢- السرعات الفوق صوتية (supersonic nozzles): حيث $Ma>1$ فيكون الحد $(1-Ma^2)<0$ وبالتالي dA, dP لهما إشارتين مختلفتين. فضغط الغاز يزداد بنقصان مساحة مقطع المنفث كما في (supersonic diffusers) في القسم اللام من المنفث، وينقص بازدياد مساحة مقطع المنفث كما في (supersonic nozzles) في القسم الناشر من المنفث .

[٢] الدفيوزر أو الناشر جهاز مثل النوزل ولكن يعمل عكس عمله أي يبطئ سرعة تدفق الغازات ضمنه، ويستخدم في بعض التوربينات.

كما يوجد علاقة أخرى هامة في التدفقات ثابتة الانتروبية حيث نستخدم العلاقة التالية $\rho v = -dP/dv$ ونعوضها في العلاقة (6) فيكون:

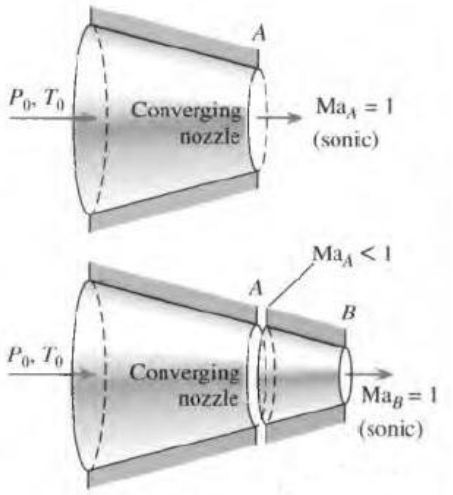
$$\frac{dA}{A} = -\frac{dv}{v}(1-Ma^2).....(7)$$

ونلاحظ أن A, v دائماً موجبين، فنميز الحالات الآتية:

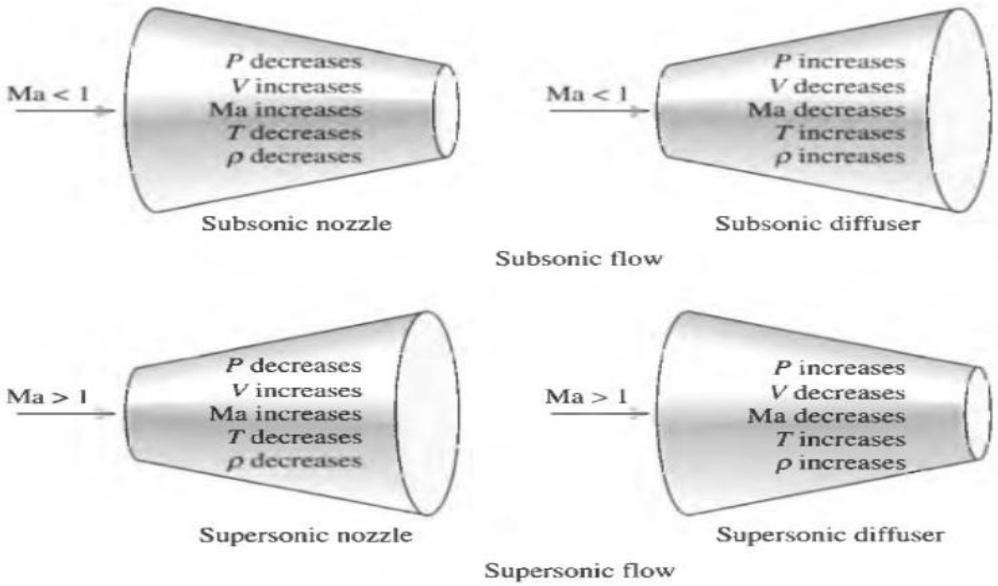
١- السرعات التحت صوتية: $\frac{dA}{dv} < 0 \Leftarrow Ma < 1$

٢- السرعات الفوق صوتية: $\frac{dA}{dv} > 0 \Leftarrow Ma > 1$

٣- سرعة مساوية لسرعة الصوت: $\frac{dA}{dv} = 0 \Leftarrow Ma = 1$



رسم توضيحي 4صورة توضح عدم ازدياد عدد ماخ حتى عند زيادة أو نقصان مساحة المقطع



رسم توضيحي 5صورة توضح متى يكون المنفث (Nozzle) أو (Diffuser) حسب سرعة التدفق.

وبالتالي إذا أردنا تسريع الغاز ضمن المنفث يلزمنا استخدام منفث لام حيث تكون سرعة الغازات ضمنه تحت سرعة الصوت، ومنفث ناشر حيث تكون سرعة الغاز ضمنه تحت سرعة الصوت. ويجدر بالذكر أن أعلى سرعة يمكن أن تصلها الغازات في المنفث اللام هي سرعة الصوت، ولو قمنا في سبيل التجربة بزيادة طول المنفث اللام وبالتالي نقصان مساحة مقطع حلق المنقث، لن تزداد السرعة فوق سرعة الصوت. فالهبوط السريع لكثافة الغاز يؤدي لتسريع الغازات ضمن المنفث الناشر، ولكن يوجد عامل آخر يتحكم بتدفق وتسارع الغاز ضمن المنفث، فليس من الضروري أن أي غاز تدفق عبر المنفث اللام الناشر أن يتسارع فوق سرعة الصوت بل من المحتمل أن يتباطأ، فذلك العامل هو الضغط الخلفي فلكي نصل لعدد ماخ معين (سرعة معينة) عند خروج الغازات من المنفث يجب أن يأخذ الضغط في بداية المنفث قيمة معينة وفوق مجال معين، بحيث يتغلب على الضغط في نهاية المنفث الناشر الذي يكون تقريباً يساوي الضغط الجوي، حسب مكان إطلاق الصاروخ (عند سطح البحر، على جبل،....) وهذا الضغط يحدد عن طريق نسب (سوف نستنتجها لاحقاً) حيث تعطى في جداول مرتبة حسب قيمة عدد ماخ المراد الوصول إليها، فإذا كانت قيمة الضغط أقل من المطلوبة يجب زيادة الضغط عند بداية المنفث وذلك إما بتغير نسب الوقود المستخدم أو بتغير نوع المواد المصنعة لغرفة الاحتراق أو أبعادها وذلك خارج نطاق الدراسة الحالية، مع العلم أنه يتم جعل مساحة خروج الغازات كبيرة كفاية لتخفيف الضغط.

٣. الدراسة الترموديناميكية لتدفق الغازات ضمن المنفث:

نبدأ بالقانون الأول في الترموديناميك والذي يحدد تغير الطاقة الداخلية:

$$\Delta E = Q - P\Delta V \quad .....(8)$$

أي أن تغير الطاقة الداخلية ΔE يتم إما بتبادل عمل $P\Delta V$ أو بتبادل كمية حرارة Q مع الوسط الخارجي، ومن القانون نكتب:

$$Q = \Delta E + P\Delta V$$

$$Q = E_f - E_i + P(V_f - V_i)$$

$$Q = (E_f + V_f) - (E_i + V_i)$$

$$Q = \Delta H_f - \Delta H_t = \Delta H \text{.....(9)}$$

وهذا ما يدعى بتابع الانتالبية ΔH وهو كمية الحرارة الممتصة أو المنطلقة عند ثبوت الضغط.

ولمعرفة آلية خروج الغازات من الفوهة تستلزم دراسة التدفقات الغازية المنضغطة الأحادية البعد، وهناك اختلاف بين تدفق حقيقي ومثالي لأن التدفق الحقيقي قد يحتوي عناصر سائلة أو صلبة كما قد يوجد بعد الاضرابات أن تسرب الغاز أو تسرب حراري غير متحكم به، ويجب أن لا ننسى خشونة سطح الفوهة.

ويمكن دراسة ذلك باستخدام قانون الطاقة السابق بواحدة الكتلة:

$$h = u + Pv \text{.....(10)}$$

وذلك باعتبار الطاقة الحركية والكامنة للغاز مهملة فتكون الانتالبية هي الطاقة الكلية، ولكن في بعض الحالات كالغازات عالية السرعة كما في المحرك النفاث الغاز يمتلك طاقة حركية ولذلك نصطلح الطاقة الانتالبية الكلية وهي تساوي الطاقة الانتالبية بالإضافة إلى الطاقة الحركية بواحدة الكتلة.

$$h_o = h + \frac{v^2}{2} \text{.....(11)}$$

وهنا نأخذها وضعية الاستقرار لأن لوصف حالة التدفق في أي نقطة تستدعي استخدام وضعية الاستقرار كمرجعية للوضعيات الأخرى.

وباعتبار أن الحرارة النوعية المولية المقاسة تحت ضغط ثابت هي تابع للانتالبية بدلالة الحرارة فتصبح العلاقة (11):

$$c_p T_o = c_p T + \frac{v^2}{2}$$

$$T_o = T + \frac{v^2}{2c_p}$$

[٣]

$$\frac{T_o}{T} = 1 + \frac{v^2}{2c_p T} \text{.....(12)}$$

لكن[٤] $c_p = kR/(K-1)$ و $c^2 = kRT$ و $Ma = v/c$ وبالتعويض:

[٣] الحد $\frac{v^2}{2c_p}$ يشير إلى الحرارة التي يكتسبها الغاز أثناء التحول باعتبار التحول كظومي ويدعى بالحرارة الديناميكية.

$$\frac{v^2}{2c_pT}=\frac{v^2}{2[kR/(K-1)]T}=\left(\frac{K-1}{2}\right)\frac{v^2}{c^2}=\left(\frac{K-1}{2}\right)(Ma)^2$$

ومنه:

$$\frac{T_o}{T}=1+\left(\frac{K-1}{2}\right)(Ma)^2 \text{.....(13)}$$

وهذه المعادلة تسهل لنا معرفة النسبة بين درجة الحرارة عند الاستقرار ودرجة الحرارة في أي مكان في المنفث بدلالة عدد ماخ المتغير من مكان لمكان في المنفث بسبب تغير سرعة الصوت الموضعية[٥].

وبما أن التحول كظومي نستخدم العلاقة الآتية: $T_oP_o^{\frac{1-K}{K}}=TP^{\frac{1-K}{K}}$

$$\frac{T_o}{T}=\left(\frac{P}{P_o}\right)^{\frac{1-K}{K}}=\left(\frac{P_o}{P}\right)^{\frac{K-1}{K}} \text{.....(14)}$$

$$\frac{P}{P_o}=\left(1+\left(\frac{K-1}{2}\right)(Ma)^2\right)^{\frac{K}{K-1}} \text{.....(15)}$$

وأيضاً هذه علاقة هامة بين الضغط في وضعية الاستقرار والضغط في أي منطقة من المنفث.

وبمعرفة أن $\rho=1/\dot{V}$ حيث $\dot{V}$: الحجم بواحدة الكتلة، واستخدام العلاقة $P_o\dot{V_o}^K=P\dot{V}^K$ فيكون:

$$\frac{P_o}{P}=\left(\frac{\dot{V}}{\dot{V_o}}\right)^K=\left(\frac{\rho_o}{\rho}\right)^K=\left(1+\left(\frac{K-1}{2}\right)(Ma)^2\right)^{\frac{K}{K-1}}$$

$$\frac{\rho_o}{\rho}=\left(1+\left(\frac{K-1}{2}\right)(Ma)^2\right)^{\frac{1}{K-1}} \text{.....(16)}$$

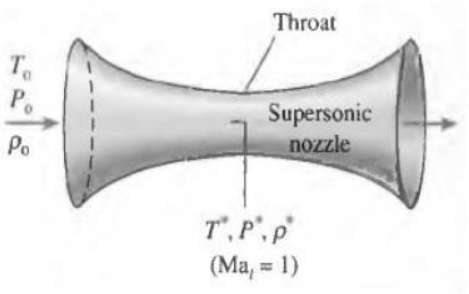
وهكذا نستنتج العلاقة بين الكتلة الحجمية في وضعية الاستقرار والكتلة الحجمية في أي منطقة من المنفث.

مع العلم أن القيم $\frac{T}{T_o},\frac{P}{P_o},\frac{\rho}{\rho_o}$ تعطى في جداول مرتبة بالنسبة للعدد ماخ وحسب الغاز المستخدم تحسب قيمة K.

---

[٤] يكطن إثبات صحة العلاقة بتعويض $k=c_p/c_v$ و $R=c_p-c_v$ باعتبارهم ثوابت ترموديناميكية.

[٥] من العلاقة $c=\sqrt{KRT}$ حيث سرعة الصوت تابع لدرجة الحرارة، أي يتغير بتغيرها، فعدد ماخ لجسم متحرك يمكن أن يتغير بتغير درجة الحرارة ولو كانت سرعة الجسم ثابتة.



رسم توضيحي 6المنفث (Nozzle)

وعند دراسة خواص الغاز القابل للانضغاط تسمى هذه الخواص في المنطقة التي يكون فيها عدد ماخ يساوي الواحد والتي هي في حلق المنفث بالخواص الحرجة والنسب السابقة بالنسب الحرجة. حيث نستخدم الرمز * للدلالة على القيمة الحرجة، ونعوض $Ma=1$ في النسب السابقة فنستنتج:

$$\frac{T^*}{T_o}=\frac{2}{K+1}.....(17)$$

$$\frac{P^*}{P_o}=\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{K}{K-1}}.....(18)$$

$$\frac{\rho^*}{\rho_o}=\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{K-1}}.....(19)$$

حيث نلاحظ من العلاقات السابقة أن قيمة النسب مرتبطة بالمقدار K [٦]، وتعطى في جداول ترموديناميكية مرتبة.

وأيضاً نستنتج معدل تدفق الغاز المتغير بتغير مساحة مقطع المنفث ونبدأ من العلاقة الآتية:

$$\dot{m}=\rho Av=\left(\frac{P}{RT}\right)A(Ma\sqrt{KRT})=PAMa\sqrt{\frac{K}{RT}}.....(20)$$

نعوض كل من T,P من العلاقتين (13) و (15) بالترتيب فيكون:

$$\dot{m}=\frac{AMaP_o\sqrt{K/RT_o}}{\left[1+\left(\frac{K-1}{2}\right)Ma^2\right]^{\frac{K}{K-1}-\frac{1}{2}}}$$

$$\dot{m}=\frac{AMaP_o\sqrt{K/RT_o}}{\left[1+\left(\frac{K-1}{2}\right)Ma^2\right]^{\frac{K+1}{2(K-1)}}}.....(21)$$

[٦] لأننا في هذه الدراسة عاملنا الغاز ضمن المنفث معاملة الغازات الكاملة.

فمعدل التدفق تابع لكل من ضغط وحرارة الاستقرار، ومساحة التدفق، وعدد ماخ، وهذه العلاقة صحيحة في أي مقطع من المنفث. ولمعرفة متى يأخذ التدفق أعلى قيمة له نثبت كل من A,T_o,P_o ونشتق بالنسبة لـ Ma ونجعل الناتج يساوي الصفر:

$$d\dot{m} = \frac{AP_o\sqrt{\frac{K}{RT_o}}\left[1+\left(\frac{K-1}{2}\right)Ma^2\right]^{(K+1)/2(K-1)} - AMaP_o\sqrt{\frac{K}{RT_o}}\left(\frac{K+1}{2}\right)Ma\left[1+\left(\frac{K-1}{2}\right)Ma^2\right]^{\frac{K+1}{2(K-1)}-1}}{\left(1+\left(\frac{K-1}{2}\right)Ma^2\right)^{\frac{(K+1)^2}{4(K-1)^2}}} = 0$$

نحسب متى يساوي البسط الصفر:

$$AP_o\sqrt{\frac{K}{RT_o}}\left[1+\left(\frac{K-1}{2}\right)Ma^2\right]^{(K+1)/2(K-1)}\left[1-\left(\frac{K+1}{2}\right)Ma\left(\frac{1}{1+\left(\frac{K-1}{2}\right)Ma^2}\right)\right] = 0$$

$$AP_o\sqrt{\frac{K}{RT_o}}\left[1+\left(\frac{K-1}{2}\right)Ma^2\right]^{(K+1)/2(K-1)}\left[1-\frac{1}{Ma}\right] = 0$$

ونلاحظ بسهولة من الحد الثاني انه عندما $Ma=1$ تصبح العلاقة تساوي الصفر أي يأخذ معدل التدفق أعلى قيمة له عندما عدد ماخ يساوي الواحد أي في عنق المنفث، فتعطى أعلى قيمة لمعدل التدفق بتعويض $Ma=1$ و $A=A^*$ أي مساحة عنق المنفث بالعلاقة (21) فيكون:

$$\dot{m}_{\max} = A^*P_o\sqrt{\frac{K}{RT_o}}\left(\frac{2}{K+1}\right)^{\frac{K+1}{2(K-1)}} \text{.....(22)}$$

حيث نستطيع التحكم بمعدل التدفق إما بتغيير درجة الحرارة وضغط الاستقرار أو بتغيير مساحة حلق المنفث.

والعلاقة التي تعط نسبة مساحة مقطع أي منطقة تدفقية في المنفث مع مساحة مقطع حلق المنفث نستنتجها من مساواة العلاقتين (21) و (22) أي معدل التدفق نفسه:

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{Ma}\left[\left(\frac{2}{K+1}\right)\left(1+\frac{K-1}{2}Ma^2\right)\right]^{\frac{K+1}{2(K-1)}} .....(23)$$

وأيضاً وبما أنه سرعة الصوت تتغير بتغير درجة الحرارة حسب كل غاز فيكون عدد ماخ في حلق المنفث يساوي:

$$Ma^* = \frac{v}{c^*} .....(24)$$

كما نستطيع أن نعبر عنها بطريقة أخرى:

$$Ma^* = \frac{c}{c^*}\frac{v}{c} = \frac{Ma\sqrt{KRT}}{\sqrt{KRT^*}} = Ma\sqrt{\frac{T}{T^*}}$$

ونعوض T, T^* من العلاقتين (17) و (13) بالترتيب:

$$Ma^* = Ma\sqrt{\frac{K+1}{2+(K-1)Ma^2}} .....(25)$$

ونلاحظ هنا أن Ma^* تختلف عن Ma حيث الأولى تعبر عن سرعة الغاز على سرعة الصوت في حلق المنفث أما الثانية فتشير إلى النسبة بشكل عام أي ضعف سرعة الصوت أو ضعف ونصف وهكذا....وغير مرتبطة بنوع الغاز أو درجة حرارته.

كما وتعطى معادلة سرعة تدفق الغازات الخارجة من المنفث من العلاقة (11):

$$v_e = \sqrt{2(h_o - h_e)} .....(26)$$

وهذه العلاقة صالحة للتطبيق سواء في الظروف المثالية او الغير مثالية للصاروخ.

كما ويمكن ان تكتب بشكل آخر حيث نذكر خطوات الاستنتاج كالآتي من العلاقة (12) و (14):

$$\left(\frac{P_e}{P_o}\right)^{\frac{1-K}{K}} - 1 = \frac{{v_e}^2}{2c_pT}$$

نعوض T من العلاقة (14)، و $c_p = KR/(K-1)$:

$${v_e}^2 = 2\frac{KR}{K-1}T_o\left(\frac{P_e}{P_o}\right)^{\frac{K-1}{K}}\left[\left(\frac{P_o}{P_e}\right)^{\frac{K-1}{K}} - 1\right]$$

$$v_e^{\,2} = 2\frac{KR}{K-1}T_o\left[1-\left(\frac{P_e}{P_o}\right)^{\frac{K-1}{K}}\right]$$

نعوض $R = R'/M$

$$v_e = \sqrt{\frac{T_o R'}{M}\frac{2K}{K-1}\left[1-\left(\frac{P_e}{P_o}\right)^{\frac{K-1}{K}}\right]} \quad .....(27)$$

ومن هذه المعادلة يتضح أن سرعة الخروج القصوى تحدث عند معدل ضغط $\frac{P_e}{P_o}$ متناهي في الصغر، أي عندما يحدث طرد الغاز داخل مجال مفرغ من الهواء.

One-dimensional isentropic compressible-flow functions for an ideal gas with $k = 1.4$

Ma	Ma*	A/A^*	P/P_0	ρ/ρ_0	T/T_0
0	0	∞	1.0000	1.0000	1.0000
0.1	0.1094	5.8218	0.9930	0.9950	0.9980
0.2	0.2182	2.9635	0.9725	0.9803	0.9921
0.3	0.3257	2.0351	0.9395	0.9564	0.9823
0.4	0.4313	1.5901	0.8956	0.9243	0.9690
0.5	0.5345	1.3398	0.8430	0.8852	0.9524
0.6	0.6348	1.1882	0.7840	0.8405	0.9328
0.7	0.7318	1.0944	0.7209	0.7916	0.9107
0.8	0.8251	1.0382	0.6560	0.7400	0.8865
0.9	0.9146	1.0089	0.5913	0.6870	0.8606
1.0	1.0000	1.0000	0.5283	0.6339	0.8333
1.2	1.1583	1.0304	0.4124	0.5311	0.7764
1.4	1.2999	1.1149	0.3142	0.4374	0.7184
1.6	1.4254	1.2502	0.2353	0.3557	0.6614
1.8	1.5360	1.4390	0.1740	0.2868	0.6068
2.0	1.6330	1.6875	0.1278	0.2300	0.5556
2.2	1.7179	2.0050	0.0935	0.1841	0.5081
2.4	1.7922	2.4031	0.0684	0.1472	0.4647
2.6	1.8571	2.8960	0.0501	0.1179	0.4252
2.8	1.9140	3.5001	0.0368	0.0946	0.3894
3.0	1.9640	4.2346	0.0272	0.0760	0.3571
5.0	2.2361	25.000	0.0019	0.0113	0.1667
∝	2.2495	∝	0	0	0

رسم توضيحي 7جدول يوضح النسب المستخدمة في التدفقات الغازية المنضغطة ثابتة الانتروبية

١. يعتمد مبدأ عمل الصاروخ على مبدأ الفعل ورد الفعل حيث يخضع لقوة دفع دائمة وهي خروج الغازات من مؤخرته.

٢. عدد ماخ (Mach Number) هي نسبة سرعة المائع الحقيقية إلى سرعة الصوت في نفس الموضع ونفس الحالة (نفس درجة الحرارة).

$$Ma = \frac{v}{c}$$

٣. عندما $Ma = 1$ يكون الغاز له نفس سرعة الصوت الموضعية ويسمى التدفق (Sonic Flow) ، وعندما $Ma < 1$ تكون سرعة الغاز تحت سرعة الصوت الموضعية ويسمى التدفق (Subsonic Flow)، وعندما $Ma > 1$ تكون سرعة الغاز فوق سرعة الصوت الموضعية ويسمى التدفق (Supersonic Flow).

٤. المنفث الذي تتناقص فيه مساحة مقطعه أولاً ثم تزداد يسمى المقطع اللام-الناشر (Converging-Diverging Nozzl).

٥. المنفث الذي تتناقص فيه مساحة مقطعه باتجاه التدفق يسمى المنفث اللام (Converging Nozzle)

٦. المنطقة التي يكون فيها أصغر مساحة مقطع تسمى حلق المنفث (Throat).

٧. أعلى سرعة يمكن أن يصل إليها الغاز المتدفق في المنفث اللام هي سرعة الصوت.

٨. يستخدم المنفث اللام الناشر في تسريع الغازات المتدفقة إلى فوق سرعة الصوت.

٩. دائماً تكون سرعة الغاز المتدفق في حلق المنفث تساوي سرعة الصوت.

١٠. وظيفة المنفث الأساسية تسريع الغازات ضمن المنفث، أي تحويل الطاقة الكيميائية التي يمتلكها إلى طاقة حركية هائلة تولد قوة دفع كبيرة قادرة على رفع الصاروخ.

١١. خواص الغاز المثالي ضمن المنفث تعطى بنسب بين منطقة الاستقرار (في بداية المنفث) وبين أي منطقة تدفقية، بدلالة Ma والثابت K معامل تمدد الغاز:

$$\frac{T_o}{T} = 1 + \left(\frac{K-1}{2}\right) Ma^2$$

$$\frac{P_o}{P} = \left(1 + \left(\frac{K-1}{2}\right) Ma^2\right)^{\frac{K}{K-1}}$$

$$\frac{\rho_o}{\rho} = \left(1 + \left(\frac{K-1}{2}\right) Ma^2\right)^{\frac{1}{K-1}}$$

١٢. عندما $Ma = 1$ تسمى النسب السابقة بالنسب الحرجة (Critical Ratios)، وهي النسبة بين منطقة حلق المنفث وبين أي منطقة تدفقية ضمن المنفث، وتصبح النسب كالآتي:

$$\frac{T^*}{T_o} = \frac{2}{K+1}$$

$$\frac{P^*}{P_o} = \left(\frac{2}{K+1}\right)^{\frac{K}{K-1}}$$

$$\frac{\rho^*}{\rho_o} = \left(\frac{2}{K+1}\right)^{\frac{1}{K-1}}$$

١٣. يكون معدل التدفق أعلى ما يمكن في حلق المنفث، عندما يكون $Ma = 1$ ويعطى بالعلاقة:

$$\dot{m}_{\max} = A^* P_o \sqrt{\frac{K}{RT_o}} \left(\frac{2}{K+1}\right)^{\frac{K+1}{2(K-1)}}$$

١٤. والعلاقة التي تعطي نسبة مساحة مقطع أي منطقة تدفقية في المنفث مع مساحة مقطع حلق المنفث:

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{Ma}\left[\left(\frac{2}{K+1}\right)\left(1 + \frac{K-1}{2} Ma^2\right)\right]^{\frac{K+1}{2(K-1)}}$$

١٥. يعطى عدد ماخ في حلق المنفث بالعلاقة:

$$Ma^* = Ma\sqrt{\frac{K+1}{2+(K-1)Ma^2}}$$

١٦. تعطى سرعة الغاز عند خروجه من المنفث بالعلاقة:

$$v_e = \sqrt{\frac{T_o R'}{M}\frac{2K}{K-1}\left[1 - \left(\frac{P_e}{P_o}\right)^{\frac{K-1}{K}}\right]}$$

حيث أعلى سرعة خروج تحدث عند معدل ضغط $\frac{P_e}{P_o}$ متناهي في الصغر، أي عندما يحدث طرد الغاز داخل مجال مفرغ من الهواء.

الخاتمة

لقد رأينا فيما سبق أن المنفث عنصر أساسي في محرك الصاروخ وهو جزء لا يتجزأ منه، فمن الصعوبة تسريع الغازات وجعلها تمتلك تلك الطاقة الحركية الهائلة بدون استخدام المنفث، وهكذا تعرفنا على المنفث وكيفية استنتاج معادلات الحالة المتغيرة للغاز من ضغط وحرارة وكثافة، بالإضافة إلى سرعة الغاز، حيث كل ذلك يصب بشكل مباشر في قسم الترموديناميك. حيث بتكامل العديد من العلوم من ميكانيك حركة وترموديناميك ومواد بناء وتقنيات التوجيه والرادارات، تم صنع الصواريخ وتطويرها، آملين أن يكون لنا في المستقبل نصيباً من إثراء هذا العلم وتطويره في صالح البشرية والعالم.

أفكار مستقبلية

مازال هناك الكثير من المفاهيم والقوانين المتعلقة بالمنفث التي لم أتناولها بعد بالشكل الكافي كالضغط الخلفي، وموجة الصدم التي تنشأ في بعض الحالات في داخل المنفث.

بالإضافة إلى معرفة ودراسة الأبعاد والأطوال النظامية التي يجب أن يأخذها المنفث وغرفة الاحتراق لتوليد قوة دفع أكبر.

كما يوجد العديد من المنافث التي لها أشكال مختلفة وتعطي كل منها دفعاً بطريقة مختلفة عن الأخرى، فمن الممكن تصميم أشكال جديدة تعطي دفعاً أكبر وبتقنية أعلى.

كما أتمنى أن يعطى قسم الترموديناميك اهتماماً أكبر في مناهجنا السورية، ومحاولة تطويره، ولا يكون مقتصراً على الأساسيات فقط، حيث يوجد ضعف كبير وشرخ واسع في هذا القسم الهام من الكيمياء الفيزيائية في مناهجنا التدريسية.

المصادر والمراجع

Books:

1. Thyrmodynamics an engineering approach 7th ED, Michael A.Boles and Yunus A.Cangel, the third edition.
2. How to design, build, and test small liquid-fuel rocket engines.
3. Physics for scientists and engineers 9th edition, John W.Jewett,Jr and Raymond A.Serway.

Websites:

1. www.nasa.gov
2. www.arab-military.com
3. www.rocketandspacetechnology.com

فهرس الرسوم التوضيحية

رسم توضيحي 1يعمل الصاروخ مثل البالون– خروج الغازات ينتج ضغطاً غير متساو يجعل الصاروخ أو البالون يترك الأرض ٣
رسم توضيحي 2منفث دي لافال (اللام–الناشر) ٤
رسم توضيحي 3مخطط يوضح خواص الغاز في المنفث ٤
رسم توضيحي 4صورة توضح عدم ازدياد عدد ماخ حتى عند زيادة أو نقصان مساحة المقطع.....٧
رسم توضيحي 5صورة توضح متى يكون المنفث (Nozzle) أو (Diffuser) حسب سرعة التدفق.....٧
رسم توضيحي ٦المنفث (Nozzle).....١١
رسم توضيحي 7جدول يوضح النسب المستخدمة في التدفقات الغازية المنضغطة ثابتة الانتروبية ١٤

فهرس الصفحات

المقدمة.....2
١. لمحة عن مبدأ عمل الصواريخ:
مقارنة نظرية بين مبدأ عمل القذيفة والصاروخ.....3
المنفث في الصاروخ.....4
٢. دراسة سرعة الغاز بتغير مساحة مقطع المنفث.....5
٣. الدراسة الترموديناميكية لتدفق الغازات ضمن المنفث.....8
النتائج.....15
الخاتمة.....17
أفكار مستقبلية.....17
المصادر والمراجع.....18
فهرس الرسوم التوضيحية.....19